SFI FPL AJS37
Del 1
Inledning
Kap I Beskrivning och handhavande

Del 2 (Hemlig)
Kap II — VI

Del 3 (Hemlig)
Kap I Beskrivning och handhavande

Del 4 (Hemlig)
Komplement

FPL AJS37

M5800–370011

SPECIELL FÖRARINSTRUKTION

Del 1 Kap I

Exemplar nr:

KRIGSARKIVET

Saab Military Aircraft

Innehåll, del 1, kap I Flik

Attesteringslista
Förteckning över gällande sidor
Inledning
Allmänt 1
Skrov 2
Kraftförsörjning 3
Huv 4
Stol 5
Räddningssystem 6
Miljösystem 7
Landställ 8
Motor 9
Automatisk fartkontroll 10
Bränslesystem 11
Styrsystem 12
Instrument 13
Kommunikation 14
Indikeringslampor 15
Belysning 16
Presentation EP 08 17
Dator CK37 18
Luftdatasystem 19
Flyglägesinstrument FLI 37 20
Radarhöjdmätare 21
Höjdberäkning i CK 22
Höjdvarning 23
Navigeringssystem 24
Beväpning 25
Registrering 26
Funktionskontroll 27
Funktionsövervakning 28

Förrådsbeteckning: M7780–402291
Förrådsbenämning: SFI FPL AJS37, D1

Fastställd enligt M58–37:36980/94 (1994–11–21)
Utgåva: Nov 1994

Distribution:
Försvarets Bok– och Blankettförråd

Attesteringslista

Kontrollera i attesteringslistan att alla tidigare ändringar är införda.
Vid oklarhet kontakta FÖRSVARETS MATERIELVERK, Flygplanbyrån, tel 08–782 40 00.

Ändringen bestyrks Nr	Datum	Sign	Ändringen bestyrks Nr	Datum	Sign	Ändringen bestyrks Nr	Datum	Sign	Ändringen bestyrks Nr	Datum	Sign
1			34			67			100	.....	
2			35			68			101	.....	
3			36			69			102	.....	
4			37			70			103	.....	
5			38			71			104	.....	
6			39			72			105	.....	
7			40			73			106		
8			41			74			107	.....	
9			42			75			108	.....	
10			43			76			109	.....	
11			44			77			110	.....	
12			45			78			111		
13			46			79			112	.....	
14			47			80			113	.....	
15			48			81			114	.....	
16			49			82			115	.....	
17			50			83			116	.....	
18			51			84			117	.....	
19			52			85			118	.....	
20			53			86			119	.....	
21			54			87			120	.....	
22			55			88			121	.....	
23			56			89			122	.....	
24			57			90			123	.....	
25			58			91			124	.....	
26			59			92			125	.....	
27			60			93			126	.....	
28			61			94			127	.....	
29			62			95			128	.....	
30			63			96			129	.....	
31			64			97			130	.....	
32			65			98			131	.....	
33			66			99			132	.....	

Nr–serien för ändringar är gemensam för hela boken.

Förteckning över gällande sidor

Ingressidor	Del	Flik	Sid	Datum
Titelblad	1		1	94–11–15
Titelblad			2	Blank
Attesteringslista			1	94–11–15
Attesteringslista			2	Blank
Förteckning över gällande sidor			1	94–11–15
Förteckning över gällande sidor			2	94–11–15
Förteckning över gällande sidor			3	94–11–15
Förteckning över gällande sidor			4	94–11–15
Förteckning över gällande sidor			5	94–11–15
Förteckning över gällande sidor			6	Blank
Inledning			1	94–11–15
Inledning			2	Blank

Övriga sidor i publikationen

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	1	—	1	94–11–15
			2	94–11–15
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	Blank
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	Blank
			17	94–11–15
			18	94–11–15
			19	94–11–15
			20	Blank
			21	94–11–15
			22	Blank
	2	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	2	—	5	94–11–15
			6	Blank
	3	—	1	94–11–15
			2	94–11–15
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	Blank
			19	94–11–15
			20	94–11–15
			21	94–11–15
			22	94–11–15
			23	94–11–15
			24	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	3	—	25	94–11–15
			26	94–11–15
			27	94–11–15
			28	94–11–15
			29	94–11–15
			30	94–11–15
			31	94–11–15
			32	94–11–15
			33	94–11–15
			34	94–11–15
			35	94–11–15
			36	94–11–15
			37	94–11–15
			38	94–11–15
			39	94–11–15
			40	94–11–15
			41	94–11–15
			42	Blank
4	—		1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	Blank

Sidornas originaldatum: 1994–11–15
I förteckningen anger * senaste ändringen.
På berörda sidor är sakändringar markerade med streck i marginalen.
Vid bildändring kan även komplettering med lodrät våglinje inne i bilden förekomma.

Förteckning över gällande sidor, forts

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	4	—	9	94–11–15
			10	Blank
		1	1	94–11–15
			2	Blank
	5	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
	6	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	Blank
	7	—	1	94–11–15
			2	94–11–15
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	Blank
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
	1		1	94–11–15
			2	Blank
	8	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	8	—	9	94–11–15
			10	Blank
	9	—	1	94–11–15
			2	94–11–15
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	94–11–15
			19	94–11–15
			20	94–11–15
			21	94–11–15
			22	94–11–15
			23	94–11–15
			24	94–11–15
			25	94–11–15
			26	94–11–15
			27	94–11–15
			28	94–11–15
			29	94–11–15
			30	Blank
			31	94–11–15
			32	94–11–15
			33	94–11–15
			34	94–11–15
			35	94–11–15
			36	94–11–15
			37	94–11–15
			38	94–11–15
			39	94–11–15
			40	94–11–15
	10	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	Blank
	11	—	1	94–11–15
			2	Blank

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	11	—	3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	Blank
			13	94–11–15
			14	Blank
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	94–11–15
			19	94–11–15
			20	Blank
	12	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	Blank
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	94–11–15
			19	94–11–15
			20	94–11–15
			21	94–11–15
			22	Blank
			23	94–11–15
			24	94–11–15
			25	94–11–15
			26	Blank
			27	94–11–15
			28	94–11–15
			29	94–11–15
			30	94–11–15
			31	94–11–15
			32	94–11–15
			33	94–11–15
			34	Blank

Förteckning över gällande sidor, forts

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	13	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	Blank
	14	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	Blank
			7	94–11–15
			8	Blank
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
	15	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	Blank
			9	94–11–15
			10	Blank
	16	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	Blank
			9	94–11–15
			10	Blank
	17	—	1	94–11–15
			2	94–11–15
			3	94–11–15
			4	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	17	—	5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	Blank
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	94–11–15
			19	94–11–15
			20	94–11–15
			21	94–11–15
			22	94–11–15
			23	94–11–15
			24	94–11–15
			25	94–11–15
			26	94–11–15
			27	94–11–15
			28	94–11–15
			29	94–11–15
			30	94–11–15
	18	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	Blank
			15	94–11–15
			16	Blank
	19	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	Blank
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	20	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	Blank
			15	94–11–15
			16	Blank
	21	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	Blank
	22	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	Blank
	23	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
	24	—	1	94–11–15
			2	94–11–15
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	Blank
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15

Förteckning över gällande sidor, forts

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	24	—	17	94–11–15
			18	94–11–15
			19	94–11–15
			20	94–11–15
			21	94–11–15
			22	94–11–15
			23	94–11–15
			24	Blank
			25	94–11–15
			26	94–11–15
			27	94–11–15
			28	94–11–15
			29	94–11–15
			30	94–11–15
			31	94–11–15
			32	Blank
			33	94–11–15
			34	94–11–15
			35	94–11–15
			36	94–11–15
			37	94–11–15
			38	94–11–15
			39	94–11–15
			40	94–11–15
			41	94–11–15
			42	94–11–15
			43	94–11–15
			44	94–11–15
			45	94–11–15
			46	94–11–15
			47	94–11–15
			48	94–11–15
			49	94–11–15
			50	94–11–15
			51	94–11–15
			52	94–11–15
			53	94–11–15
			54	94–11–15
			55	94–11–15
			56	94–11–15
			57	94–11–15
			58	94–11–15
			59	94–11–15
			60	94–11–15
			61	94–11–15
			62	94–11–15
			63	94–11–15
			64	94–11–15
			65	94–11–15
			66	94–11–15
			67	94–11–15
			68	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	24	—	69	94–11–15
			70	94–11–15
			71	94–11–15
			72	94–11–15
			73	94–11–15
			74	94–11–15
			75	94–11–15
			76	94–11–15
			77	94–11–15
			78	94–11–15
			79	94–11–15
			80	94–11–15
			81	94–11–15
			82	94–11–15
25	—		1	94–11–15
			2	94–11–15
			3	94–11–15
			4	Blank
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	94–11–15
			19	94–11–15
			20	94–11–15
			21	94–11–15
			22	94–11–15
			23	94–11–15
			24	94–11–15
			25	94–11–15
			26	94–11–15
			27	94–11–15
			28	94–11–15
			29	94–11–15
			30	94–11–15
			31	94–11–15
			32	94–11–15
			33	94–11–15
			34	94–11–15
			35	94–11–15
			36	Blank
			37	94–11–15
			38	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	25	—	39	94–11–15
			40	94–11–15
			41	94–11–15
			42	Blank
			43	94–11–15
			44	Blank
			45	94–11–15
			46	94–11–15
			47	94–11–15
			48	Blank
			49	94–11–15
			50	Blank
			51	94–11–15
			52	94–11–15
			53	94–11–15
			54	94–11–15
			55	94–11–15
			56	Blank
			57	94–11–15
			58	Blank
			59	94–11–15
			60	94–11–15
			61	94–11–15
			62	94–11–15
			63	94–11–15
			64	Blank
			65	94–11–15
			66	94–11–15
			67	94–11–15
			68	94–11–15
			69	94–11–15
			70	94–11–15
			71	94–11–15
			72	Blank
			73	94–11–15
			74	94–11–15
			75	94–11–15
			76	94–11–15
			77	94–11–15
			78	94–11–15
26	—		1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15

Förteckning över gällande sidor, forts

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum
1	26	—	13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
	27	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	Blank
			9	94–11–15
			10	Blank
	28	—	1	94–11–15
			2	Blank
			3	94–11–15
			4	94–11–15
			5	94–11–15
			6	94–11–15
			7	94–11–15
			8	94–11–15
			9	94–11–15
			10	94–11–15
			11	94–11–15
			12	94–11–15
			13	94–11–15
			14	94–11–15
			15	94–11–15
			16	94–11–15
			17	94–11–15
			18	94–11–15

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum

Del	Flik	Bilaga	Sid	Datum

Inledning

Denna utgåva av SFI fpl AJS37 gäller flygplan med modpaket 12 infört och systemstatus enligt datorprogram CK 18–1. Drivmedel: Flygfotogen 75.

Kapitel I, som samtrycks för SFI och Beskrivning fpl AJS37, utgör en komplett allmän beskrivning av flygplanet, och ges ut i en öppen och en hemlig del. Den öppna delen utgör Del 1 och den hemliga Del 3.

Kapitel II — VI utgör den direktiva delen av SFI och ges ut i den hemliga Del 2.

Ett komplement med prestandadiagram ges ut i den hemliga Del 4.

Avvikelser från angiven modifierings– och systemstatus redovisas dels på gröna blad sist under resp delflik i Del 1 och Del 3, dels på gula blad i kap VI i Del 2.

Anm

SFI kap I för AJS37 avses även bli baspublikation för de SH– och SF–flygplan som modifieras till AJSH– resp AJSF–utförande. SFI för omodifierade AJ–flygplan förblir oförändrad och dess kap I behåller sitt baspublikationssamband med kap I för SK–, SH– och SF–versionerna.

Allmänt

Innehåll

		Sida
1	Typversioner flygplan 37	3
2	Flygplan AJS37	3
2.1	Huvuddata	9
2.2	Användningsområde	9
2.3	Konfiguration	9
2.4	Utrustningar	10
3	Förarrummet	13
3.1	Reglage	13
3.2	Instrument	13
3.3	Indikeringslampor	13
3.4	Belysning	13
3.5	Räddningsutrustning	14
3.6	Föraranslutningar	14

Bilder

		Sida
1	Flygplan AJS37	5
2	Typritning, flygplan AJS37. Sidovy och vy framifrån	7
3	Typritning, flygplan AJS37. Vy ovanifrån och underifrån	8
4	Elektroniksystem, blockschema	12
5	Förarrum, översikt	15
6	Förarrum, vänster sida	17
7	Förarrum, centralparti	18
8	Förarrum, höger sida	19
9	Nödinstruktionspaneler	21

1 Typversioner flygplan 37

Flygplan 37 är ett enhetsflygplan, som förekommer i fem olika versioner: attack– och skolversion, två spaningsversioner och en jaktversion. Spaningsversionerna utgörs av en fotospanings– och en havsövervaknings-version.

Flygplanets elektronikutrustning, som delvis är gemensam för samtliga versioner, är uppbyggd kring en dator vars program kan ändras för de olika versionernas specifika behov. Flygplanet är dessutom så konstruerat att den taktiska utrustningen, som är speciell för de olika versionerna, lätt kan installeras.

Flygplan AJ37, det äldre utförandet av attackversionen, är ensitsigt och försett med utrustning för attackuppdrag mot sjö– och landmål, men kan även användas för vissa jaktuppdrag. Flygplan AJS37, det modernare utförandet av attackversionen, kan användas för attackuppdrag mot sjö– och landmål, för vissa jaktuppdrag och för vissa spaningsuppdrag.

Flygplan SK37, skolversionen, är tvåsitsigt med en främre och en bakre kabin. Flygplanet är i första hand avsett för typinflygning i dubbelkommando och viss taktisk utbildning, men kan också användas för att lösa vissa begränsade taktiska uppgifter.

Flygplan S37 förekommer dels i en fotospaningsversion, SF37, försedd med kamerautrustning för låg–, hög– och avståndsfotografering, dels i en havsövervakningsversion, SH37, försedd med spaningsradar och avståndskamera. Såväl SF37 som SH37 är ensitsigt och kan medföra viss beväpning.

Flygplan JA37, jaktversionen, är ensitsigt och försett med utrustning för anfall mot luftmål, men kan även användas för vissa attackuppdrag.

I föreliggande publikation behandlas det modernare utförandet av attackversionen, AJS37.

2 Flygplan AJS37

Flygplanet är turbojetmotordrivet och försett med erforderlig utrustning för allvädersflygning. Förarrummets utformning framgår av Bild 5, 6 och 7.

Flygplanet har konstruerats dels med syfte på höga farter på låg höjd, korta stigtider, god accelerationsförmåga och goda överljudsprestanda på höga höjder, dels med syfte på STOL–egenskaper, det vill säga korta start– och landningssträckor i förening med goda lågfartsegenskaper.

Flygplanet är utrustat med helt servomanövrerade roder samt styrautomat, som kan användas dels för automatisk styrning, dels enbart för dämpning vid manuell styrning. Flygplanet är utrustat med hydrauliskt manövrerade luftbromsar av klafftyp och nosvingehalvorna är i bakkanten försedda med hydrauliskt manövrerade klaffar för bl a ökning av lyftkraften vid start och landning.

Förarrummet utgörs av en luftkonditionerad tryckkabin med fällbar huv och raketstol för nödutsprång.

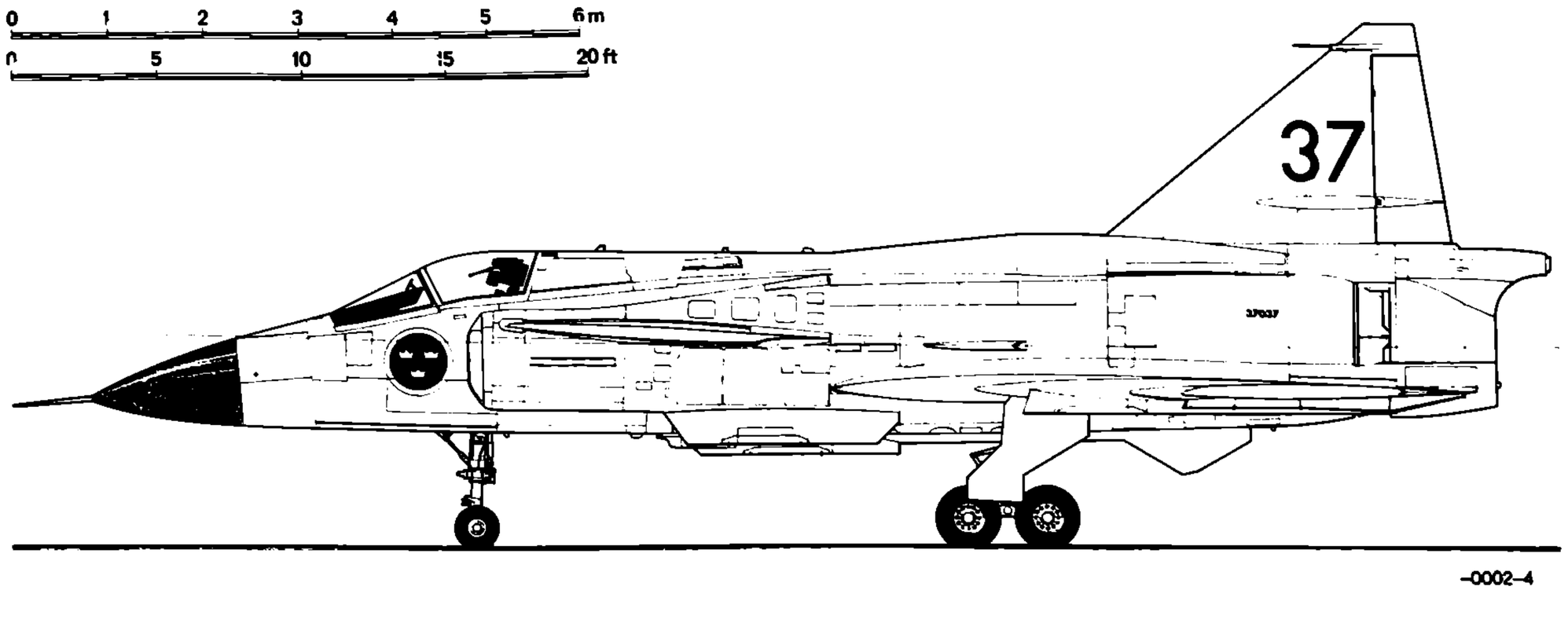
Turbojetmotorn, som är av dubbelströmstyp, är försedd med efterbrännkammare, som är reglerbar i tre steg. Motorn har beteckningen RM 8 och är en militär utveckling av den civila motorn Pratt & Whitney JT8D. För att flygplanets landningssträcka ska kunna reduceras, har motorn försetts med tre hydrauliskt manövrerade reverseringsklaffar som vänder motorns gasstråle framåt (dragkraftsreversering). Vid marknivå utvecklar motorn

(installerad i provbock) en nominell statisk dragkraft av 65,6 kN (6690 kp) vid max släckt EBK och 115,6 kN (11790 kp) vid max tänd EBK.

Flygplanet kan utrustas med en under kroppen centralt placerad fällbar extratank.

All beväpning medförs som yttre last i ving– och kroppsplacerade beväpningsbalkar.

Flygplanet är försett med en omfattande elektronisk utrustning i vilken den centrala datorn, CK37, utgör den samordnande enheten. Datorn utnyttjas i stor omfattning för central databehandling innefattande bland annat navigerings– och siktesberäkningar, reglerings– och omkopplingsuppgifter samt kontroll och övervakning av ingående delsystem.



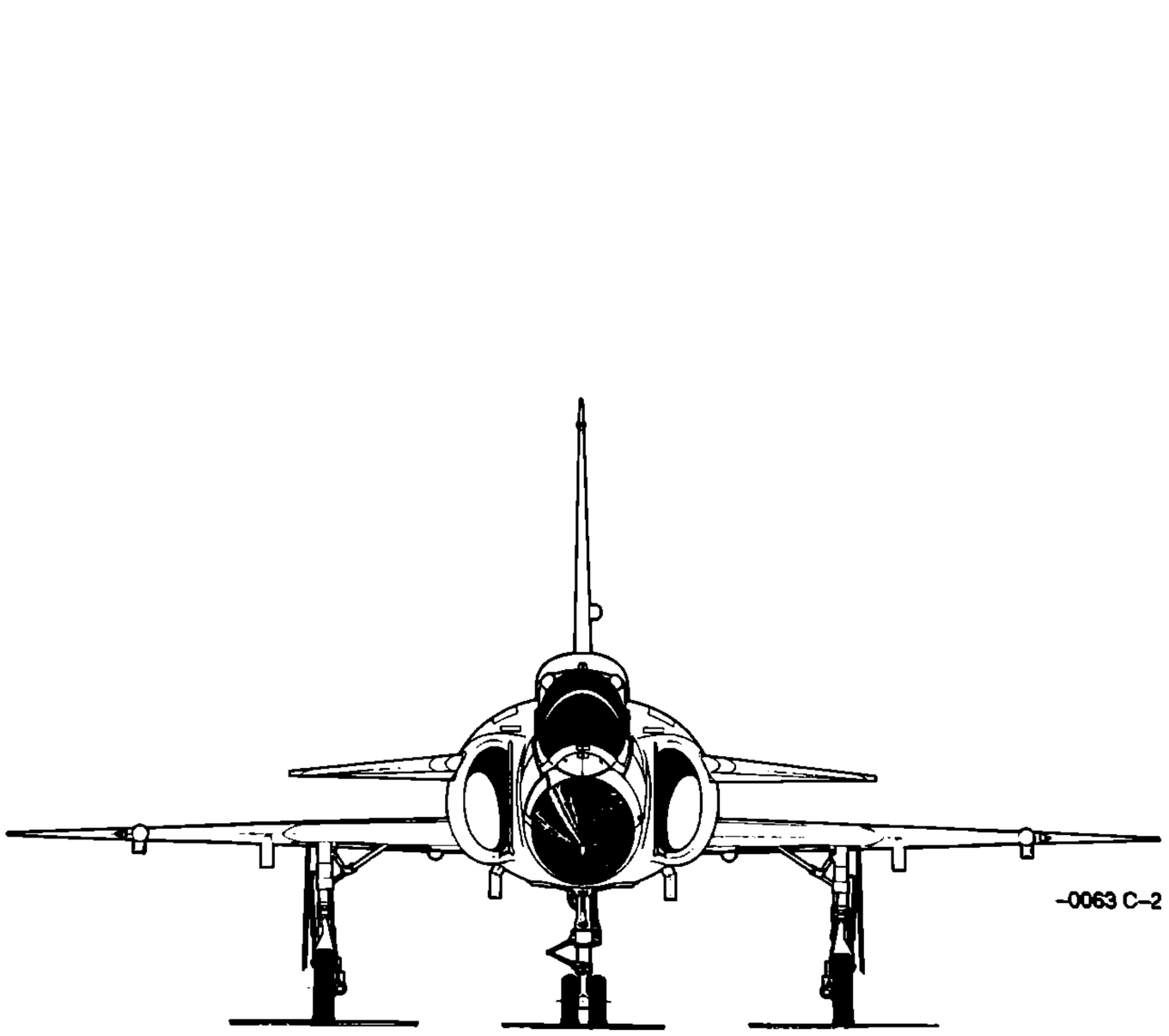


Bild 2. Typritning, flygplan AJS37. Sidovy och vy framifrån

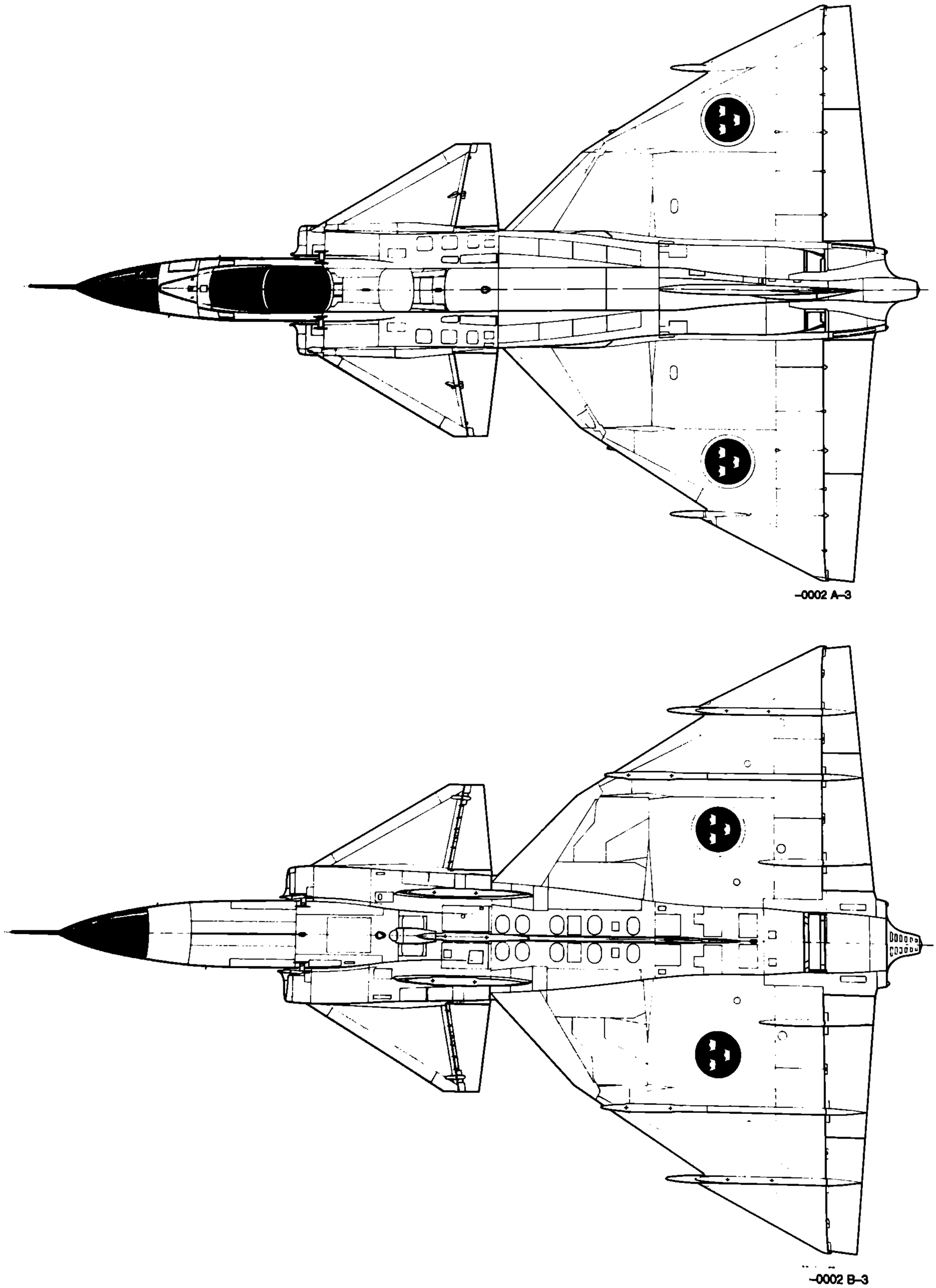


Bild 3. Typritning, flygplan AJS37. Vy ovanifrån och underifrån

2.1 Huvuddata

Spännvidd	10,60 m
Spännvidd, nosvinge	5,45 m
Längd (inklusive pitotrör)	ca 16,30 m
Höjd till fenspets (statiskt läge)	5,81 m
Höjd till fenspets (vikt fena)	4,00 m
Vingyta, huvudvinge	46,00 m^2
Vingyta, nosvinge	6,70 m^2
Spårvidd	4,76 m
Hjulbas (till boggins mitt)	5,60 m
Startvikt (exklusive beväpning och extratank)	15225 kg
Vingbelastning (vid 15225 kg)	3,24 kPa
Minsta svängradie (till centrumlinjen)	9,50 m
Minsta svängradie (till huvudvingens spets)	15,45 m

2.2 Användningsområde

Flygplan AJS37 är i första hand avsett för attackuppdrag mot sjö– och landmål, och i andra hand för begränsade jakt– och spaningsuppdrag. Flygplanet kan för attackuppdrag utrustas med ett flertal olika beväpningsalternativ omfattande robotar, bombkapslar, raketer, sprängbomber, lysbomber och akan, antingen var för sig eller i kombination. Dessutom kan flygplanet medföra viss motmedelsutrustning.

Flygplanet kan för jaktuppdrag utrustas med luftmålsrobotar och/eller med akankapslar.

2.3 Konfiguration

Flygplanets konfiguration har huvudsakligen styrts av kravet på STOL-egenskaper (kort start– och landningssträcka). Detta krav uppnås bland annat genom den aerodynamiska konfigurationen med nosvinge och genom huvudställens konstruktion, som medger att man använder en landningsmetod som innebär sättning utan övergångsbåge.

Nosvingekonfigurationen i samband med nedfällning av nosvingeklaffarna och dropning av huvudvingens roder ger en avsevärd ökning av lyftkraften, vilket bl a i sin tur medger relativt låg fart i landningsplanén och låg sättningfart.

Landningssträckan kan minskas om landningen sker utan övergångsbåge. Denna landningsmetod utsätter huvudställen för stora påfrestningar, varför flygplanets huvudställ vardera är försett med två hjul placerade i tandem. Detta medför att lastupptagningen blir mjukare på grund av att stötreaktionen väsentligt mildras av den tidsfördröjning som erhålls genom att det bakre hjulet sätts ned före det främre.

2.4 Utrustningar

Elektronikutrustningen i flygplanet består i princip av ett ordinarie system, uppbyggt runt dator CK37, och av flera reservsystem. Reservsystemen är oberoende av det ordinarie systemet och av varandra.

Det ordinarie systemet utför i huvudsak följande systemfunktioner:

- Flygdata
- Styrning
- Navigering
- Kommunikation
- Målspaning och målinmätning
- Siktning och vapeninsats
- Motmedel
- Presentation och manövrering
- Funktionsövervakning
- Test
- Registrering.

De olika systemfunktionerna utförs med bland annat följande utrustningar:

Radar PS–37/A används för bland annat navigering, målspaning och målinmätning.

Indikatorutrustning EP 08, som består av centralindikator CI och siktlinjesindikator SI, används tillsammans med övriga ordinarie instrument och indikatorer för att presentera bland annat flygdata och navigeringsinformation.

Luftdatasystemet mäter och bearbetar luftdatastorheter.

Flyglägesinstrumentet mäter flygplanets kurs och attityd.

Radarhöjdmätaren mäter flygplanets höjd över den underliggande terrängen.

Reservinstrumenten mäter och presenterar flygdata oberoende av det ordinarie systemet.

Dopplerutrustningen mäter flygplanets hastighet relativt den underliggande terrängen.

TILS–utrustningen (TILS = Taktiskt InstrumentLandningsSystem) ger under landningen styrorder och uppdaterar flygplanets position.

Styrautomaten förbättrar flygplanets flygegenskaper och avlastar flygföraren genom hållfunktioner.

Högalfavarningssystemet varnar vid flygning med olämpligt höga anfallsvinklar.

Den automatiska fartkontrollen reglerar motorns dragkraft.

Kommunikationsutrustningen förmedlar dubbelriktad talkommunikation med markstation och med andra flygplan.

IK–utrustningen ingår i ett militärt igenkänningssystem och används av egen stridsledning för att identifiera flygplanet.

Transponder PN–865 ingår i ett internationellt igenkänningssystem och används bland annat för att identifiera flygplanet.

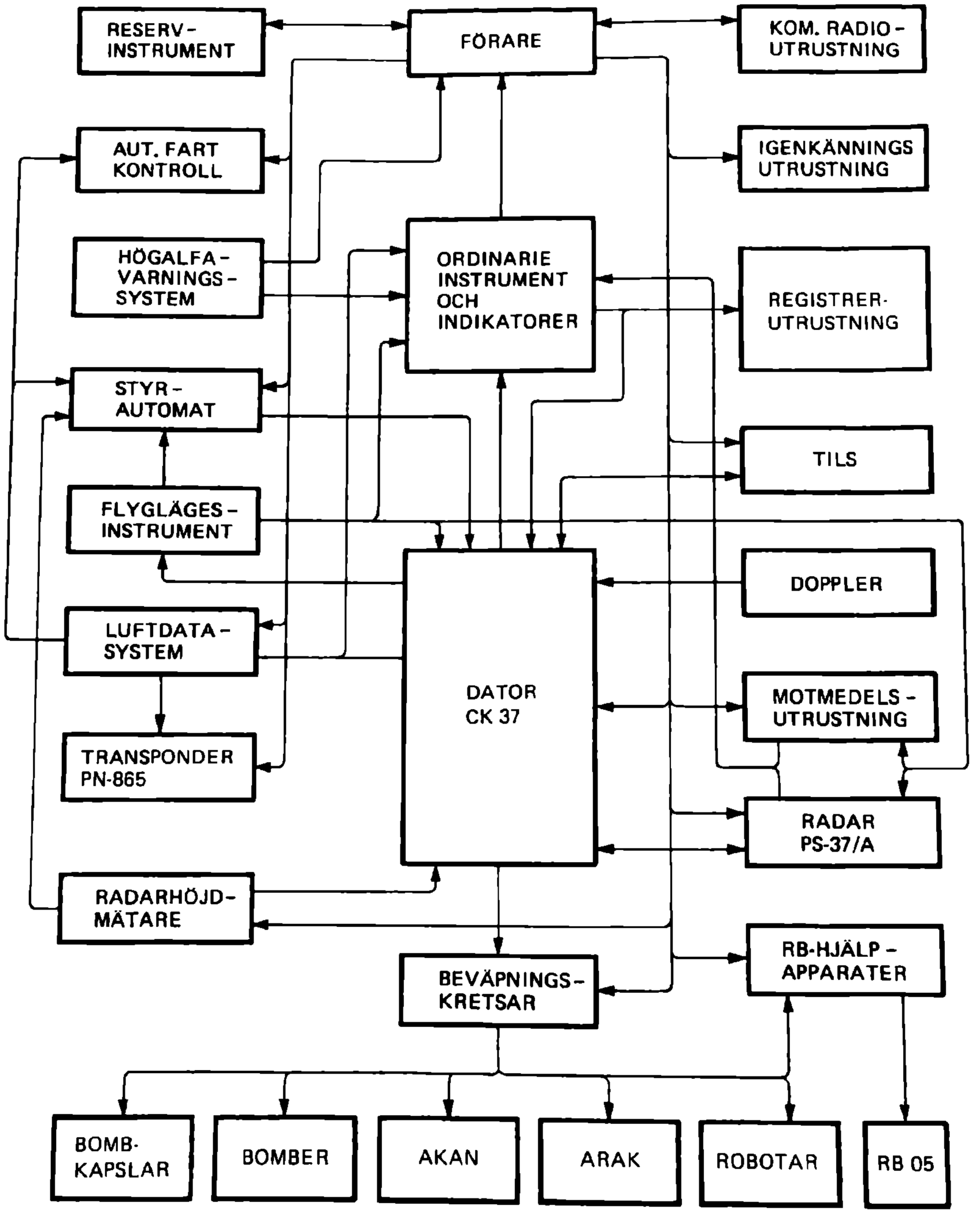
Motmedelsutrustningen förhindrar och försvårar användandet av radar och IR–detektorer mot flygplanet. Utrustningen indikerar dessutom om flygplanet bestrålas med radar.

Beväpningskretsarna utgörs av utrustning för val av vapen och fällsätt, samt för osäkring, avfyring och nödfällning.

Robothjälpapparaterna överför förarens styrkommandon till RB 05 styrsystem.

Vapnen medförs som yttre last och utgörs av robotar, bombkapslar, arak, akan och bomber.

Registrerutrustningen består av utrustning för underhåll, flygsäkerhet och utbildning.



–3959 DV

Bild 4. Elektroniksystem, blockschema

3 Förarrummet

Förarrummet, som utgörs av en luftkonditionerad tryckkabin, har utformats och försetts med utrustning för att tillfredsställa både taktiska och flygsäkerhetmässiga behov.

Utformningen av förarrummet har bland annat påverkats av den relativt höga anfallsvinkel som erhålls i samband med landning. För att i detta fall erhålla tillfredsställande sikt framåt–nedåt har den främre delen av förarrummet och panelen framför föraren utformats låga.

Kabinens färg har valts mattgrå, bland annat för att den ljusstyrka som erfordras för att få en god allmänbelysning minskar vid detta färgval. Minskad ljusstyrka minskar också risken för starka skuggkontraster och ljusreflexer som i sin tur kan förorsaka "villor".

Utrustningen i förarrummet omfattar manöver–, betjänings– och indikeringsorgan som är placerade på paneler till vänster, till höger och framför föraren. Förarrummet är vidare försett med konventionella sidstyrpedaler, vilka även används för noshjulsstyrning, styrspak, räddningsutrustning för nödutsprång, centralanslutning för telefoni och syrgas till mask och g–dräkt samt anslutning för luft till förarens ventilerade dräkt. En översikt över förarrummet visas på Bild 5.

3.1 Reglage

Reglage, manöverpaneler och manöverorgan har utformats och placerats med hänsyn till när de används under ett uppdrag. Placeringsbedömningen grundas på det faktum att manövrering av flygplanet oftast sker med höger hand, varför reglage och manöverorgan som ska betjänas under samtidig manövrering av flygplanet placerats för betjäning med vänster hand.

3.2 Instrument

Huvuddelen av instrumenten är placerade på frontpanelen. En strävan har varit att inbördes placera instrumenten i sammanhörande grupper.

3.3 Indikeringslampor

Indikeringslamporna är huvudsakligen placerade på två tablåer, vänster och höger indikeringstablå. Tablåerna har lampfält som indikerar i vilket system som fel uppstått.

3.4 Belysning

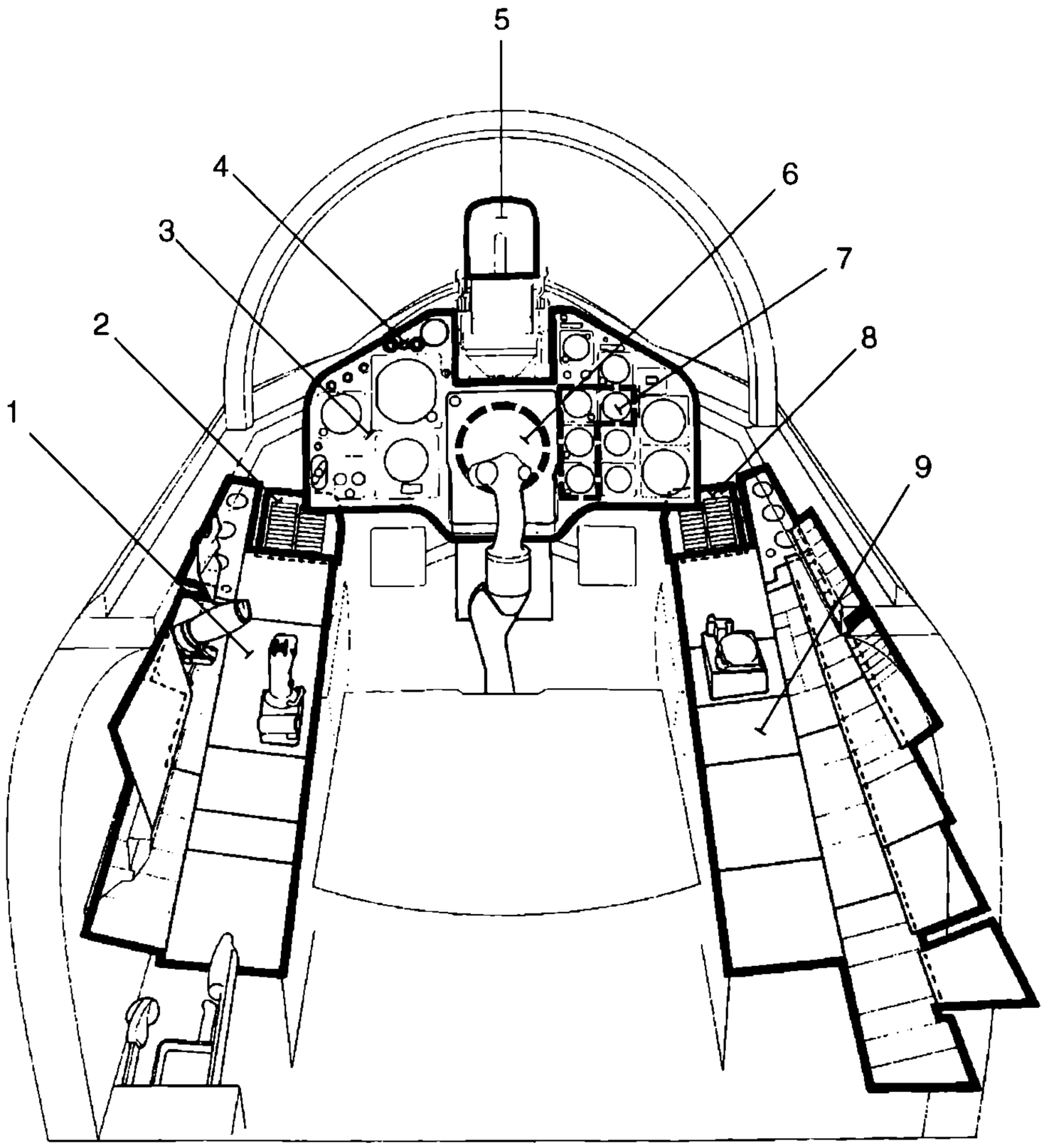
Belysningen i förarrummet omfattar instrumentbelysning som är inbyggd i instrumenten, panelbelysning av s k kondensatortyp, allmänbelysning samt kartbelysning.

3.5 Räddningsutrustning

Räddningsutrustningen, som möjliggör nödutsprång både vid hög fart och från markrullande flygplan, omfattar raketstol, fallskärm och nödutrustningspacke. Till stolen hör fastbindningsanordningar.

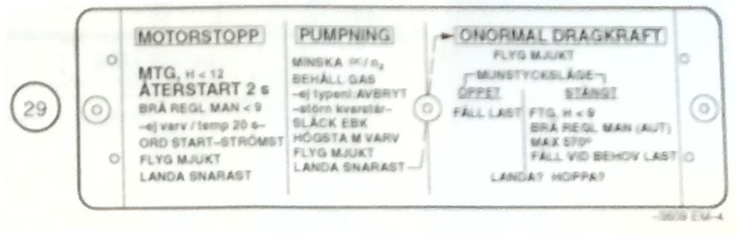
3.6 Föraranslutningar

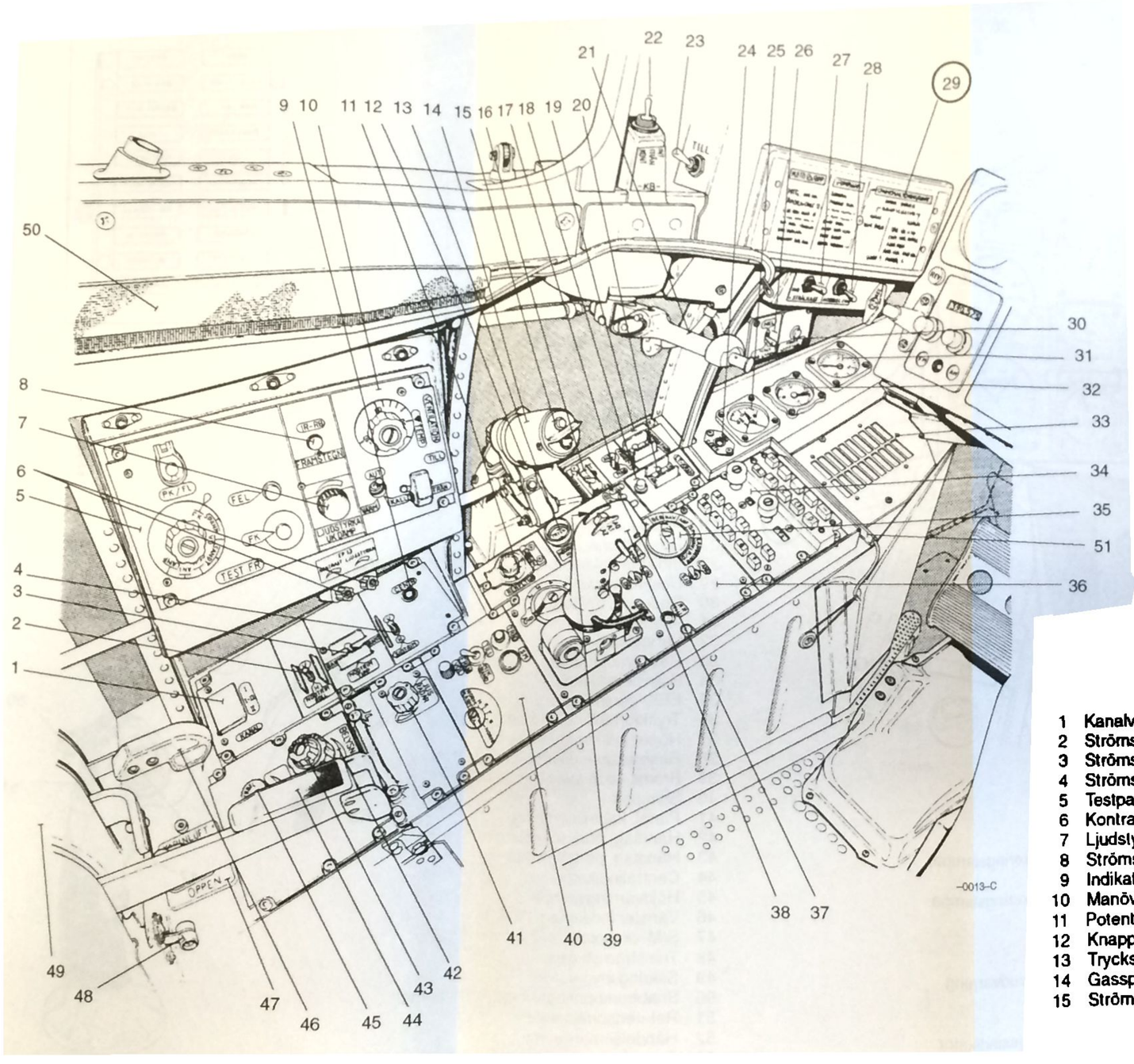
Förarens syrgas– och telefoniutrustning sammankopplas med flygplanets motsvarande utrustning med en centralanslutning, infäst i raketstolen. Anslutningen av den ventilerade dräkten sker med en glidkoppling som är placerad till vänster om föraren.



1 Paneler, vänster sida
2 Indikeringstablå, vänster sida
3 Frontpanel
4 Huvudvarningslampor
5 Siktlinjesindikator
6 Centralindikator
7 Reservinstrument
8 Indikeringstablå, höger sida
9 Paneler, höger sida

Bild 5. Förarrum, översikt

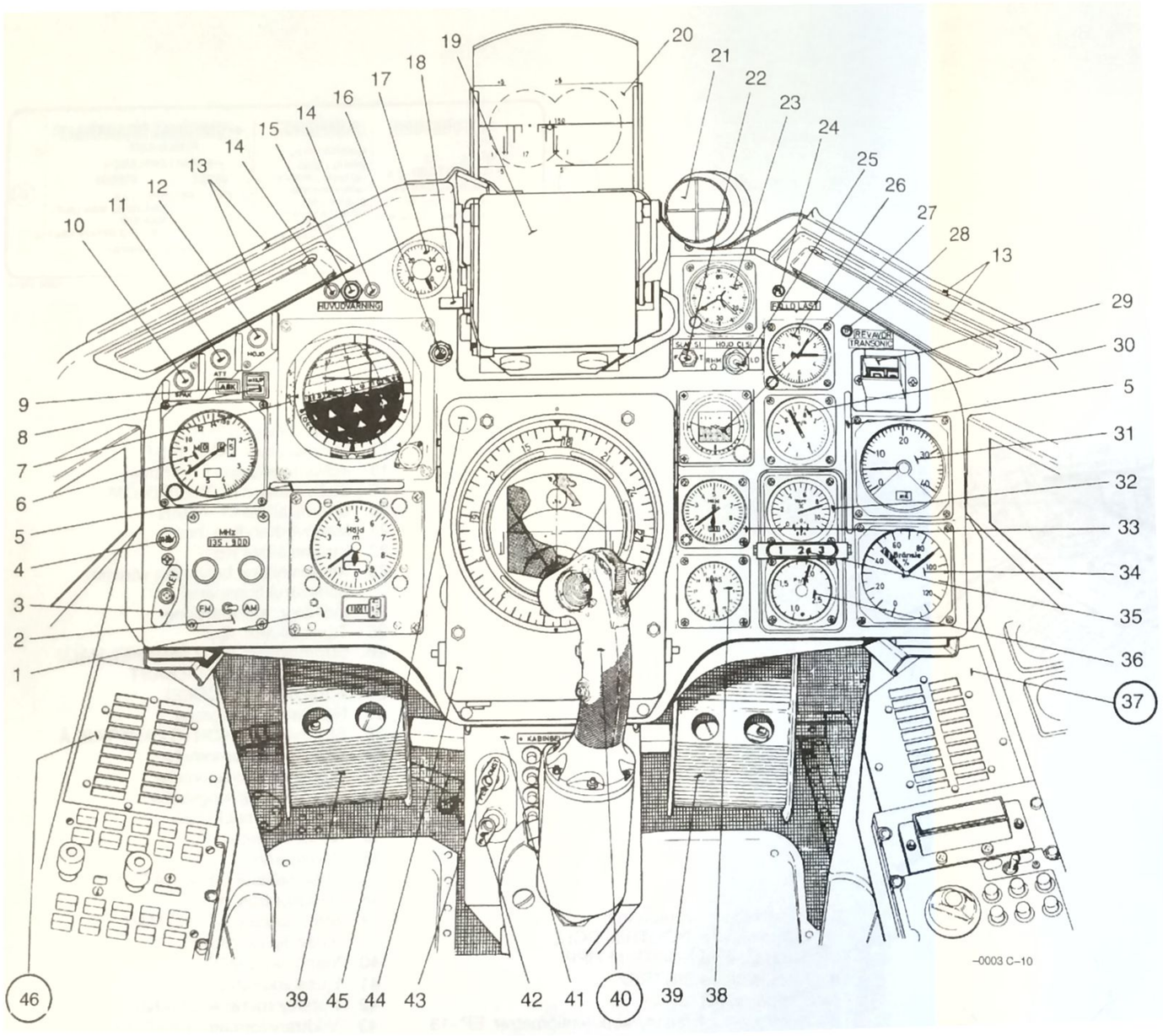




1 Kanalväljare, styrautomat
2 Strömställare, NÖDTRIM ROLL
3 Strömställare NÖDTRIM TIPP
4 Strömställare SIDTRIM
5 Testpanel FR
6 Kontrast– och ljusstyrkepotentiometrar, EP–13
7 Ljudstyrkeratt LJUDSTYRKA UK DÄMP
8 Strömställare IR–RB FRAMSTEGN
9 Indikator, sidcentrering
10 Manöverpanel luftkonditionering
11 Potentiometer RENFLYGN
12 Knapp, frigöring målsökare RB 24J
13 Tryckströmställare NÖDSKJUT HUV
14 Gasspak
15 Strömställare KB

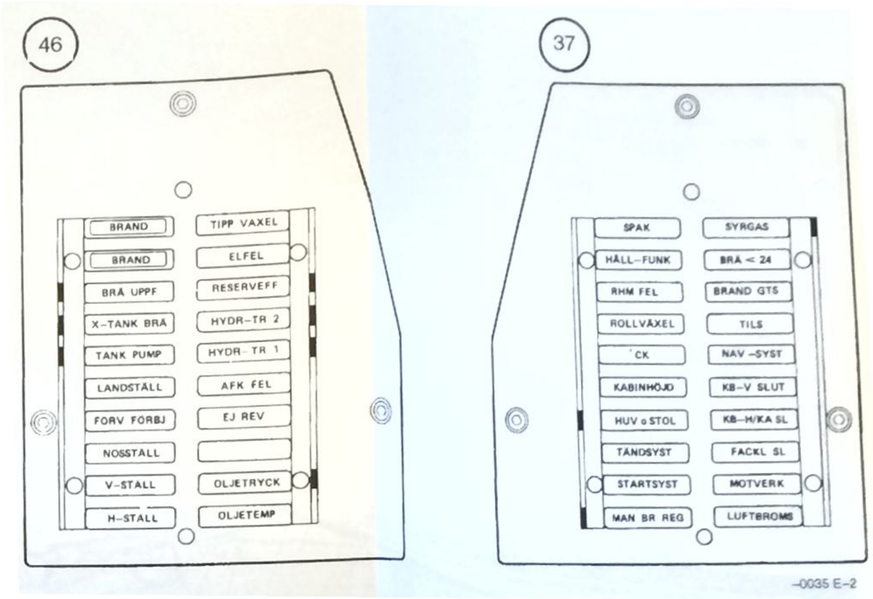
16 Strömställare START
17 Strömställare TÄNDSYST
18 Indikeringslampa LT–kranar
19 Strömställare HUVUDSTRÖM
20 Strömställare LT–KRAN
21 Manöverhandtag, huv
22 Strömställare KB
23 Strömställare, belysning vänster nödinstruktionspanel
24 Indikator, rollcentrering
25 Trimindikator, tipp
26 Strömställare IND LAMP HEL HALV
27 Strömställare STRÅLKAST
28 Strömställare NÖDBEL
29 Nödinstruktionspanel
30 Strömställare KONTR LAMPTABLÅ
31 Kabintrycksmanometer
32 Bromstrycksmanometer
33 Vänster indikeringstablå
34 Manöverpanel FR 22
35 Skedesväljare
36 Radarpanel
37 Strömställare GENERATOR
38 Handkontroll, radar
39 Strömställare ÅTERSTART (ej synlig på bilden)
40 Manöverpanel FR 24
41 Ljusstyrkeratt LJUSRADAR
42 Potentiometer ALLMÄNBEL
43 Vridtransformator PANELBEL
44 Landställsreglage
45 Vridtransformator INSTR BEL
46 Reglagebroms
47 Reglage KABINLUFT GOLV (ej synlig på bilden)
48 Nödfrigöringsreglage för landställsreglage
49 Loggboksfack (ej synligt på bilden)
50 Arminhållningsnät
51 Hållare för pos 50:s utdragslina

Bild 6 Förarrum, vänster sida

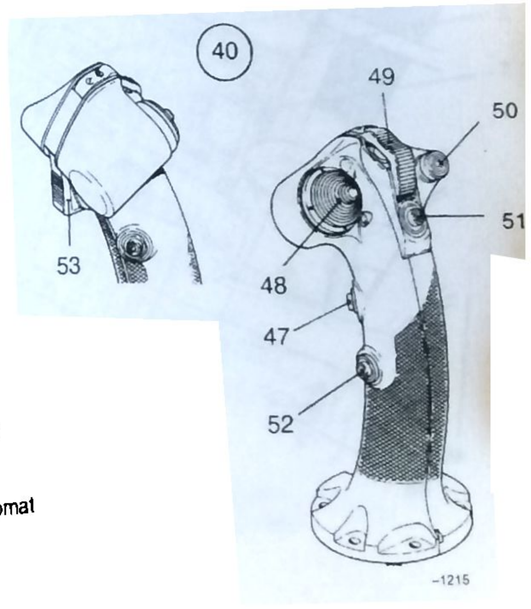


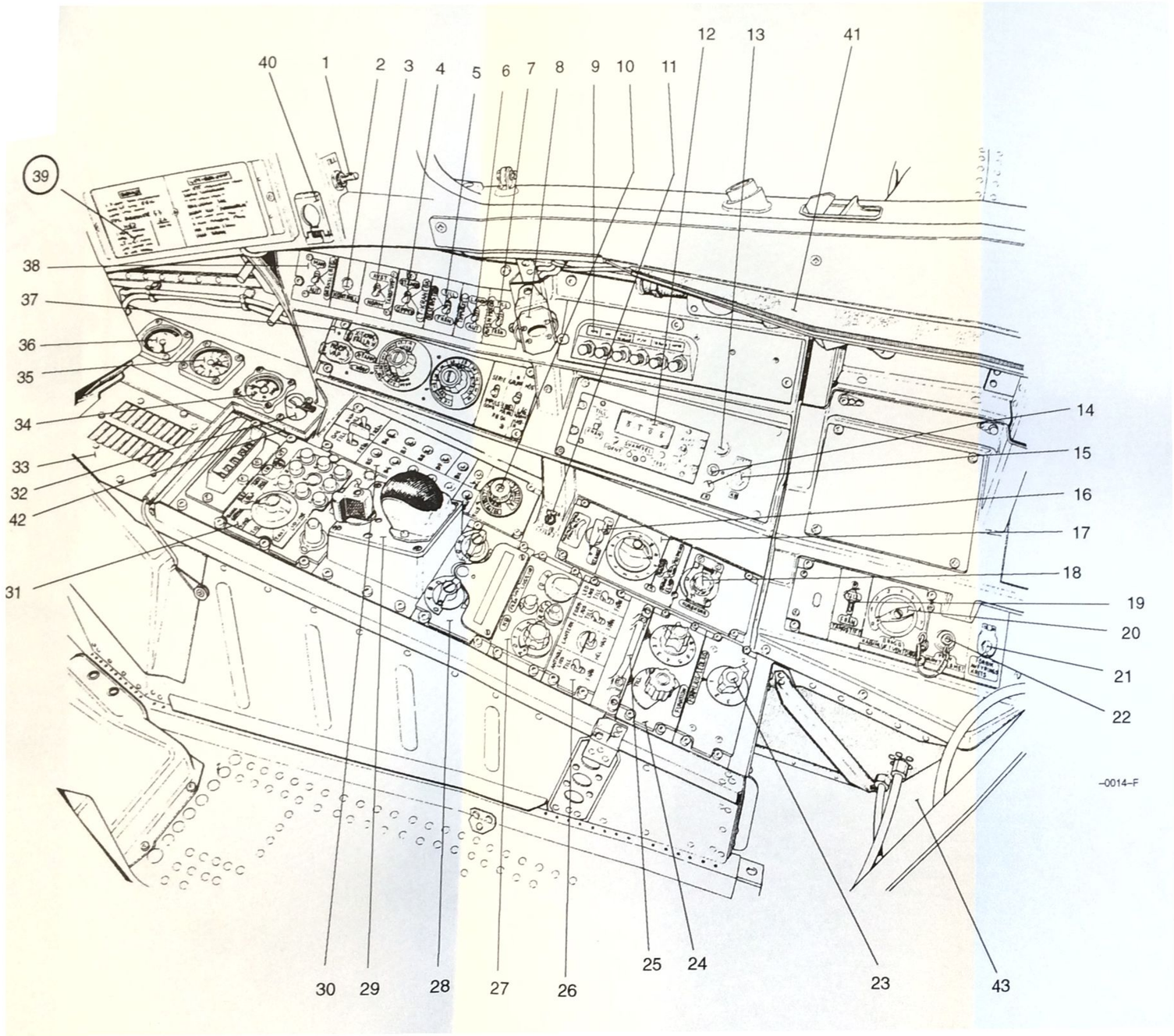
1 Höjdindikator
2 Frekvensinställare FR 22
3 Manöverhandtag, reversering
4 Indikeringslampa REV
5 Stödhandtag
6 Mach–fartindikator
7 Flyglägesindikator
8 Tryckströmställare α15.5°
9 Indikeringslampa AFK
10 Tryckströmställare och indikeringslampa styrautomatmod SPAK
11 Tryckströmställare och indikeringslampa, styrautomatmod ATT
12 Tryckströmställare och indikeringslampa styrautomatmod HÖJD
13 Karhållare
14 Huvudvarningslampor
15 Kvitteringsströmställare, huvudvarning
16 Potentiometer LJUS SI
17 Anfallsvinkelindikator
18 Reflexglasomställare, siktlinjesindikator
19 Pannskydd

Bild 7. Förrarrum, centralparti



20 Siktlinjesindikator
21 Indikator EP–13
22 Strömställare SLAV SI
23 Flygplanur
24 Indikeringslampa FÄLLD LAST
25 Strömställare HÖJD CISI
26 Accelerometer
27 Reservhorisontindikator
28 Indikeringslampa REV AVDR TRANSONIC
29 Destinationsindikator
30 Reservfartmätare
31 Avståndsindikator
32 Varvtalsindikator
33 Reservhöjdmätare
34 Bränsleindikator
35 EBK–zonindikator
36 Tryckförhållandeindikator
37 Höger indikeringstablå
38 Reservkursindikator
39 Broms– och sidroderpedaler
40 Styrspak
41 Panel, kabinbelysning
42 Handtag, parkeringsbroms
43 Handtag, pedalomställning
44 Centralindikator
45 Höjdvarningslampa
46 Vänster indikeringstablå
47 S/M–omkopplare, flygradio FR 22
48 Trimströmställare
49 Säkringsbygel
50 Snabburkopplingsknapp, styrautomat
51 Referensomkopplare
52 Händelsemarkering
53 Avtryckare

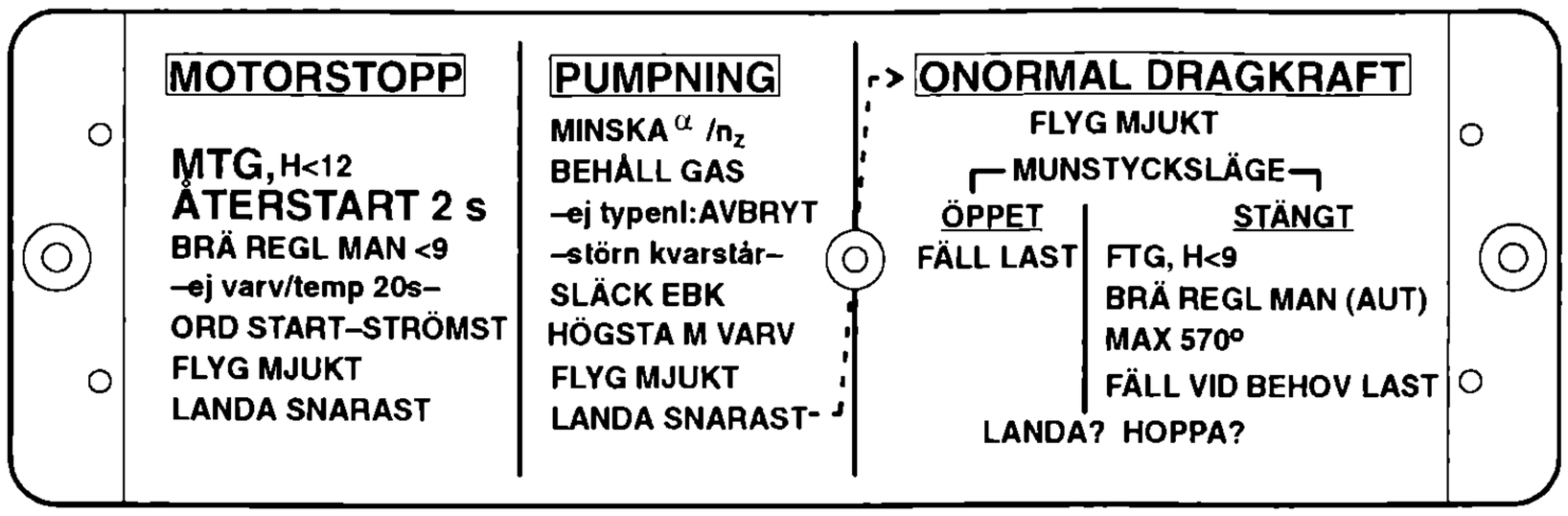




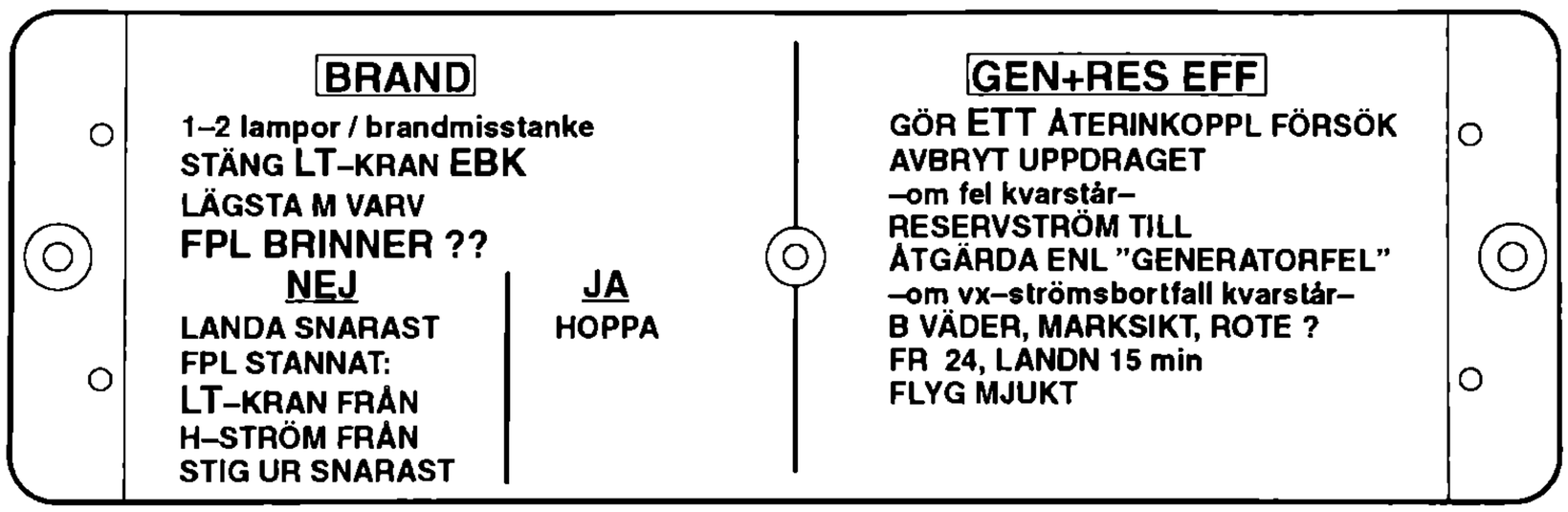


1 Strömställare, belysning höger nödinstruktionspanel
2 Tryckströmställare KONTROLL
3 Strömställare TANKPUMP
4 Strömställare LT–KRAN EBK
5 Strömställare RESERVSTRÖM
6 Strömställare TIPPVÄXEL
7 Strömställare AVISN MOTOR
8 Parkerdon, centralanslutning
9 Säkringspanel
10 Kanalväljare TILS
11 Kanalgruppväljare TILS
12 Manöverpanel, sekundärradar, SSR
13 Indikeringslampa IK–utrustning
14 Indikeringslampor FK (Funktionskontroll)
15 Strömställare KB, förbikoppling nosställ
16 Reglage VARMLUFTSPOLN FRONTRUTA
17 Manöverpanel FK
18 Potentiometer KURSKORR
19 Strömställare TÄNDSTIFT
20 Vridomkopplare BRAGG KABINLUFT
21 Strömställare FÖRBIK AVFYRINGSKRETS
22 Provningsuttag, varvtalsmätare
23 Vridtransformator FORMLJUS/LEDLJUS
24 Manöverpanel, IK–utrustning
25 Stödhandtag
26 Manöverpanel ytterbelysning
27 Manöverpanel KB
28 Manöverpanel KA
29 Spakenhet RB 05
30 Navigeringspanel
31 Datapanel
32 Avstängningsventil, syrgas
33 Höger indikeringstablå
34 Syrgasmanometer
35 Utloppstemperaturindikator
36 Munstyckslägesindikator
37 Vapenval
38 Strömställare BRÄNSLEREGL
39 Nödinstruktionspanel
40 Objektivhållare
41 Arminhållningsnät
42 Hållare för pos 41:s utdragslina
43 Skyddsmasklåda (visas ej i bild)

Bild 8. Förarrum, höger sida



Vänster sida



Höger sida



Mittplacerad (på SI pannskydd)

F7–A–A0374–AA–01

Bild 9. Nödinstruktionspaneler

Skrov

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Nosdel	3
3	Framkropp	3
4	Bakkropp	3
5	Stjärtkon	4
6	Huvudvinge	4
7	Nosvinge	4
8	Fena	4
8.1	Fenvikning	4

Bilder

		Sida
1	Skrov, huvuddelar	5

1 Allmänt

Skrovet är till övervägande del uppbyggt av lättmetall i limmad och nitad skalkonstruktion. Det består av huvudenheterna nosdel, framkropp, bakkropp, stjärtkon, huvudvinge och nosvinge samt fena, se Bild 1.

2 Nosdel

Nosdelen, som i likhet med förarkabinen utgörs av ett trycktätt utrymme, omsluter flygplanets radarutrustning. Nosdelen är fäst till framkroppen med snabblås och kan, för åtkomst av radarn, dras fram i två steg och dessutom helt demonteras. Nosdelens främre del, radomen, är tillverkad av antistatbehandlat glasfiberlaminat. I radomens spets är det främre pitotröret infäst.

Pitotröret är jordat i nosdelens bakre del (plåtdelen) varigenom risken för skador på radomen och i radomen inneslutna enheter i händelse av blixtnedslag minskas.

3 Framkropp

Framkroppen, som är uppvinklad 1° i förhållande till bakkroppen, inrymmer förutom kabindelen även nosstället, tre bränsletankar av integraltyp, huvuddelen av installationen för hydraulik, luft och el samt större delen av den elektroniska utrustningen.

På vardera sidan om framkroppen är de demonterbara luftintagen till motorn placerade. Dessa övergår i fasta luftkanaler vilka förenas till en cirkulär kanal ansluten till motorns luftintagsdel.

I framkroppens mellandel är nosvingens huvudinfästning placerad och på undersidan finns infästningsbeslag för bevapningsbalkar.

På insidan av den undre apparatrumsluckan finns en fastspänningsanordning för väska för personlig utrustning.

Förarkabinens överbyggnad består av en välvd frontruta, en öppningsbar huv samt en bakre del, i vilken huven är lagrad. Huven öppnas uppåt–bakåt med hjälp av en eldomkraft. För närmare beskrivning av huvens manövrering hänvisas till Flik 4 Huv.

4 Bakkropp

Bakkroppen är fäst till framkroppen med skruvförband och inrymmer motor med EBK samt en över motorn placerad bränsletank, vilken tjänstgör som samlingstank för bränslet. Huvudvingen och fenan är infästa i bakkroppen, i vilken även de inre huvudställsluckorna samt luftbromsarna är lagrade.

På bakkroppens undersida finns en bukfena, tillverkad av glasfiberlaminat. Bukfenan inrymmer en av flygradioutrustningens antenner.

Bakkroppen är på översidan försedd med en ryggås som inrymmer reglagelinor, bränslerör, luftrör och elkablage.

5 Stjärtkon

Stjärtkonen med ejektor, som har en munstycks– och reverseringsfunktion, utgör avslutning på bakkroppen. Stjärtkonen är utformad med ett ringformat tertiärluftsintag och innehåller en cylindrisk skjutlucka samt tre reverseringsklaffar. Klaffarna har till uppgift att länka av gasstrålen från motorn framåt, genom tertiärluftsintaget, så att flygplanets landningssträcka kan förkortas. Vid flygning med låg fart strömmar luft in genom tertiärluftsintaget och ger ett visst dragkraftstillskott. Vid hög fart hålls luftintaget stängt av den cylindriska skjutluckan. Av hållfasthets– och värmeresistensskäl är ejektorn och reverseringsklaffarna tillverkade av titan.

6 Huvudvinge

Huvudvingen är en deltavinge med knäckt framkant och sågtand på yttre delen. Den är, liksom nosvingen och fenan, uppbyggd på ett skelett av balkar och spryglar. Vardera vinghalvan är infäst till bakkroppen i tio punkter.

Vingen inrymmer fyra bränsletankar samt huvudställen. I bakkanten är vingrodren lagrade och på vingens undersida finns infästningspunkter för beväpningsbalkar.

7 Nosvinge

Nosvingens båda halvor är infästade till framkroppen i vardera fem punkter. I bakkanten är vingen försedd med en klaff för att bl a öka lyftkraften i samband med start och landning.

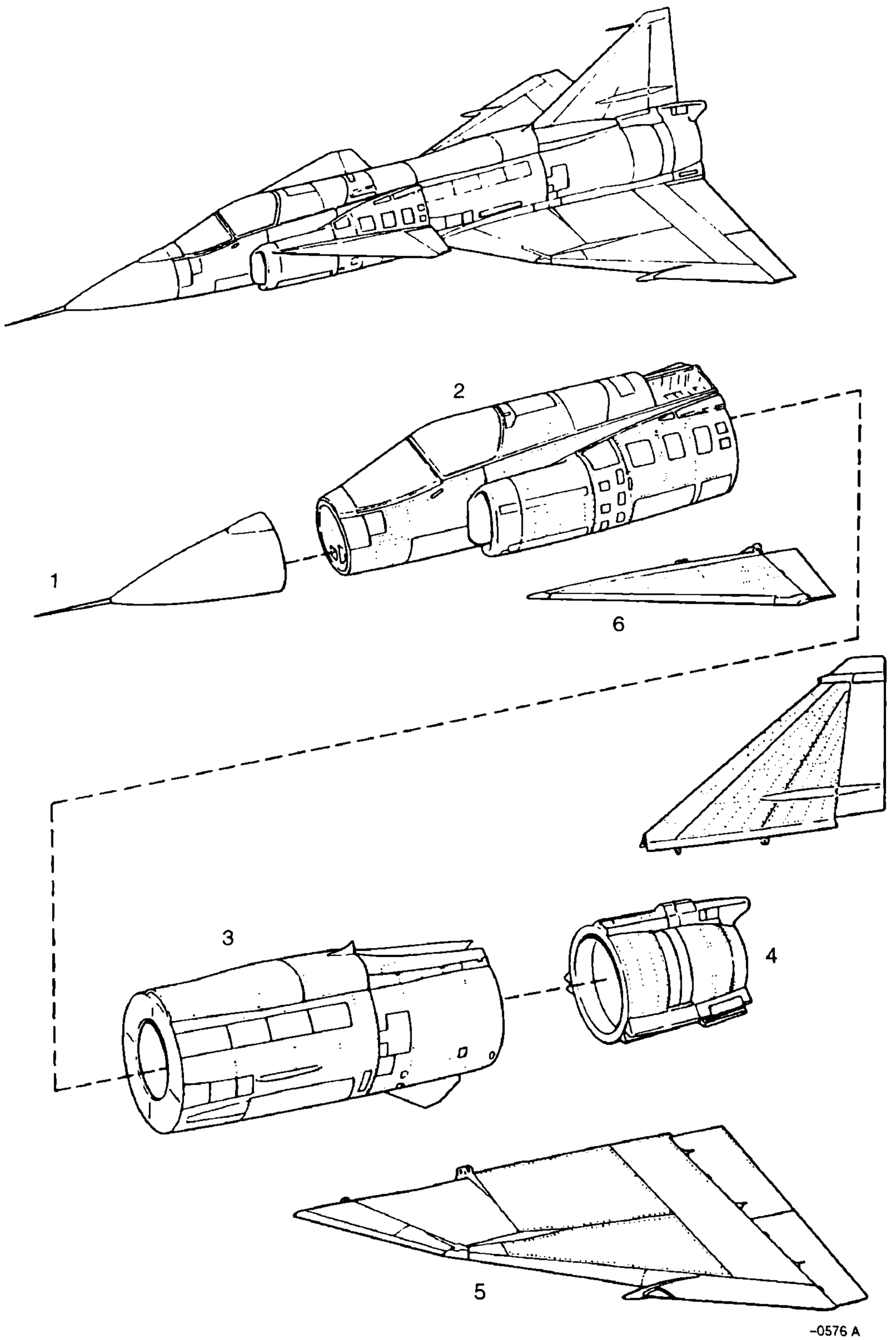
8 Fena

Fenan är centralt placerad på bakkroppens översida och har gjorts nedvikbar med hänsyn till höjden på hangarportar m m. I fenans övre del är ett pitotrör infäst (för reservinstrument, styr– och räddningssystem) samt i bakkanten lagerbeslag för sidrodret. I fenspetsen finns även en antenn för flygradion. I fenroten är en pingsändare (automatisk, akustisk ultraljudsändare) installerad. Sändaren underlättar återfinnandet av i vatten sjunket flygplan genom inpejling av ultraljudkällan. Sändaren startar automatiskt vid kontakt med vattnet. En likadan pingsändare är monterad under raketstolen, se vidare Flik 5 Stol.

8.1 Fenvikning

Fenan viks ned respektive reses på hydraulisk väg med hjälp av en handpump. Handpumpen med manometer är placerad under åtkomstluckorna på ryggåsen i nära anslutning till fenan.

Fenan fixeras i rest läge av en låstapp och ett killås. Låsningen är rätt utförd då luckorna över killås och låstapp går att stänga.



1 Nosdel
2 Framkropp
3 Bakkropp
4 Stjärtkon
5 Huvudvinge
6 Nosvinge
7 Fena

Bild 1. Skrov, huvuddelar

Kraftförsörjning

Innehåll

		Sida
1	Hydraulkraftförsörjning	3
1.1	System 1	4
1.1.1	Huvudpumpskrets	4
1.1.2	Testpumpskrets	5
1.1.3	Handpumpskrets	6
1.2	System 2	6
1.2.1	Huvudpumpskrets	6
1.2.2	Reservpumpskrets	7
1.2.3	Inkopplingskrets, reservpump	7
1.3	Funktion	8
1.3.1	Startning	8
1.3.2	Normal drift	8
1.3.3	Funktionskontroll	8
1.4	Fel på hydraulkraftförsörjningen	8
1.4.1	Tryckbortfall i system 1 (fall 1)	9
1.4.2	Huvudpumpsbortfall i system 2 (fall 2A)	11
1.4.3	Tryckbortfall i system 2 (fall 2B)	13
1.4.4	Kombination av fall 1 och 2A	15
1.4.5	Kombination av fall 1 och 2B	17
2	Elkraftförsörjning	21
2.1	Växelströmssystem	22
2.1.1	Flygplangenerator	22
2.1.2	Reservelaggregat	23
2.2	Likströmssystem	24
2.2.1	Likriktare	24
2.2.2	Flygplanbatteri	24
2.3	Säkringar	25
2.4	Funktion	26
2.4.1	Startning av motorn med hjälp av BRAGG	26
2.4.2	Normal drift	29
2.4.3	Startning över flygplanbatteriet	30
2.4.4	Funktionskontroll	30
2.5	Fel på elanläggningen	30
2.5.1	Generatorbortfall	30
2.5.2	Generatorbortfall och samtidigt reservelaggregatfel	35
2.5.3	Likriktarfel	37
2.5.4	Samtidigt el– och hydraulfel	39

Bilder

		Sida
1	Hydraulsystem, blockschema	3
2	Tryckbortfall i system 1 (fall 1), indikering	9
3	Tryckbortfall i system 1 (fall 1), principschema	10
4	Huvudpumpsbortfall i system 2 (fall 2A), indikering	11
5	Huvudpumpsbortfall i system 2 (fall 2A), principschema	12
6	Tryckbortfall i system 2 (fall 2B), indikering	13
7	Tryckbortfall i system 2 (fall 2B), principschema	14
8	Kombination av fall 1 och 2A, indikering	15
9	Kombination av fall 1 och 2A, principschema	16
10	Kombination av fall 1 och 2B, indikering	17
11	Hydraulsystem, principschema	19

Bilder (forts)

Sida

12 Elkraftförsörjningsanläggning, blockschema 20
13 Säkringspanel, förarrum 25
14 BRAGG inkopplad, huvudström TILL, principschema 26
15 BRAGG inkopplad och huvudström TILL, indikering 27
16 Indikering efter motorstart (före utkörning) 28
17 Normal drift, principschema 29
18 Generatorfel, reservelaggregat i funktion, ställ inne, principschema 31
19 Generatorbortfall, ställ inne, indikering 32
20 Generatorfel, reservelaggregatet i funktion, ställ ute, principschema 33
21 Generatorfel, reservelaggregatet i funktion, utfällt landställ, indikering 34
22 Generator och reservelaggregat ur funktion, principschema 35
23 Generator– och reservelaggregatfel, indikering 36
24 Likriktarfel, principschema 37
25 Likriktarfel, indikering 38
26 Generatorfel och hydraulfel i system 2, ställ inne. Principschema 39
27 Generatorfel och fel i hydraulsystem 2. Indikering 40
28 Generatorfel och hydraulfel i system 2, ställ ute. Principschema 41

1 Hydraulkraftförsörjning

Hydraulsystemet är uppdelat i två samtidigt arbetande och av varandra helt oberoende system, system 1 och system 2, se Bild 1.

Avsikten med uppdelningen är att öka funktionssäkerheten hos servona för vingroder, sidroder och nosvingeklaffar, vilka matas parallellt av båda systemens drivkretsar. Vid tryckbortfall i system 1 kan således flygplanet fortfarande manövreras via grundstyrsystemet, fast med reducerade prestanda (nödstyrning).

Skulle även system 2 bli trycklöst övertar en eldriven reservpump i system 2 tryckförsörjningen till rodrens och nosvingeklaffarnas arbetskretsar, servona i styrsystemets variabla växlar samt till manöverkretsen för reservelaggregatet.

I korrosionshämmande syfte har båda systemen utförts som slutna system och försetts med s k kolvtankar för att förhindra inblandning av luft. Dessutom finns högtrycksfilter som skyddar de i systemen ingående apparaterna mot föroreningar från pumparna.

I efterföljande avsnitt beskrivs endast de båda systemens drivkretsar. Arbetskretsarna behandlas under respektive delsystemavsnitt.

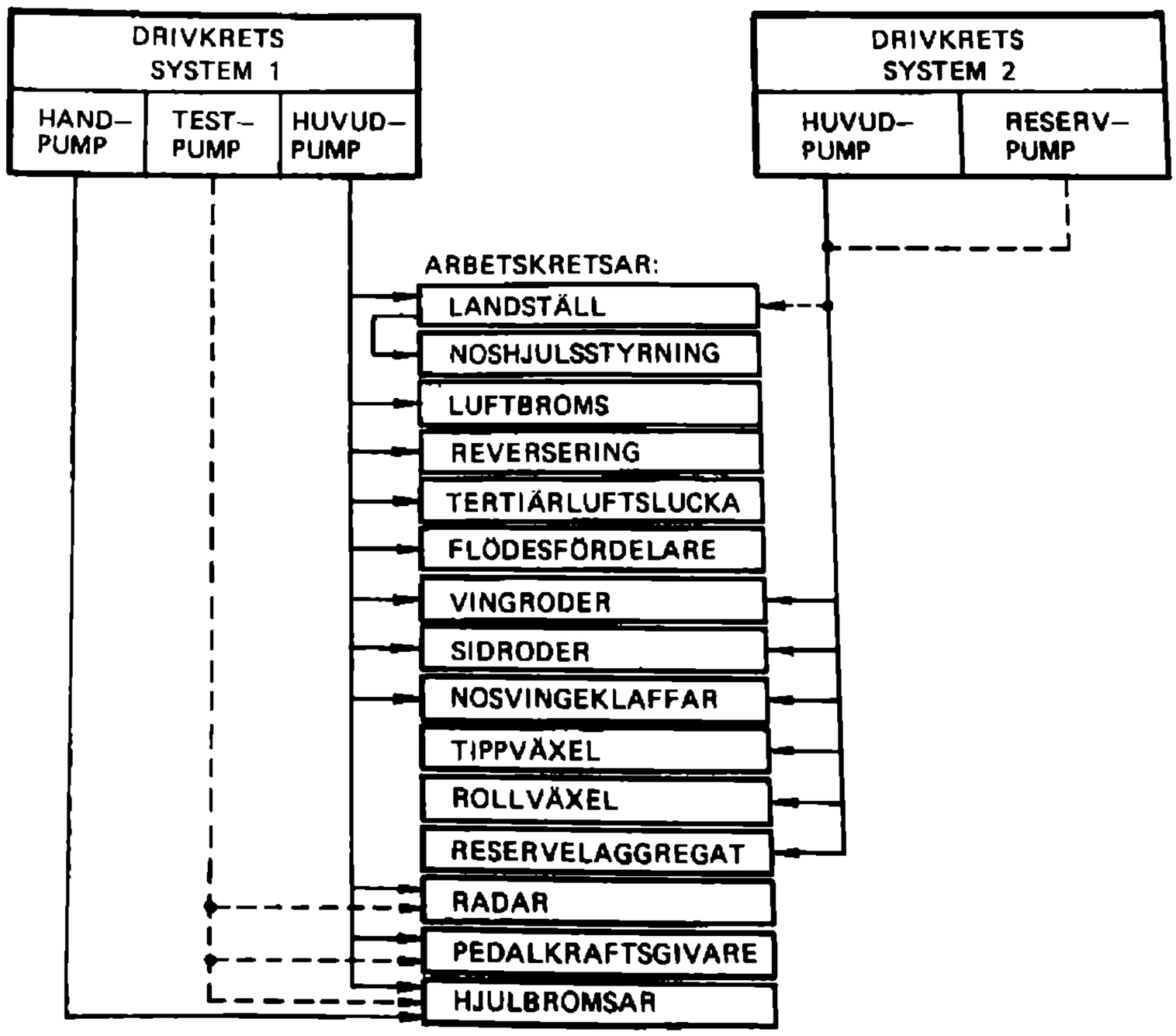


Bild 1. Hydraulsystem, blockschema

1.1 System 1

Drivkretsen i system 1 levererar tryck till följande arbetskretsar, se Bild 1.

- Landställ
- Noshjulsstyrning
- Luftbroms
- Reversering
- Tertiärluftslucka
- Flödesfördelare
- Vingroder
- Sidroder
- Nosvingeklaffar
- Radar
- Pedalkraftsgivare
- Hjulbromsar

Drivkretsen kan funktionellt indelas i en huvudpumpskrets, en testpumpskrets och en handpumpskrets. Drivkretsens principiella uppbyggnad framgår av Bild 11 och de i kretsen ingående enheterna beskrivs kortfattat nedan (siffrorna inom parentes anger motsvarande utrustning i system 2).

1.1.1 Huvudpumpskrets

Huvudpumpskretsens uppgift är att under normal drift leverera tryck till samtliga arbetskretsar i system 1.

Hydraultank 1 (18)

Tryckvätskan förvaras under tryck i en s k kolvtank. Övertrycket erhålls genom att arbetstrycket leds in i tanken och där reduceras så att lämpligt tryck erhålls. Härigenom kompenserar man för det minskade atmosfärtrycket vid flygning på hög höjd, vilket skulle inverka ofördelaktigt på matningen till pumparna.

Kylare 2 (16)
och termostatventil 3 (17)

För reglering av temperaturen hos returvätskan från arbetskretsarna finns i drivkretsen en kylare och en termostatventil, genom vilka tryckvätskan passerar innan den leds till tanken.

Termostatventilen dirigerar returvätskan, beroende på temperatur, direkt till tanken eller helt eller delvis genom kylaren så att vätskan håller en viss arbetstemperatur.

Som kylmedium i kylaren används bränsle från matarledningen till gasgeneratorn.

Huvudpump 4 (19)

Huvudpumpen, som är en enstegs axialkolvpump, drivs av flygmotorn via flygplanets växellåda. Den bygger upp ett konstant arbetstryck av 20,6 MPa med varierande kapacitet med hänsyn till arbetskretsarnas behov.

Skyttelventil 10

Skyttelventilen skiljer huvudpumpskrets och testpumpskrets från varandra.

Då huvudpumpen arbetar leder ventilen trycket från pumpen, dels till hydraultankens högtryckssida, dels till arbetskretsarna för radar, pedalkraftsgivare och hjulbromsar.

Då testpumpen är inkopplad blockerar skyttelventilen förbindelsen med huvudpumpskretsen och leder istället trycket från testpumpen till ovannämnda arbetskretsar.

Ackumulator 8 (22)

Den i drivkretsen ingående tryckackumulatorn möjliggör att större rodervinkelhastighet än vad pumpen medger kan tas ut, t ex i samband med landning då motorvarvtalet är lågt samtidigt som behovet av hög rodervinkelhastighet är stort.

För att förhindra korrosion används kvävgas i stället för luft i tryckackumulatorn.

Tryckregulator 13

Tryckregulatorn har till uppgift att reducera arbetstrycket till ett för radarns antennenhet lämpligt värde. Övriga arbetskretsar arbetar med oreducerat arbetstryck.

Säkerhetsventil 5 (21)

Säkerhetsventilen skyddar systemet mot otillåtna tryckstörningar som orsakas av termisk expansion eller till följd av att pumpens avlastningsmekanism inte fungerar tillfredsställande.

Tryckvakter 6 och 7

Då hydraultrycket i system 1 understiger 7,8 MPa sluter tryckvakten 6 en strömkrets till lampfältet HYDR TR 1 på vänster indikeringstablå, vilket tänds samtidigt som huvudvarning ges. Tryckvakten ger dessutom impuls till två beredskapscylindrar i landställskretsen så att huvudställsluckorna kan öppnas och fixeras i utfällt läge med tryck från system 2 vid reservutfällning av landstället.

Vid tryck under 7,8 MPa ger dessutom tryckvakten 7 urkopplingsimpuls till styrautomaten.

1.1.2 Testpumpskrets

Den i drivkretsen för system 1 ingående testpumpskretsen är avsedd att användas för radartest samt för begränsad test av övriga till systemet hörande arbetskretsar. Den senare testmöjligheten utnyttjas inte av föraren och kommer därför inte att beröras ytterligare.

Vid radartest förser testpumpskretsen, via skyttelventilen, förutom radarn även arbetskretsarna för pedalkraftsgivaren och hjulbromsarna med tryck. Dessutom leds tryck till hydraultankens högtryckssida.

Testpump 9

Testpumpen är en enstegs axialkolvpump som drivs med växelström från markanslutningsskenan.

Vid radartest startas pumpen genom att skedesväljaren ställs i läge FK och strömställaren på funktionskontrollpanelen ställs i läge RADAR.

Säkerhetsventil 11

Testpumpskretsen innehåller en säkerhetsventil, vars principiella funktion är identisk med motsvarande enhet (5) i huvudpumpskretsen, se ovan.

1.1.3 Handpumpskrets

Handpump 12

Handpumpen används för laddning av tryckackumulatorn i hjulbromssystemet för bromsning vid bogsering av flygplanet. Handpumpen är placerad i vänstra bakre apparatrummet.

Backventil 14 och 15

Backventilerna har till uppgift att förhindra att den i hjulbromskretsen ingående tryckackumulatorns kapacitet tas i anspråk för annat ändamål än bromsning av hjulen.

1.2 System 2

Drivkretsen i system 2 levererar tryck till följande arbetskretsar, jfr Bild 1.

- Landställ (enbart huvudställsluckorna och enbart vid reservutfällning)
- Vingroder
- Sidroder
- Nosvingeklaffar
- Tippväxel
- Rollväxel
- Reservelaggregat

Drivkretsen kan funktionellt indelas i en huvudpumpskrets och en reservpumpskrets. Kretsens principiella uppbyggnad framgår av Bild 11 och de i kretsen ingående enheterna beskrivs kortfattat nedan.

Eftersom vissa apparater i drivkretsen såsom tank, pump etc är identiskt lika med och har samma funktion som motsvarande apparater i system 1 behandlas de endast under Avsnitt 1.1 System 1.

1.2.1 Huvudpumpskrets

Huvudpumpskretsen har till uppgift att leverera oreducerat hydraultryck till samtliga i systemet ingående arbetskretsar samt tryck till landställskretsens beredskapscylindrar för huvudställsluckorna under reservutfällning av landstället vid trycklöst system 1.

Tank 18, Kylare 16, Termostatventil 17, Huvudpump 19, Ackumulator 22, Säkerhetsventil 21

Samtliga dessa enheter är identiskt lika med motsvarande enheter i system 1, se ovan.

Tryckvakt 23

Då hydraultrycket i system 2 understiger 12,8 MPa sluter tryckvakten en strömkrets till lampfältet HYDR TR 2 på vänster indikeringstablå, som därvid tänds samtidigt som huvudvarning ges.

Om flygplanet befinner sig i luften sluts samtidigt strömmen till reservpumpens inkopplingsrelä R2, varvid reservpumpen startar. Inkopplingen behandlas ytterligare under Avsnitt 1.2.3 Inkopplingskrets reservpump.

Backventil 20

Backventilen har till uppgift att vid lågt huvudpumpstryck förhindra tryckvätska från reservpumpen, då denna är i funktion, att påverka tryckvakten 23.

1.2.2 Reservpumpskrets

Den i drivkretsen för system 2 ingående reservpumpskretsen har till uppgift att lämna erforderligt tryck till arbetskretsarna i systemet om huvudpumpen lämnar för lågt tryck.

Reservpumpen möjliggör således att flygplanet kan servomanövreras även om ordinarie pumparna i system 1 och 2 upphör att fungera, t ex på grund av motorstopp eller pumphaveri.

Reservpump 25

Reservpumpen, som är en enstegs axialkolvpump, är likströmsdriven och startar automatiskt vid lågt tryck i huvudpumpskretsen för system 2.

Den bygger upp ett arbetstryck av 20,6 MPa till de i systemet ingående arbetskretsarna.

Tryckvakt 24

Tryckvakten avkänner trycket i reservpumpskretsen och ger impuls till lampfältet RESERVEFF på vänster indikeringstablå när trycket understiger 7,8 MPa.

Backventil 26

Då den ordinarie pumpen arbetar, hindrar backventilen tryckvätskan från huvudpumpskretsen att påverka tryckvakten 24.

1.2.3 Inkopplingskrets, reservpump

Då trycket i huvudpumpskretsen sänks under 12,8 MPa sluter tryckvakten 23 en strömkrets till inkopplingsreläet R2 över en mikroströmställare, vilken är sluten i flygläge (nosstället utfjädrat). Vidare strömsätts relä R3 som härvid sluter en hållkrets för relä R2, varefter läget på nosställets mikroströmställare saknar betydelse.

Då relä R2 slår till får reservpumpen spänning från flygplangeneratorn över likriktarna och startar, varefter den lämnar tryck till systemets arbetskretsar.

Anm

Då flygplanet står på marken är nosställets mikroströmställare bruten. Detta förhindrar att reservpumpen startar före motorstartning då ordinarie pumpen inte arbetar.

Har reservpumpen inte fått upp hydraultrycket över 7,8 MPa inom 6 s tänds lampfältet RESERVEFF samtidigt som huvudvarning ges. Lampfältet får ström över tryckvakten 24 som känner trycket i reservpumpens tryckledning, samt över tidreläet, vilket slår till efter en fördröjningstid på 6 s.

Vid samtidigt tryck– och spänningsbortfall, t ex vid motorstopp, kommer reservpumpen att matas från ett fartvindsdrivet reservelaggregat över likriktarna. När farten i samband med landning understiger ca 300 km/h upphör reservelaggregatet att fungera, varvid matningen till pumpen övertas av flygplanbatteriet, som härvid räcker i ca 5 minuter.

Om hydraultrycket från huvudpumpen är normalt, men reservpumpen p g a reläfel också kopplas in varnas föraren genom att tryckvakterna sluter en strömkrets till tidreläet, som slår till efter 6 s, varvid lampfältet RESERVEFF tänds samt huvudvarning ges. Detta orsakar för övrigt inget fel på systemfunktionen.

1.3 Funktion

1.3.1 Startning

I och med att flygmotorn startar börjar hydraulsystemets huvudpumpar att arbeta och bygga upp trycket i respektive system. När systemtrycken stigit till de värden där tryckvakterna påverkas, slocknar lampfälten HYDR TR 1 och HYDR TR 2 på indikeringstablån, varefter anläggningen är i normal drift.

1.3.2 Normal drift

Vid normal drift erhåller samtliga i hydraulsystemet ingående arbetskretsar, utom noshjulsstyrning, tryck direkt från respektive systems huvudpumpar. Noshjulsstyrningen är ansluten till landställskretsens utfällningssida och får tryck endast under förutsättning att landstället är utfällt.

Normalt får landställskretsen arbetstryck enbart från system 1. Vid bortfall av trycket erhåller den emellertid tryck från system 2 för manövrering av huvudställsluckorna vid reservutfällning av landstället.

Roderservona samt nosvingeklaffarnas servon behöver, för att kunna utveckla full effekt, arbetstryck från båda systemen samtidigt. Skulle ettdera systemet bli trycklöst, fortsätter servona att arbeta med minskad effekt, vilket innebär att det maximalt uttagbara rodermomentet reduceras till ungefär hälften. Utfällningen av nosvingeklaffarna kommer emellertid inte att påverkas nämnvärt.

Beträffande övriga arbetskretsar gäller att de fungerar på konventionellt sätt.

1.3.3 Funktionskontroll

På grund av att radarn fordrar hydraultryck vid funktionskontroll, startar testpumpen automatiskt på marken före motorstartning när strömställaren på funktionskontrollpanelen ställs i läge RADAR. Härvid erhåller förutom radarkretsen även pedalkraftsgivaren och hjulbromsarna arbetstryck. Trycket till de två sistnämnda kretsarna är emellertid sekundärt och saknar betydelse för funktionskontrollen.

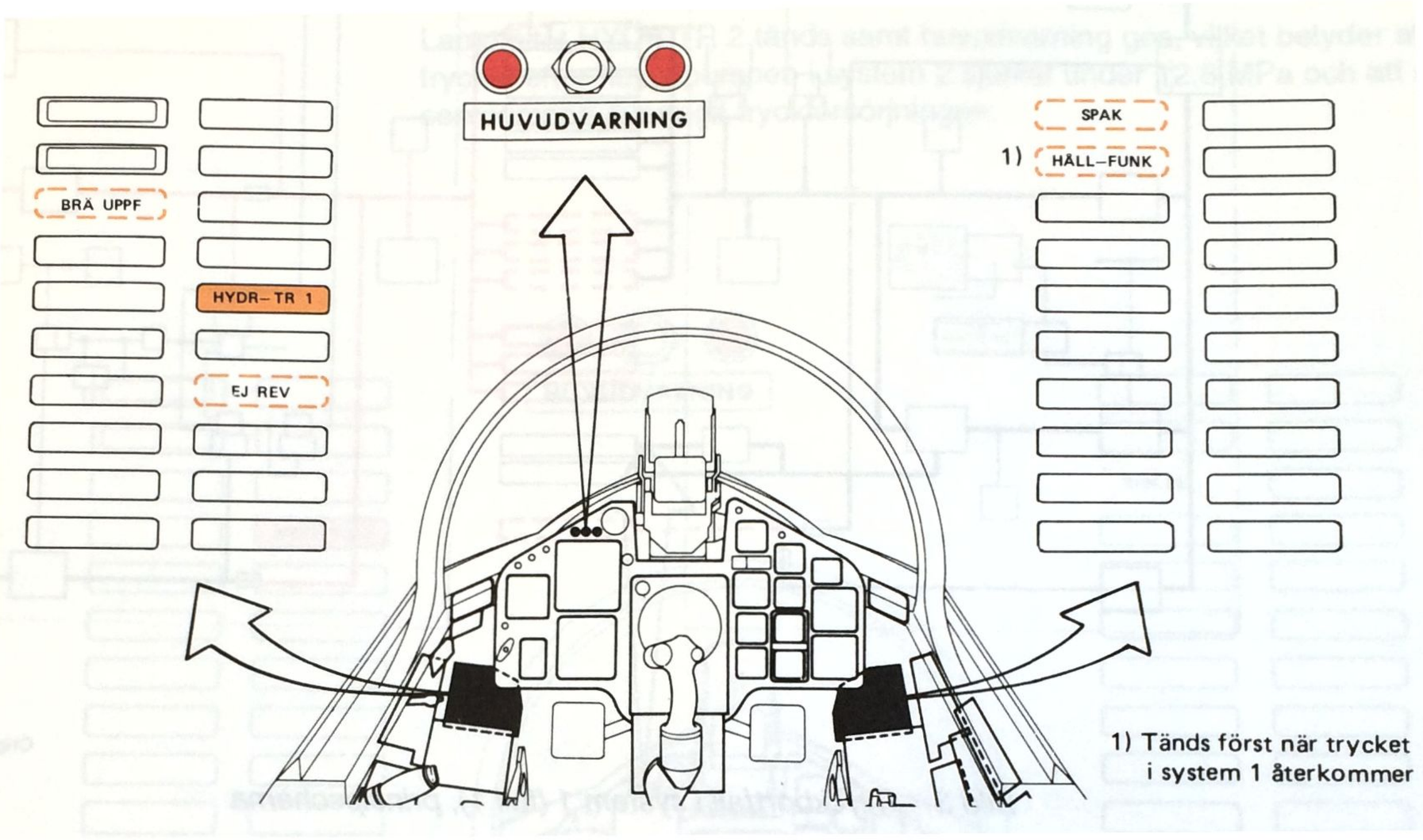
1.4 Fel på hydraulkraftförsörjningen

Fel på hydraulsystemets tryckförsörjning indikeras av lampfälten HYDR TR 1, HYDR TR 2 samt RESERVEFF. Dessutom erhålls vissa följdindikeringar beroende på att system anslutna till hydraulsystemet faller ur.

I det följande beskrivs hydraulsystemets status samt indikeringar i förarrummet vid felfunktioner.

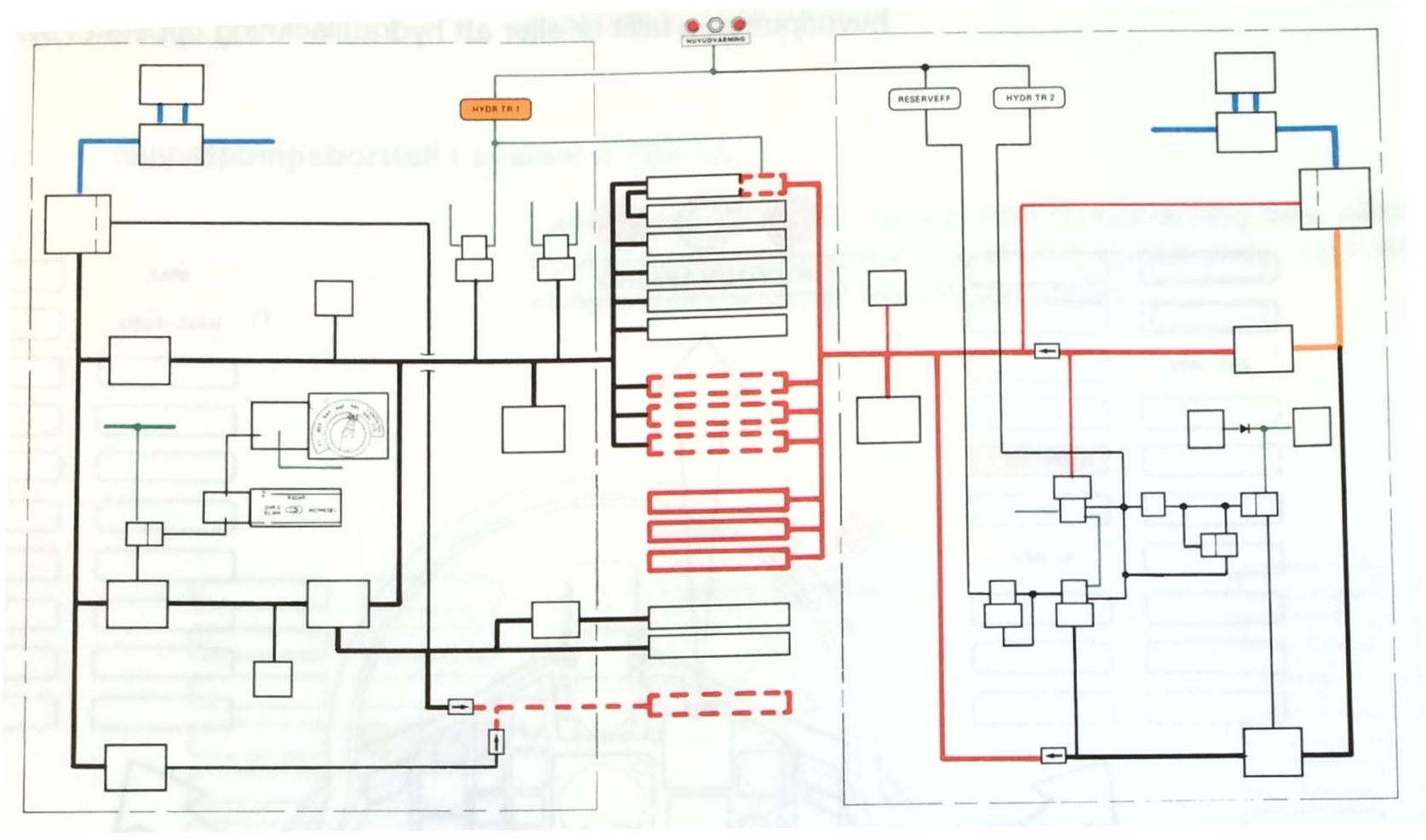
1.4.1 Tryckbortfall i system 1 (fall 1)

Lampfältet HYDR TR 1 tänds och huvudvarning ges, vilket betyder att trycket i system 1 sjunkit under 7,8 MPa. Orsaken till detta kan vara att huvudpumpen fallit ur eller att hydraulläckning uppstått i systemet.



Orig

Bild 2. Tryckbortfall i system 1 (fall 1), indikering



Orig

Bild 3. Tryckbortfall i system 1 (fall 1), principschema

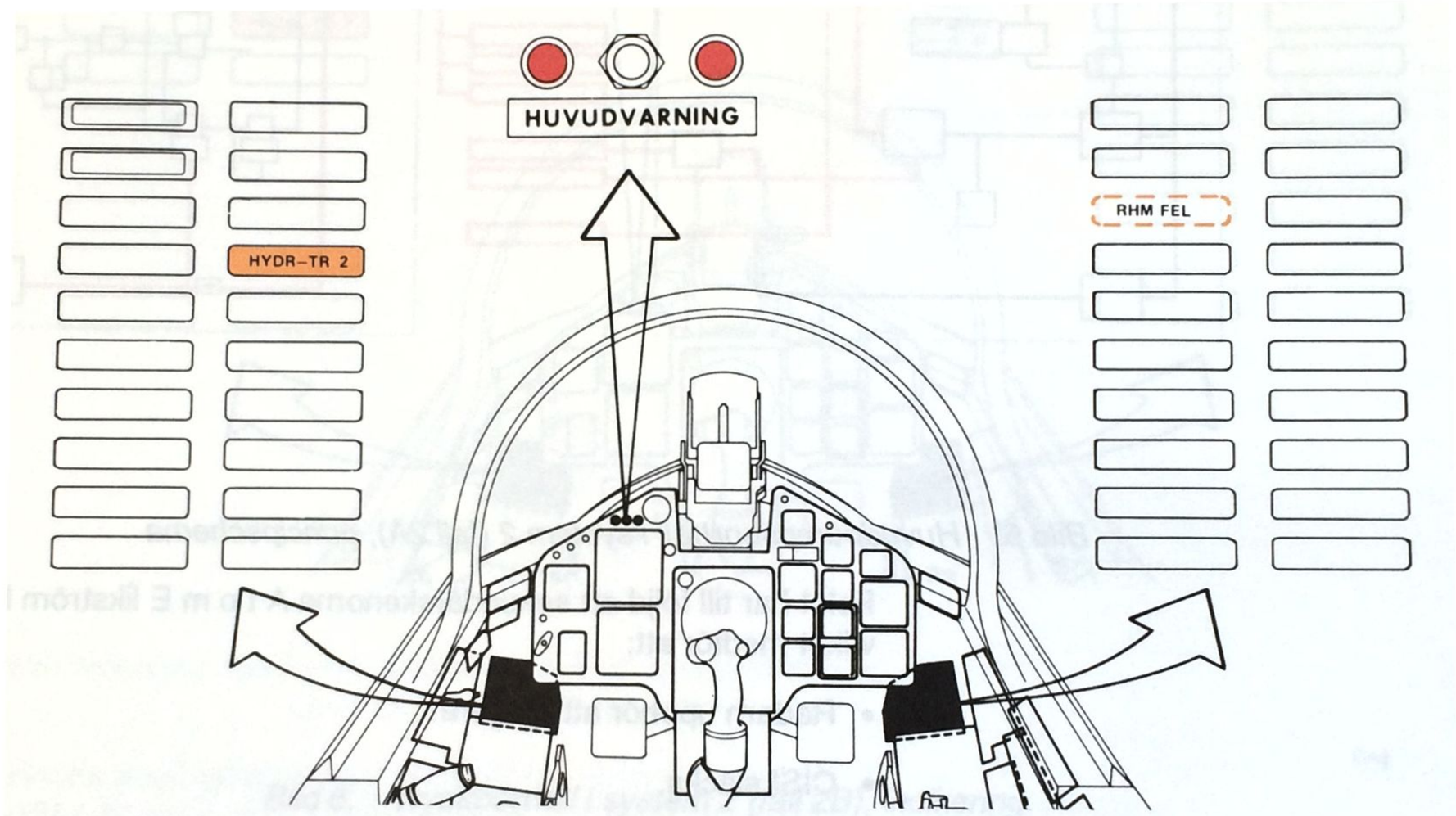
Felet har följande konsekvenser:

- Roder– och nosvingeklaffservona erhåller tryck endast från system 2, varför det uttagbara rodermomentet minskas till hälften.
- Landstället kan reservutfällas med hjälp av landningsspaken. Härvid erhåller huvudställsluckorna tryck från system 2. Landställsluckorna stannar i utfällt läge och stör därmed radarhöjdmätarens funktion.
- Hjulbromsarna kan manövreras med ackumulatortryck. Ingen bromsverkan erhålls vid tryck under 5,4 MPa.
- Noshjulsstyrningen kan inte manövreras. Den fungerar dock som jazzdämpare (även när pedalerna påverkas).
- Luftbromsen kan inte fällas ut. Utfälld luftbroms kan dock fällas in med hjälp av luftkrafterna.
- Reverseringsklaffarna kan inte manövreras. Ingen felvarning erhålls för dragkraftsreversering (varken EJ REV eller FÖRV FÖRBJ).
- Tertiärluftsluckan kan inte manövreras. Om tryckbortfall inträffar när luckan är stängd (M > 0,65 och minst zon 2 är tänd) kommer lampfältet EJ REV att lysa vid farter under M 0,65.
- Flödesfördelaren stannar.
  Härvid tänds lampfältet BRÄ UPPF om bränslemängden överstiger ca 30 %.
- Radarantennen stannar.
  Härvid slocknar centralindikatorn.
- Pedalkraftgivaren fungerar inte.

- Styrautomaten kopplas ur.
  Härvid tänds lampfältet SPAK. Lampfältet HÅLL FUNK tänds om trycket i system 1 återkommer, om någon av styrautomatmoderna ATT och HÖJD är vald.

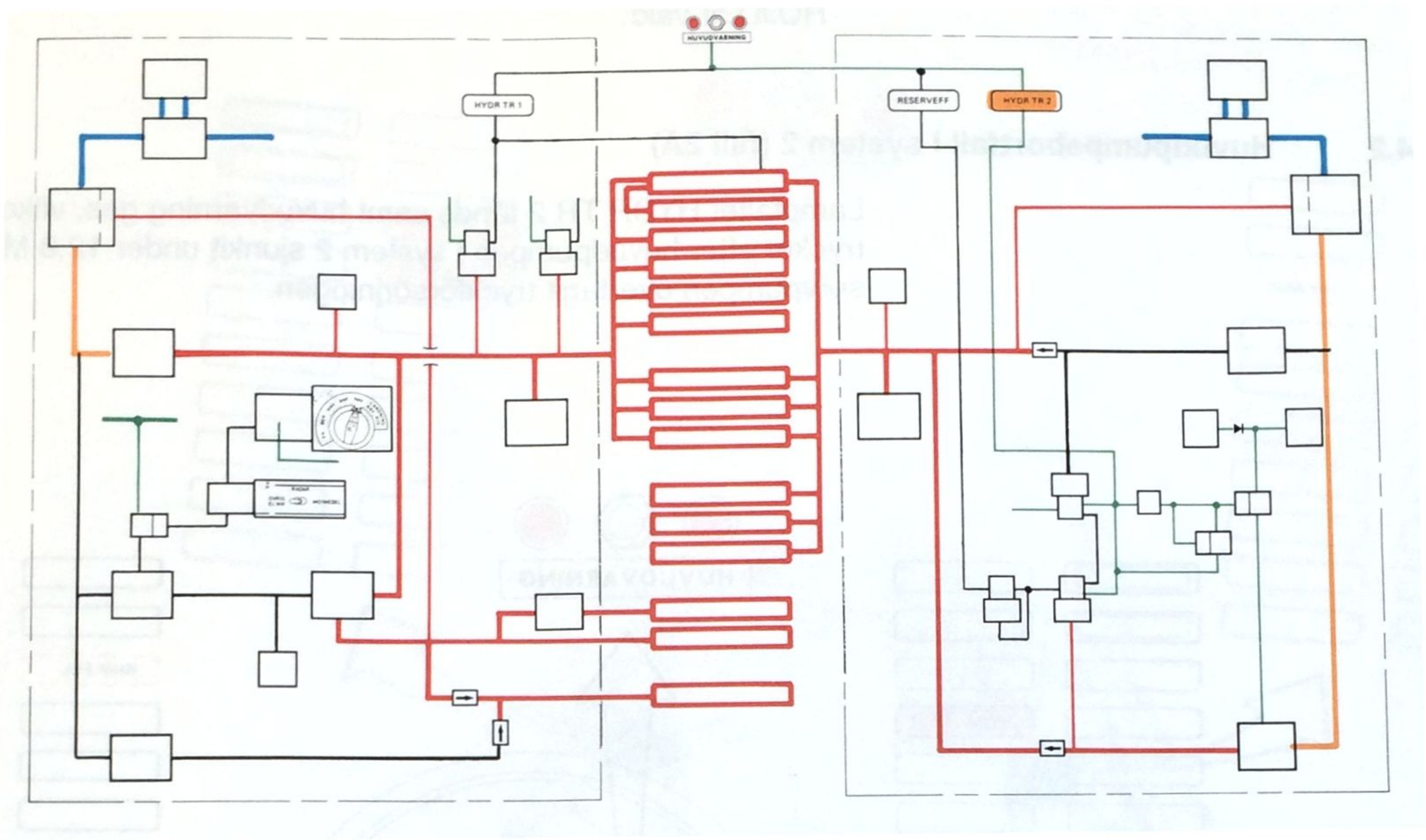
1.4.2 Huvudpumpsbortfall i system 2 (fall 2A)

Lampfältet HYDR TR 2 tänds samt huvudvarning ges, vilket betyder att trycket efter huvudpumpen i system 2 sjunkit under 12,8 MPa och att reservpumpen övertagit tryckförsörjningen.



Orig

Bild 4. Huvudpumpsbortfall i system 2 (fall 2A), indikering



Orig

Bild 5. Huvudpumpsbortfall i system 2 (fall 2A), principschema

Felet har till följd att sekundärskenorna A t o m E likström bortkopplas, vilket medför att:

- Radarn upphör att fungera.
- CISI släcks.
- Beväpning och motmedel upphör att fungera.
- Lanternor, antikollisionsljus och strålkastare upphör att fungera.
- RHM upphör att fungera. Lampfältet RHM–FEL tänds härvid om flyghöjden är < 1200 m och tipp– och rollvinkeln är < 40°.

Efter landställsutfällning kommer samtliga huvudskenor likström (A, B och D) att försörjas från flygplanbatteriet, vilket därvid beräknas räcka i ca 15 min. Härigenom disponeras all ström från likriktarna för drivning av reservhydraulpumpen.

1.4.3 Tryckbortfall i system 2 (fall 2B)

Lampfältet HYDR TR 2 tänds och huvudvarning ges. Efter 6 s tänds även lampfältet RESERVEFF, vilket betyder att både huvudpumpen och reservpumpen fallit ur eller att så omfattande läckning uppstått i systemet att pumparna inte kan upprätthålla erforderligt tryck.

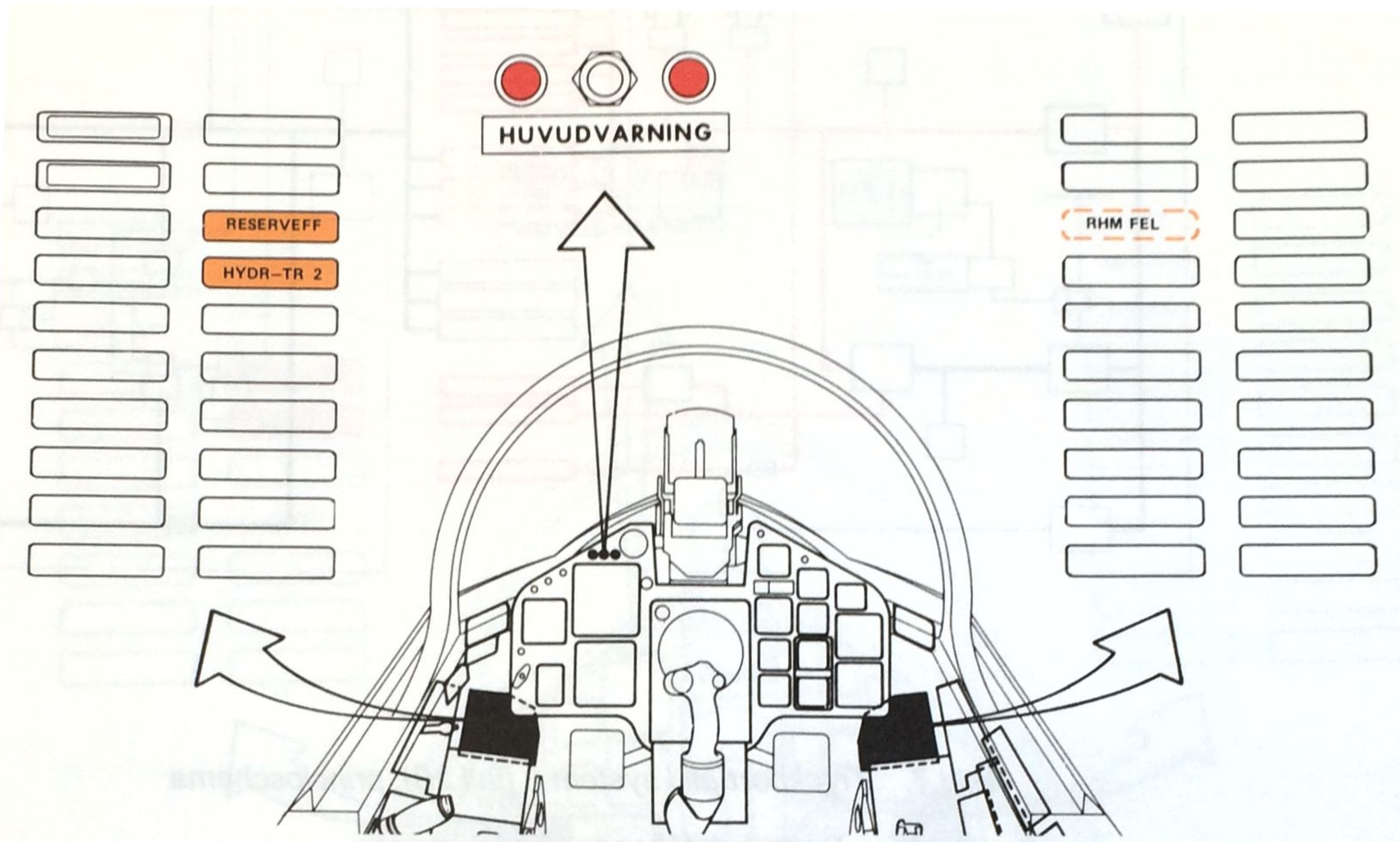
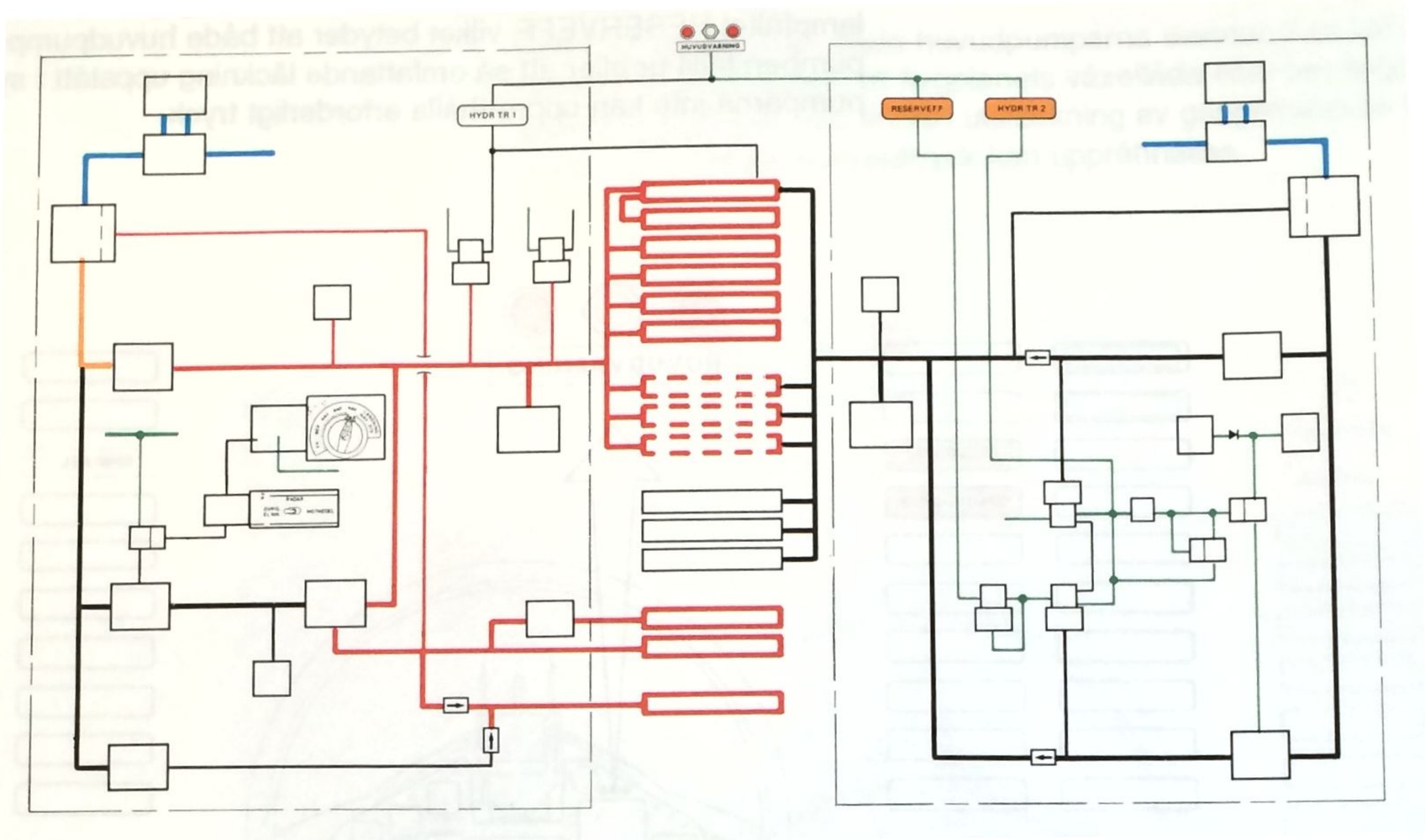


Bild 6. Tryckbortfall i system 2 (fall 2B), indikering



Orig

Bild 7. Tryckbortfall i system 2 (fall 2B), principschema

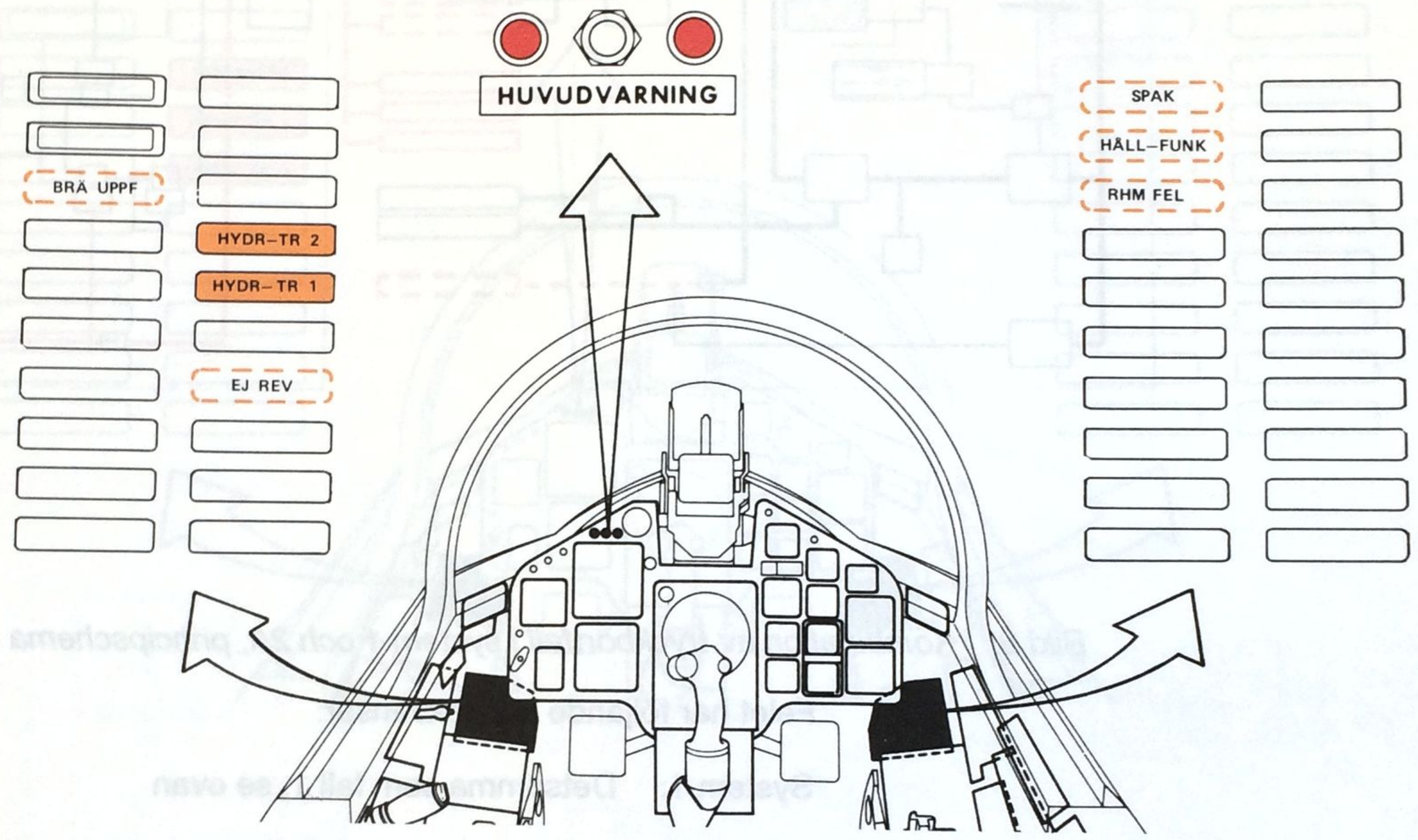
Detta har följande konsekvenser:

- Nedkoppling av likströmsskenorna erhålls i enlighet med fall 2A med motsvarande följdfunktioner, se ovan.
- Roder– och nosvingeklaffsservona erhåller tryck enbart från system 1, varvid det uttagbara rodermomentet reduceras till hälften.
- Tippväxeln stannar i aktuellt läge, men driver så småningom p g a läckage till lågfartsläge. Den kan även manövreras till landningsläge med strömställaren TIPPVÄXEL. TIPPVÄXEL–varning erhålls först sedan strömställaren förts till landningsläge.
- Rollväxeln kommer, om felet inträffar vid fart > 350 km/h, att stanna i högfartsläge. Inträffar felet vid fart ≤ 350 km/h kommer växeln så småningom p g a läckage att driva till högfartsläge. Ökas farten över 350 km/h ställer växeln om på normalt sätt och stannar därefter i högfartsläge. ROLLVÄXEL–varning erhålls inte vid hydraulfel.
- Reservelaggregatet stannar i befintligt läge, vilket betyder, om aggregatet är infällt när hydraulfelet inträffar, att elförsörjning från detta inte kan erhållas om fel skulle uppstå på den ordinarie elkraftförsörjningen.

1.4.4 Kombination av fall 1 och 2A

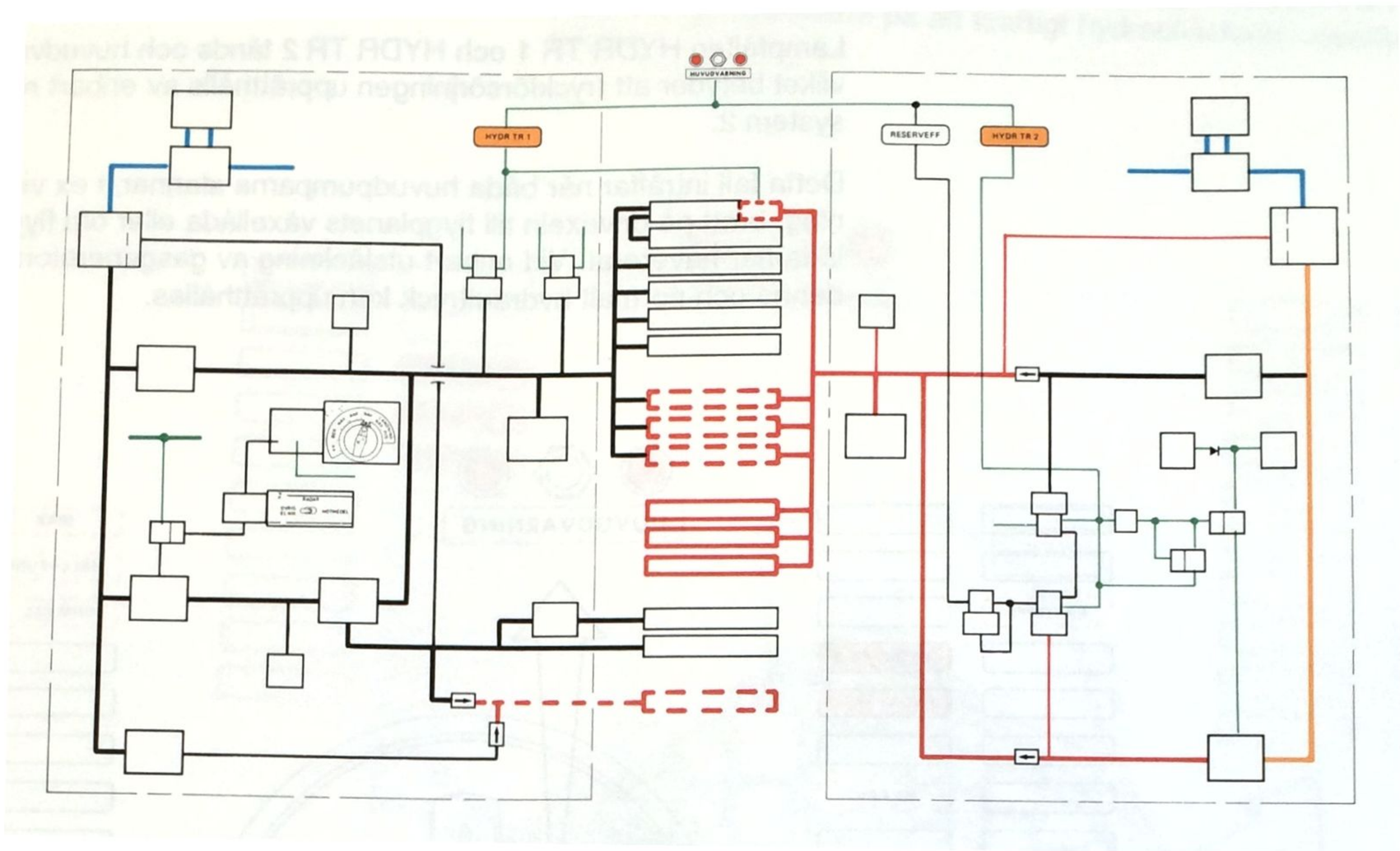
Lampfälten HYDR TR 1 och HYDR TR 2 tänds och huvudvarning ges, vilket betyder att tryckförsörjningen upprätthålls av enbart reservpumpen i system 2.

Detta fall inträffar när båda huvudpumparna stannar, t ex vid motorskärning, brott på drivaxeln till flygplanets växellåda eller om flygplanets växellåda har havererat. Vid enbart utsläckning av gasgeneratorn vindmillar denna och normalt hydraultryck kan upprätthållas.



Orig

Bild 8. Kombination av tryckbortfall i system 1 och 2A, indikering



Orig

Bild 9. Kombination av tryckbortfall i system 1 och 2A, principschema

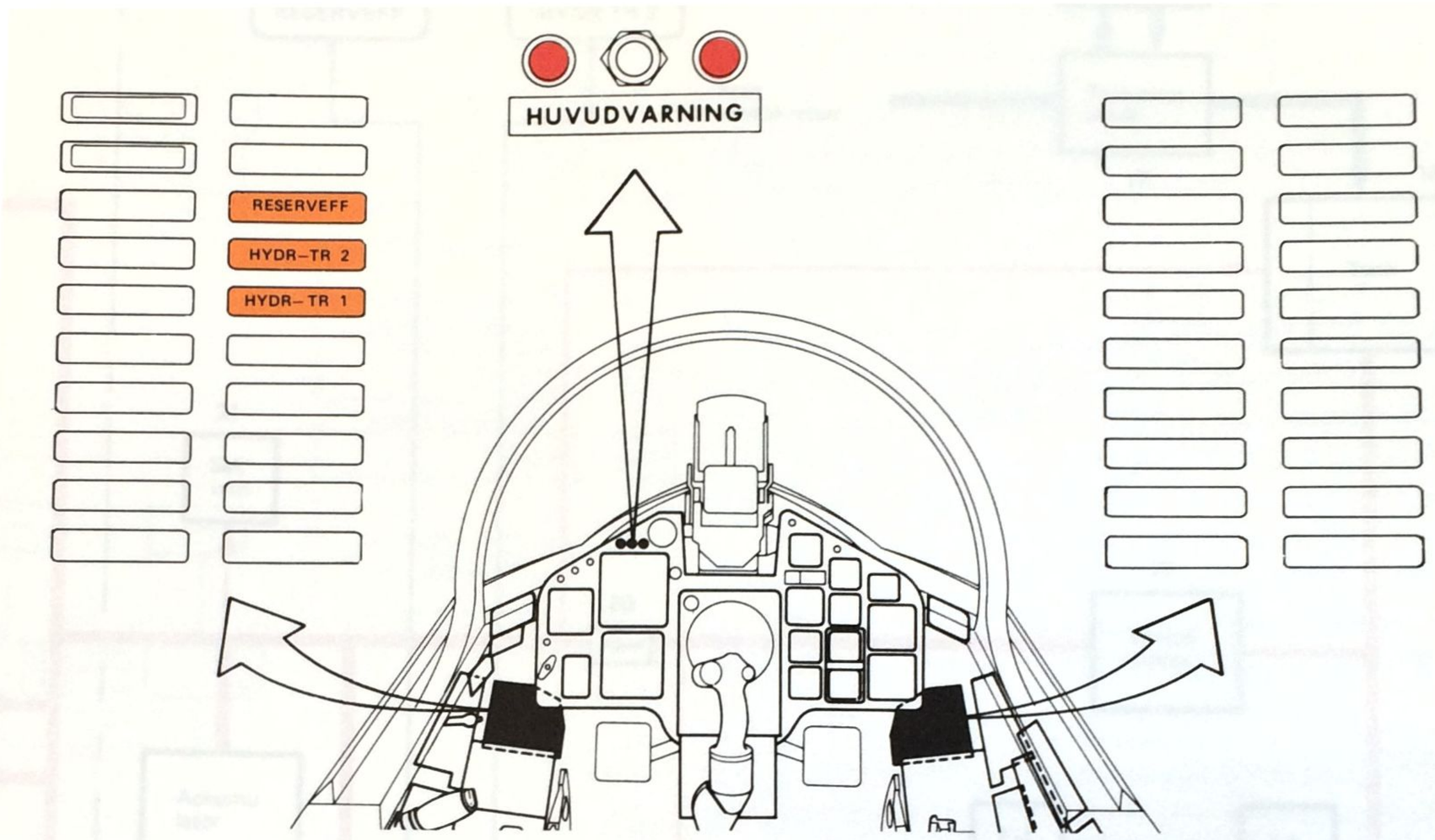
Felet har följande konsekvenser:

System 1: Detsamma som fall 1, se ovan

System 2: Detsamma som i fall 2A, se ovan.

1.4.5 Kombination av fall 1 och 2B

Lampfälten HYDR TR 1, HYDR TR 2 och RESERVEFF tänds och huvudvarning ges, vilket betyder att tryckförsörjningen helt fallit ur i båda systemen, troligen beroende på att kraftigt hydraulläckage uppstått i båda systemen.



Orig

Bild 10. Kombination av fall i system 1 och 2B, indikering

Härvid gäller för respektive system detsamma som i fall 1 och fall 2B med det undantaget att roder– och nosvingeklaffsservona inte erhåller något arbetstryck. Flygplanet är därvid manöverodugligt.

Anm

Om båda huvudpumparna är ur funktion och reservpumpen ensam svarar för tryckförsörjningen, kan stora roderrörelser orsaka att trycket i hydraulsystem 2 momentant underskrider 7,8 MPa. Lampfältet RESERVEFF kan därvid tändas.

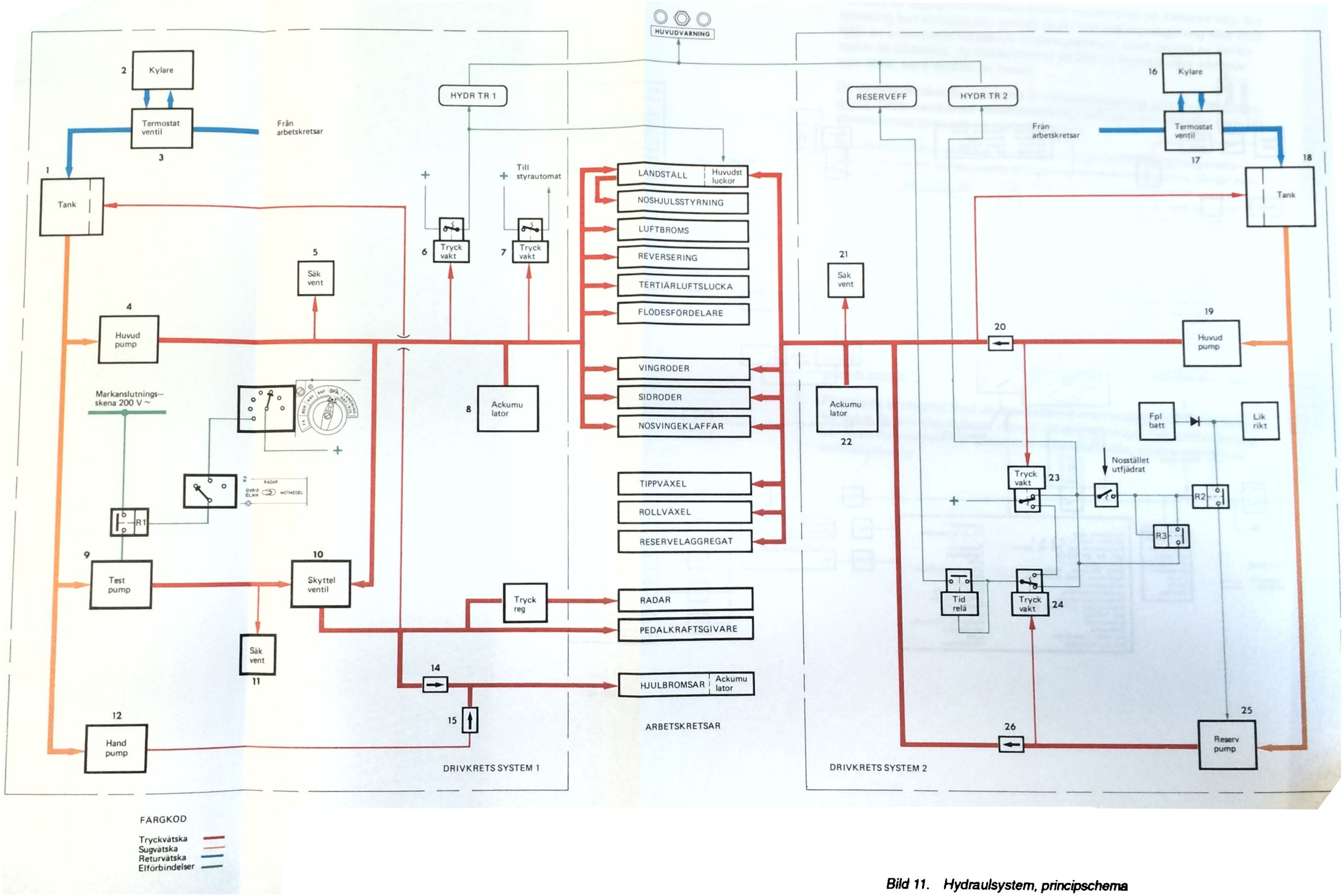


Bild 11. Hydraulsystem, principschema

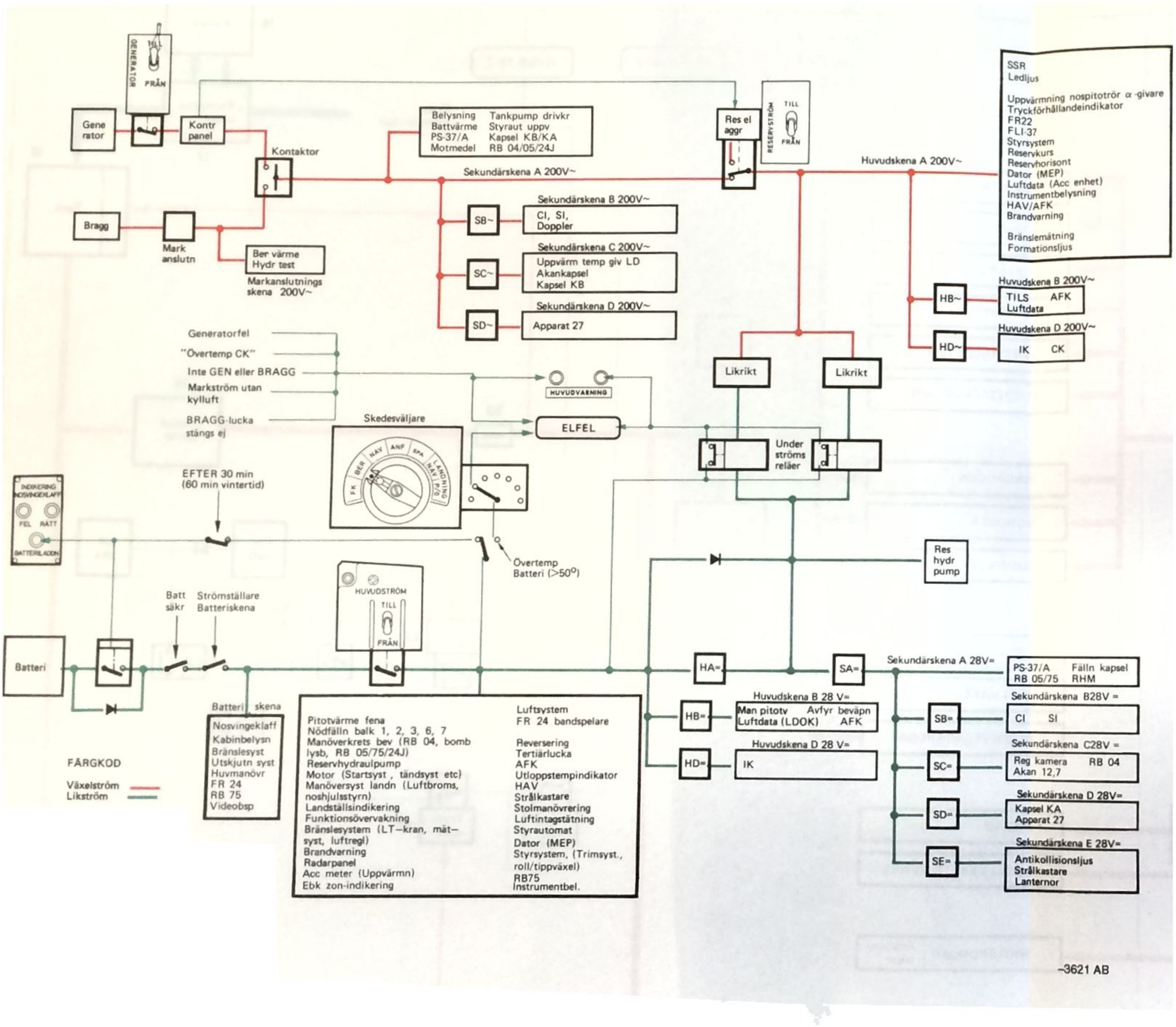


Bild 12. Elkraftförsörjningsanläggning, blockschema (systemet visas i viloläge)

2 Elkraftförsörjning

Flertalet av flygplanets funktionsenheter manövreras på elektrisk väg. Manövrering kan antingen ske genom direkt manuell impulsgivning eller med hjälp av automatiskt arbetande regleringskretsar, samt genom en kombination av bådadera. Av blockschemat på Bild 12 framgår vilka elkretsar som finns, samt varifrån de matas.

De elkraftförbrukande enheterna är växelströmsdrivna och/eller likströmsdrivna. Detta innebär att elkraftförsörjningsanläggningen omfattar både ett växelströmssystem och ett likströmssystem.

Huvudströmkällan utgörs av en växelströmsgenerator (flygplangeneratorn), som via en generatordrivanläggning drivs av flygmotorn. Under normal drift matas växelströmsnätet direkt från flygplangeneratorn medan likströmsnätet erhåller spänning från växelströmsnätet via två parallellkopplade likriktare.

För elkraftförsörjning på marken kan växelströmssystemet anslutas till ett beredskapsaggregat (BRAGG) via en anslutning som är placerad på vänster sida av flygkroppen under nosvingen. Beredskapsaggregatet levererar även luft till flygplanets luftsystem via samma anslutning. Markanslutningen kopplas automatiskt bort, "kastas", när flygplangeneratorn efter motorstart övertagit elkraftförsörjningen. Markanslutningen kan före stopp av flygmotorn anslutas till flygplanet, så att beredskapsaggregatet omedelbart övertar elkraftförsörjningen vid frånkoppling av generatorn. Motorstartning sker normalt med hjälp av BRAGG men kan även ske över flygplanets batteri.

Flygplanet är utrustat med ett fartvinddrivet reservelaggregat. Detta övertar delvis flygplangeneratorns uppgift vid driftstörningar i elkraftförsörjningen. Även flygplanbatteriet tjänar som reservkraftkälla, dock enbart för likströmssystemet.

2.1 Växelströmssystem

Växelströmssystemet omfattar i huvudsak ett skensystem, en flygplangenerator med kontrollpanel samt ett reservelaggregat. Skensystemets indelning samt vilka belastningskretsar som är anslutna till de olika skenorna framgår av Bild 12. Systemet arbetar med en frekvens av 400 Hz.

2.1.1 Flygplangenerator

Flygplangeneratorn är en 3–fas oljekyld växelströmsgenerator som ger 200 V, 400 Hz växelspänning och ger en effekt av 60 kVA. Generatorn drivs av flygmotorn över en konstantvarvtalsväxel, vars inbyggda mekaniska varvtalsregulator håller generatorns varvtal konstant vid varierande motorvarvtal och belastning.

För generatorns driftövervakning finns en särskild kontrollpanel. Generatorns in– och urkoppling sker automatiskt av kontrollpanelen, som avkänner generatorfrekvens och spänning. För att hålla generatorns spänning konstant finns en spänningsregulator inbyggd i kontrollpanelen.

Vid startning, med spänning från såväl flygplanets eget batteri som från markströmkälla, regleras generatorns inkoppling till växelströmsnätet av kontrollpanelen. När generatorns spänning och frekvens uppnått vissa gränsvärden, sker nätinkoppling av generatorn genom att kontaktorn, på impuls av kontrollpanelen, skiftar läge.

Under drift sker automatisk urkoppling av generatorn i följande fall:

- Frekvensen under– respektive överstiger vissa gränsvärden under viss tid.
- Spänningen under– respektive överstiger vissa gränsvärden under viss tid.

Vid frekvensfel sker automatisk återinkoppling av generatorn om felet upphör, medan vid spänningsfel strömställaren GENERATOR först måste ställas i läge FRÅN och därefter i läge TILL för att generatorn åter ska kunna inkopplas till nätet.

Manuell urkoppling av flygplangeneratorn sker med strömställaren GENERATOR.

2.1 Växelströmssystem

Växelströmssystemet omfattar i huvudsak ett skensystem, en flygplangenerator med kontrollpanel samt ett reservelaggregat. Skensystemets indelning samt vilka belastningskretsar som är anslutna till de olika skenorna framgår av Bild 12. Systemet arbetar med en frekvens av 400 Hz.

2.1.1 Flygplangenerator

Flygplangeneratorn är en 3–fas oljekyld växelströmsgenerator som ger 200 V, 400 Hz växelspänning och ger en effekt av 60 kVA. Generatorn drivs av flygmotorn över en konstantvarvtalsväxel, vars inbyggda mekaniska varvtalsregulator håller generatorns varvtal konstant vid varierande motorvarvtal och belastning.

För generatorns driftövervakning finns en särskild kontrollpanel. Generatorns in– och urkoppling sker automatiskt av kontrollpanelen, som avkänner generatorfrekvens och spänning. För att hålla generatorns spänning konstant finns en spänningsregulator inbyggd i kontrollpanelen.

Vid startning, med spänning från såväl flygplanets eget batteri som från markströmkälla, regleras generatorns inkoppling till växelströmsnätet av kontrollpanelen. När generatorns spänning och frekvens uppnått vissa gränsvärden, sker nätinkoppling av generatorn genom att kontaktorn, på impuls av kontrollpanelen, skiftar läge.

Under drift sker automatisk urkoppling av generatorn i följande fall:

- Frekvensen under– respektive överstiger vissa gränsvärden under viss tid.
- Spänningen under– respektive överstiger vissa gränsvärden under viss tid.

Vid frekvensfel sker automatisk återinkoppling av generatorn om felet upphör, medan vid spänningsfel strömställaren GENERATOR först måste ställas i läge FRÅN och därefter i läge TILL för att generatorn åter ska kunna inkopplas till nätet.

Manuell urkoppling av flygplangeneratorn sker med strömställaren GENERATOR.

2.1.2 Reservelaggregat

Reservelaggregatet består i huvudsak av en mekaniskt varvtalsreglerad rammluftsturbin och en växelströmsgenerator. Aggregatet fälls ut hydrauliskt med tryck från system 2.

Växelströmsgeneratorn lämnar vid ett varvtal av 12000 r/min, 3–fas, 200 V, 400 Hz växelspänning, med en effekt av max 6 kVA. Lägsta fart för säker funktion är 300 km/h. Vid fart under 260 — 290 km/h lämnar reservelaggregatet ingen spänning.

När ett fel uppstått på elkraftförsörjningen från flygplangeneratorn fälls reservelaggregatet automatiskt ut på impuls från kontrollpanelen och börjar lämna spänning till nätet. Korrekt spänning erhålls, beroende på flygplanets fart, 1 — 6 s efter det att reservelaggregatet nått utfällt läge. Flygning med utfällt reservelaggregat vid farter över 700 km/h innebär risk för bladbrott, varför detta endast bör ske undantagsvis i fall av nöd. Reservelaggregatet fälls dessutom alltid ut automatiskt när nosstället fjädrar in vid sättning, och fälls in när landstället fälls in efter start. Inkoppling till nätet sker dock endast om fel uppstår på elkraftförsörjningen.

Manuell utfällning och nätinkoppling av reservelaggregatet sker med strömställaren RESERVSTRÖM.

Reservelaggregatet kan inte fällas ut vid totalt tryckbortfall i system 2, se Avsnitt 1.1 Hydraulkraftförsörjning.

2.2 Likströmssystem

Likströmssystemet omfattar i huvudsak ett skensystem, två likriktare med var sitt underströmrelä samt ett flygplanbatteri. Skensystemets indelning samt vilka belastningskretsar som är anslutna till de olika skenorna framgår av Bild 12.

2.2.1 Likriktare

Likriktarna matas med 200 V växelspänning från växelströmsnätet och lämnar 28 V likström till likströmsnätet. Varje likriktare kan avge en normaleffekt på 2 kW. De saknar spänningsreglerande organ.

Mellan vardera likriktarna och huvudskena A 28 V=, finns ett underströmsrelä. De har till uppgift att sluta spänningen till lampfältet ELFEL samt att koppla ur sekundärlikströmsskenorna om någon av likriktarna lämnar för låg ström till likströmsnätet.

2.2.2 Flygplanbatteri

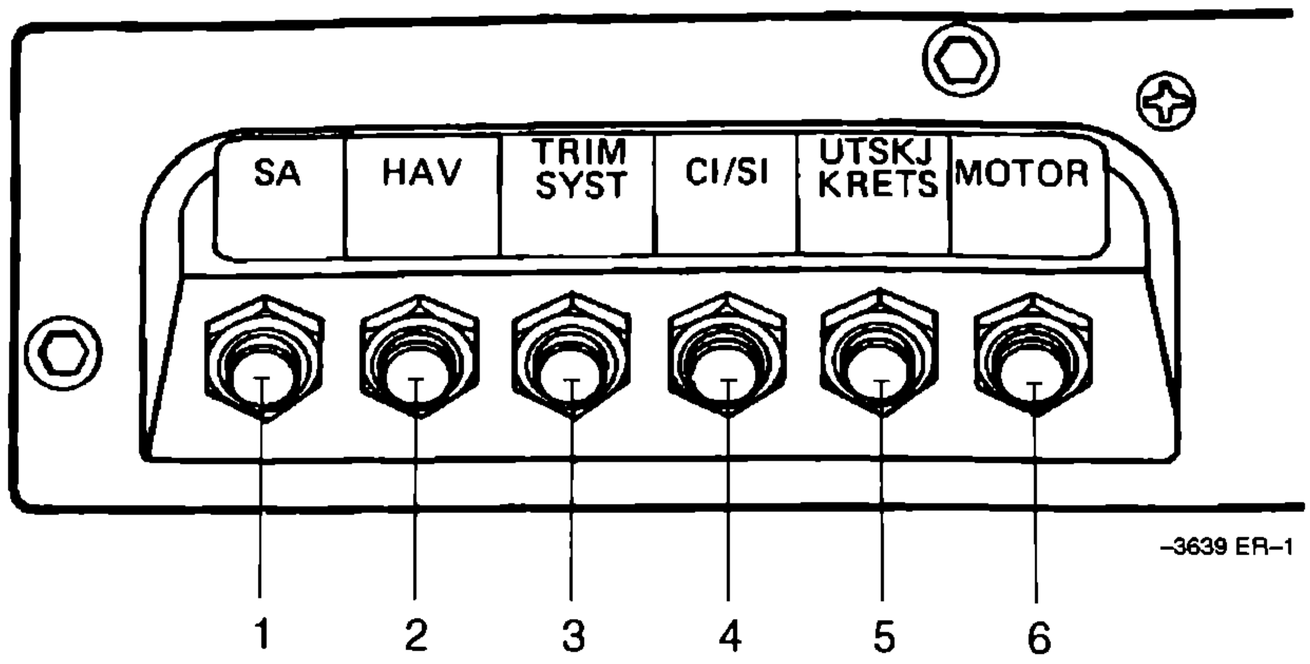
Flygplanbatteriet utgörs av ett 24 V nickel–kadmiumbatteri med en kapacitet av 34 Ah. Batteriet är utrustat med uppvärmningsanordning.

Under normal drift erhåller flygplanbatteriet laddningsström, via likriktarna, från flygplanets generator. Vid generatorfel under flygning erhålls laddningsström från reservelaggregatet. Vid markförsörjning (huvudströmställaren tillslagen) erhålls laddningsströmmen från ett beredskapsaggregat (BRAGG). Batteriet tjänstgör även som kraftkälla för de kretsar som behöver vara inkopplade på marken då nätet i övrigt är spänningslöst, samt som reservkraftkälla vid vissa el– och hydraulfel.

Under normal drift, med strömförsörjning från BRAGG eller generator, bortkopplas laddningsströmmen till batteriet efter 30 eller 60 minuter (tiden väljs med en omkopplare i höger apparatrum). Någon indikering i förarrummet när laddningsströmmen kopplas bort erhålls inte. Via en effektdiod kan alltid ström vid behov erhållas från batteriet. Om ELFEL inträffar under flygning, bortkopplas ovanstående funktion och laddning av batteriet sker kontinuerligt från generatorn eller reservelaggregatet. Bortkoppling av laddningsströmmen till batteriet inträffar dessutom vid övertemperatur i batteriet (> 50 °C). Har batteriladdning bortkopplats p g a övertemperatur, kommer batteriladdningen inte att återinkopplas vid ELFEL under flygning. Övertemperatur indikeras i skede BER av att lampfältet ELFEL tänds.

2.3 Säkringar

Huvudparten av elkretsarna skyddas av säkringar. De säkringar som ska betjänas av föraren är av tryckknappstyp och samlade på en panel till höger i förarrummet, se Bild 13. Övriga säkringar är placerade i apparatrum på höger sida av flygplankroppen.



1 Automatsäkring SA, likströmsförsörjning styrautomat
2 Automatsäkring/strömställare HAV, högalfavarning
3 Automatsäkring TRIM SYST, likströmsförsörjning trim–system styrsystem
4 Automatsäkring CI/SI, likströmsförsörjning central– och siktlinjesindikator
5 Automatsäkring UTSKJ KRETS, strömförsörjning huv–fällning
6 Automatsäkring MOTOR, strömförsörjning startnings–kretsar motor

Bild 13. Säkringspanel, förarrum

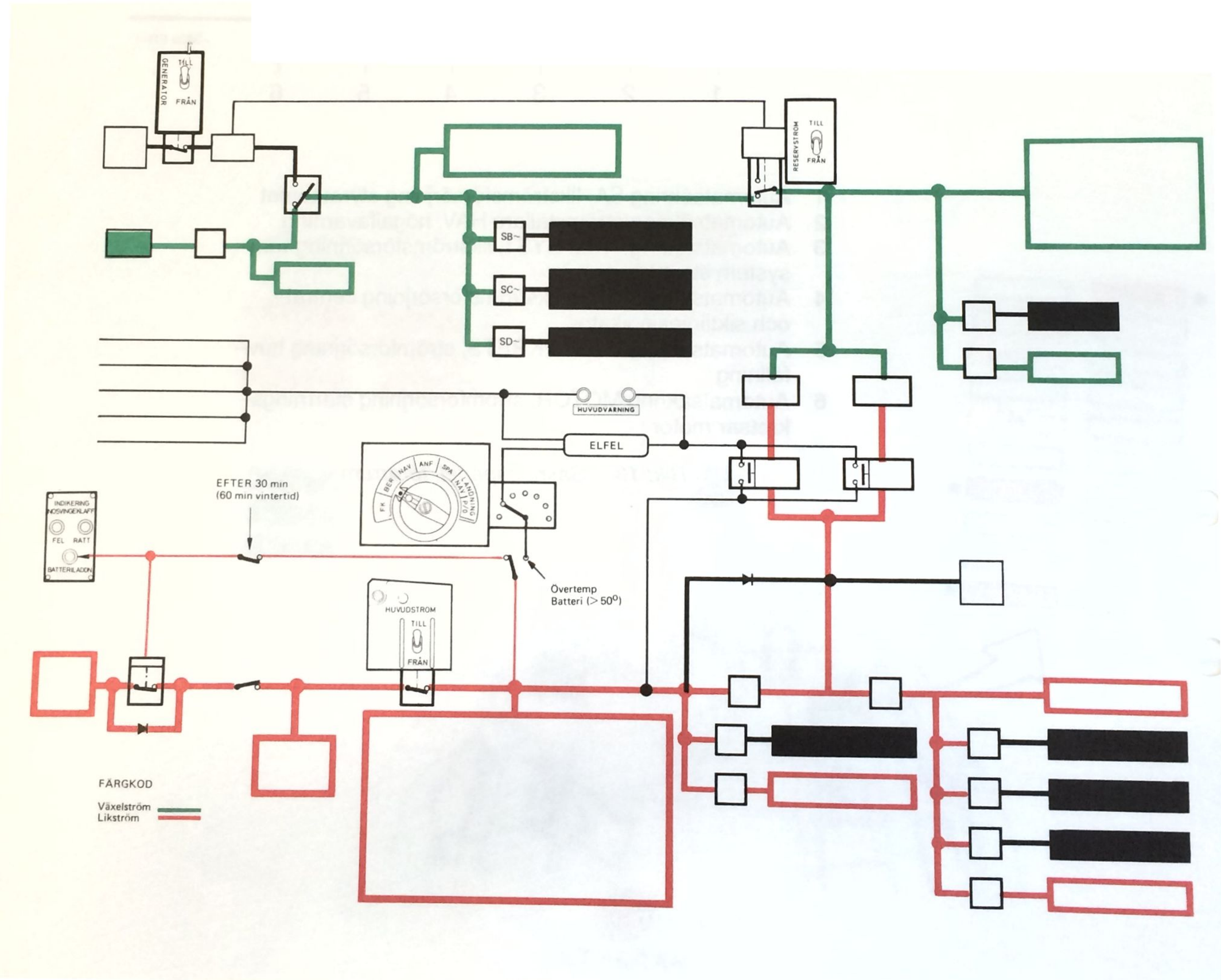
2.4 Funktion

2.4.1 Startning av motorn med hjälp av BRAGG

2.4.1.1 Före startning

Batteriskenorna ligger under spänning från flygplanbatteriet medan markskenan ligger under spänning från beredskapsaggregatet.

När huvudströmställaren ställs i läge TILL (skedesväljaren i läge BER) erhåller sekundärskena A~ samt huvudskenorna A~ och D~ växelspänning från beredskapsaggregatet via kontaktorn. Samtidigt erhåller batteriet och följande likströmsskenor spänning från likriktarna: batteriskenan, huvudskenorna A= och D= samt sekundärskenorna A= och E=.



–3959 DZ

Bild 14. BRAGG inkopplad, huvudström TILL, principschema

2.4.1.1.1 Indikering

Då huvudströmställaren ställs i läge TILL ges huvudvarning samtidigt som lampan LT–KRAN tänds. På vänster indikeringstablå lyser lampfälten BRÄ UPPF, TANKPUMP, NOSSTÄLL, V STÄLL, H STÄLL, RESERVEFF, HYDR–TR 2, HYDR–TR 1 samt OLJETRYCK.

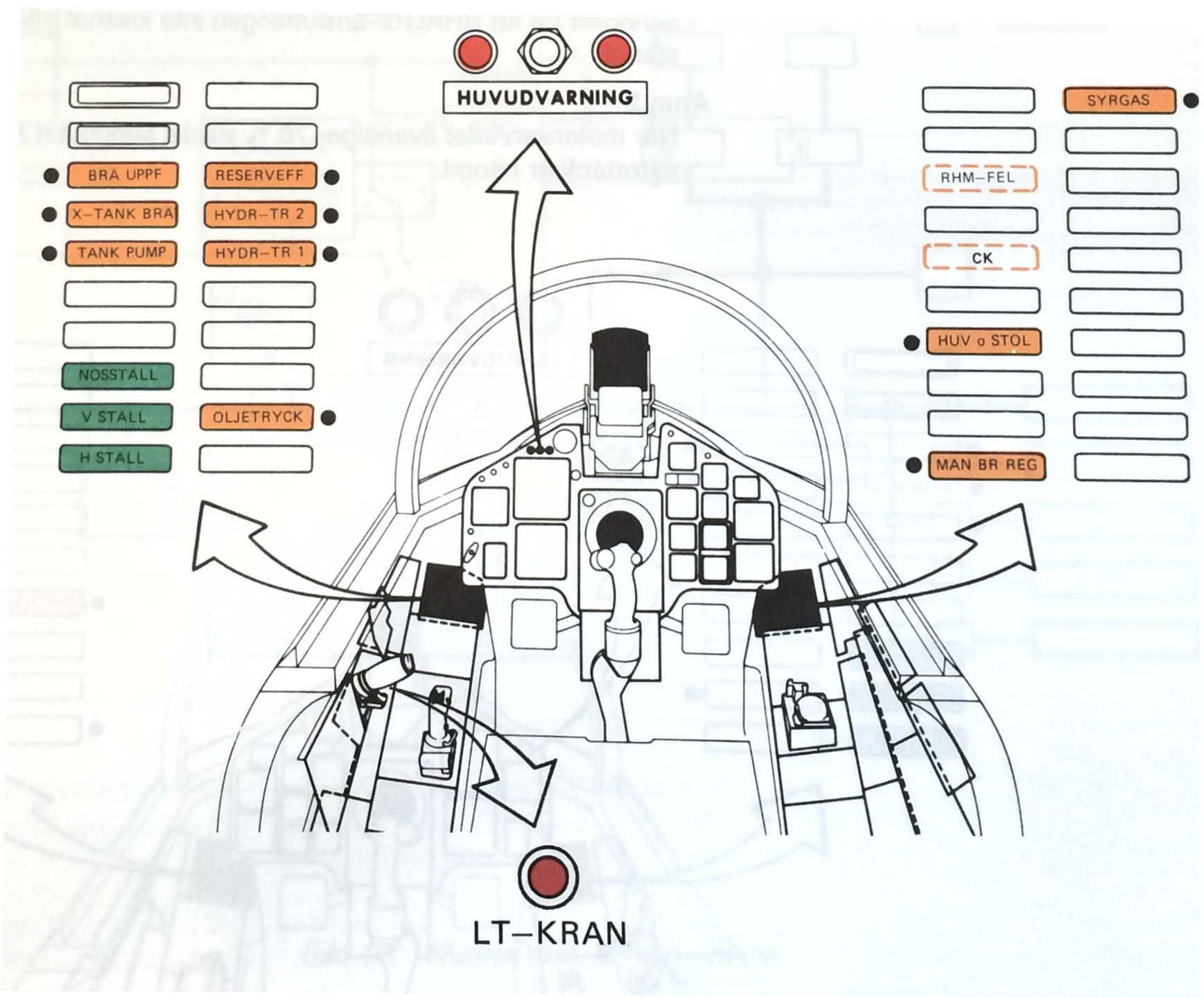
Anm
Lampfältet X–TANK BRÄ lyser om extratank är hängd.

På höger indikeringstablå lyser lampfälten CK[1], HUV o STOL, MAN BR REG, SYRGAS och RHM FEL[2].

[1] Lampfältet CK slocknar efter ca 30 s.

[2] Lampfältet RHM FEL lyser om strömställaren RHM på navigeringspanelen står i läge FRÅN. Det släcks när strömställaren ställs i läge TILL (om RHM arbetar OK).

På respektive tablå finns markeringar som anger vilka av lampfälten som ska vara tända under detta skede.



Orig

Bild 15. BRAGG inkopplad och huvudström TILL, indikering

2.4.1.2 Under startning

När strömställaren LT–KRAN förs till läge TILL släcks indikeringslampan LT–KRAN.

Då startströmställaren förs till läge TILL initieras motorstartningsförloppet och inom 5 s tänds lampfältet STARTSYST. Innan motorn uppnått ett varvtal av 9 % släcks lampfältet MAN BR REG och mellan varvtalen 11 — 16 % tänds lampfältet TÄNDSYST. Efterhand slocknar lampfälten BRÄ UPPF, HYDR–TR 2, HYDR–TR 1 och OLJETRYCK och när motorvarvtalet är 47 — 50 % slocknar lampfälten STARTSYST och TÄNDSYST.

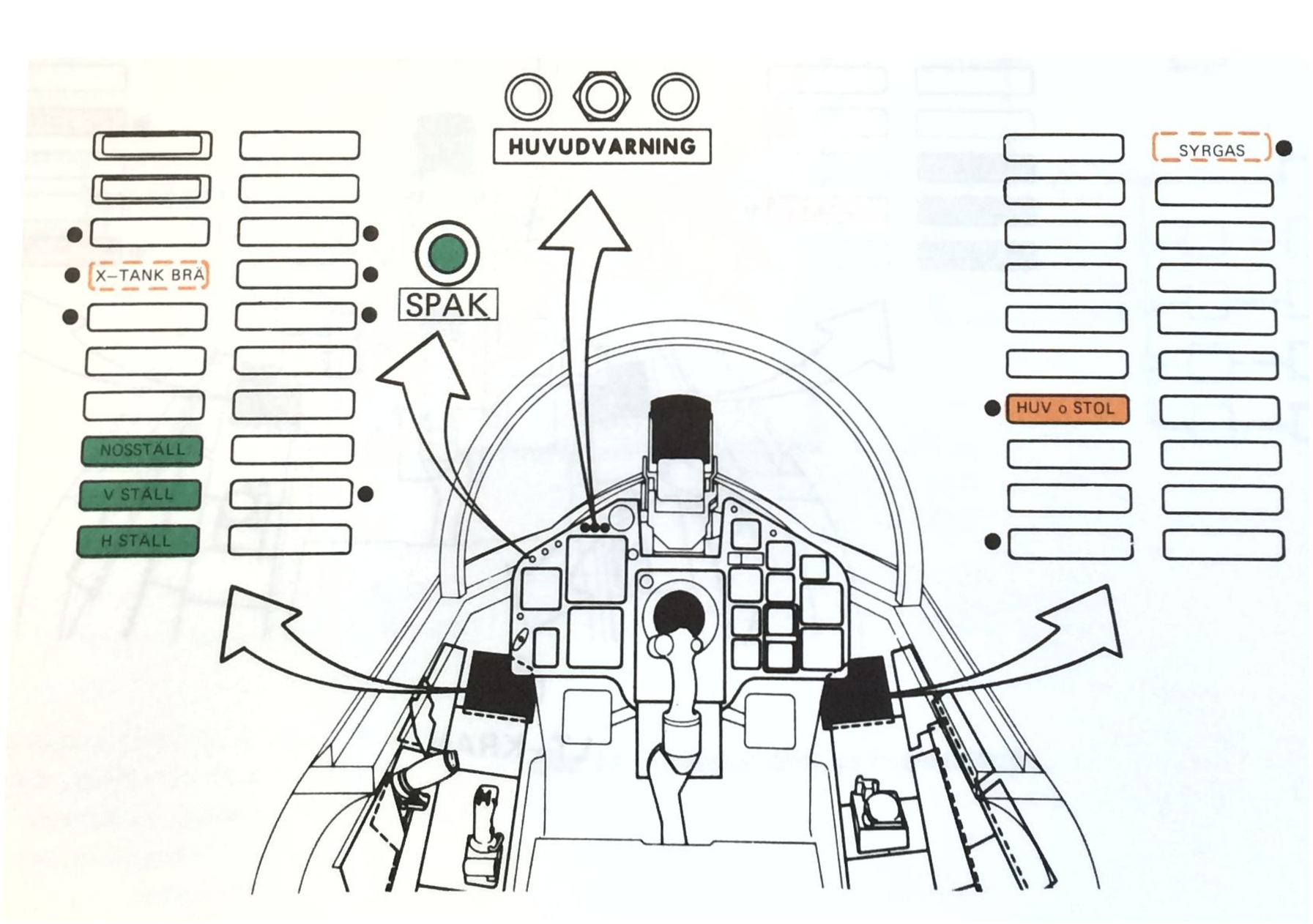
När generatorn inkopplas till nätet tänds indikeringslampan SPAK (SA06 automatiska inkoppling) samtidigt som lampfälten TANKPUMP och RESERVEFF släcks.

Under startningsförloppet är huvudvarningen och den akustiska varningen bortkopplad, men återinkopplas vid motorvarvtal 47 — 50 %. Tänds lampfältet BRAND GTS under startningsförloppet kommer huvudvarning och akustisk varning att omedelbart återinkopplas.

Lampfältet HUV o STOL släcks när stolsäkringshandtaget förs till osäkrat läge och lampfältet SYRGAS släcks när syrgasen inkopplas.

Anm 1
Om lampfältet ELFEL tänds strax efter generatorinkoppling, beror detta sannolikt på att BRAGG–anslutningen inte lossnat eller att luckan inte stängt.

Anm 2
När motorvarvtalet överstiger 70 % släcks lampfältet X–TANK BRÄ om extratank är hängd.



Orig

Bild 16. Indikering efter motorstart (före utkörning)

2.4.2 Normal drift

Då flygmotorn och därmed även generatorn uppnått ett varvtal motsvarande värden för automatisk generatorinkoppling, inkopplas generatorn till växelströmsnätet. Samtidigt kastas beredskapsaggregatets anslutning och markanslutningsskenan blir spänningslös. Samtliga skenor, utom markanslutningsskenan, är nu inkopplade och strömförsörjs från flygplangeneratorn.

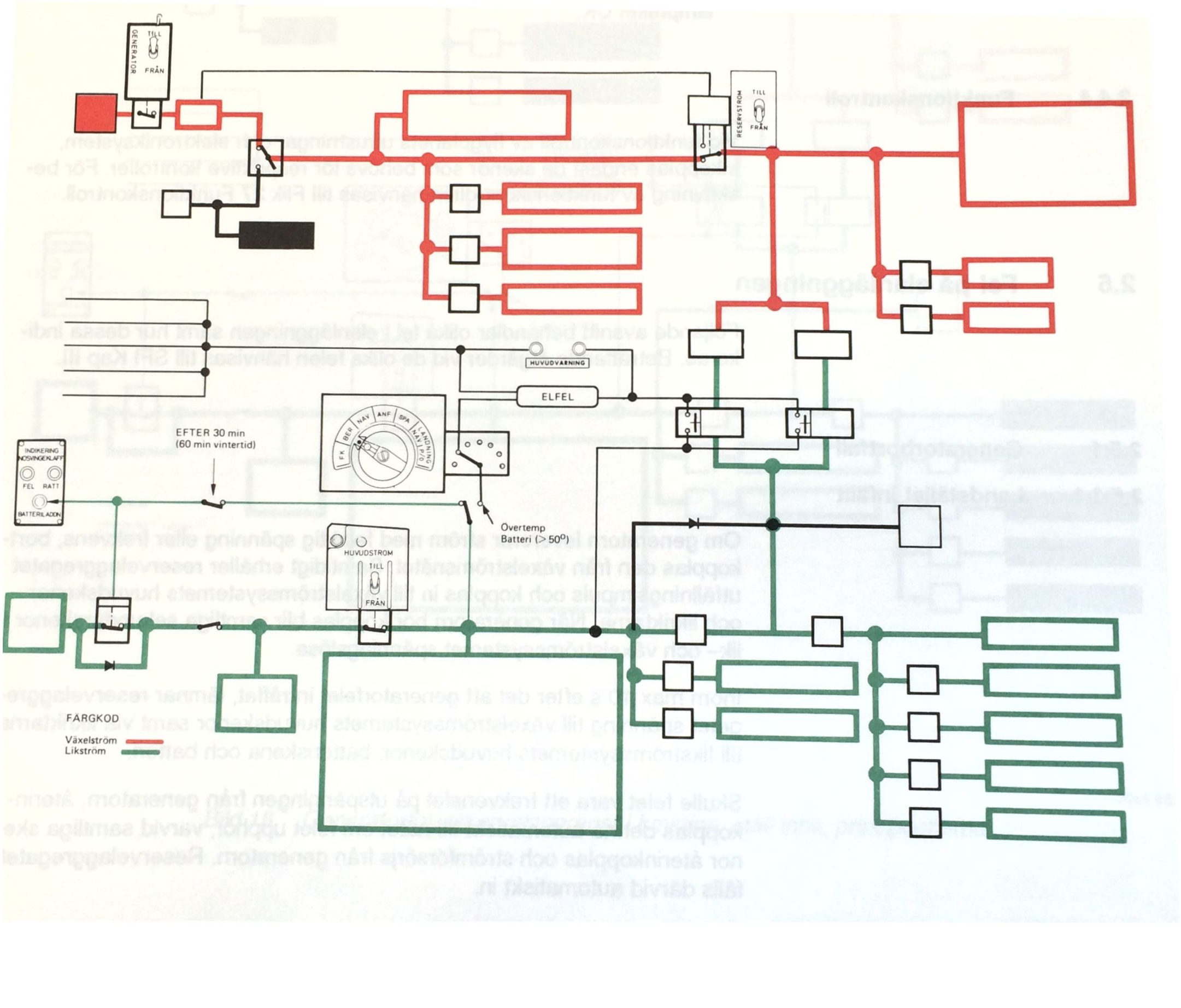


Bild 17. Normal drift, principschema

–3959 EA

2.4.3 Startning över flygplanbatteriet

Detta startningsförfarande skiljer sig från startning med hjälp av BRAGG enligt nedan.

- När huvudströmställaren är tillslagen, är endast batteriskenan samt huvudskena A= likströmsförsörjda från batteriet.
- Utöver indikeringarna, som beskrivits under Avsnitt 2.4.1, Startning av motorn med hjälp av BRAGG, lyser även lampfältet ELFEL. Dessutom lyser lampfältet RHM FEL även om strömställaren RHM är tillslagen.
- Vid generatorinkoppling släcks lampfältet ELFEL. Om strömställaren RHM är tillslagen släcks lampfältet RHM FEL. Efter ca 30 s släcks lampfältet CK.

2.4.4 Funktionskontroll

Vid funktionskontroll av flygplanets utrustningar och elektroniksystem, inkopplas endast de skenor som behövs för respektive kontroller. För beskrivning av funktionskontrollen hänvisas till Flik 27 Funktionskontroll.

2.5 Fel på elanläggningen

Följande avsnitt behandlar olika fel i elanläggningen samt hur dessa indikeras. Beträffande åtgärder vid de olika felen hänvisas till SFI Kap III.

2.5.1 Generatorbortfall

2.5.1.1 Landstället infällt

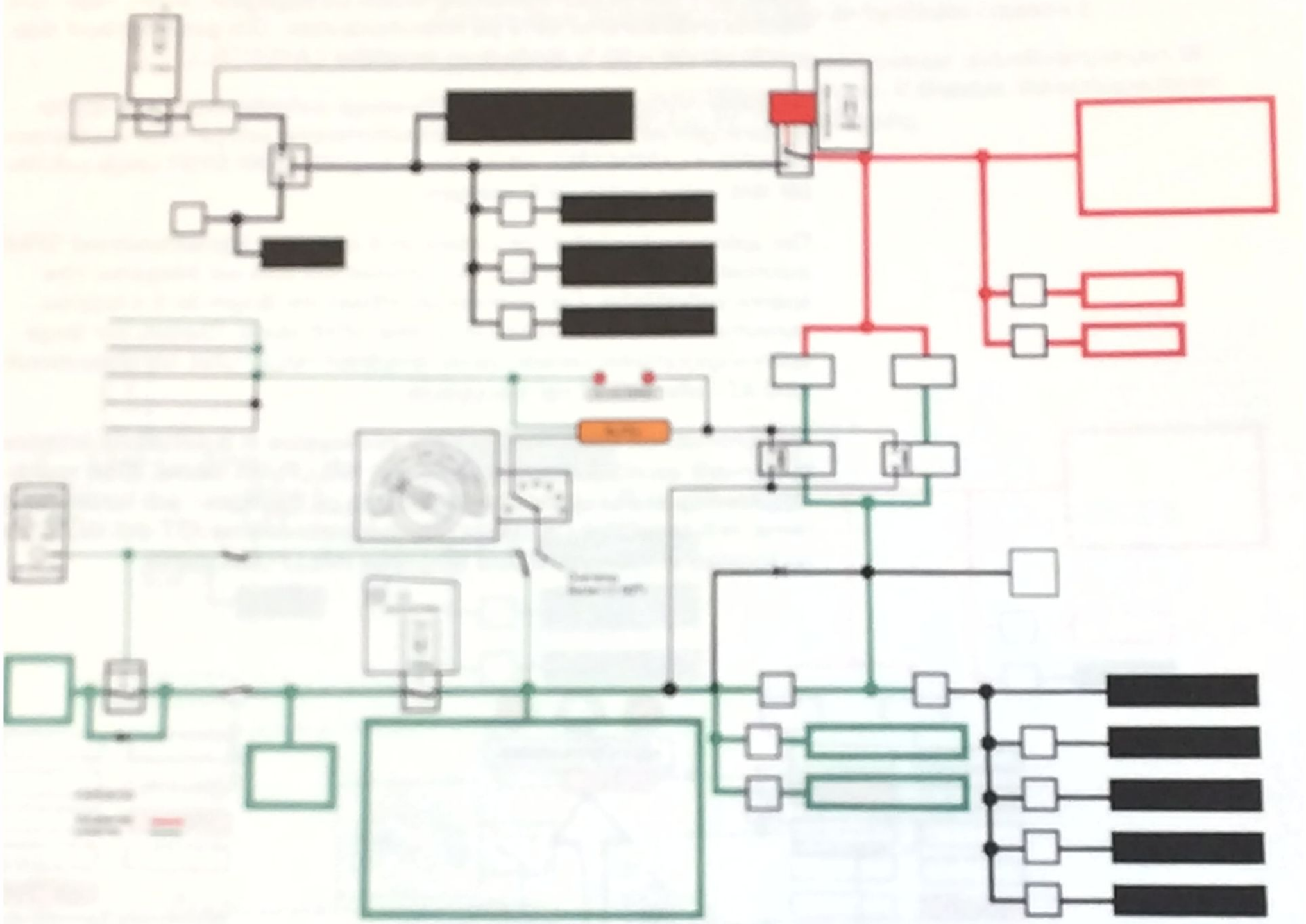
Om generatorn levererar ström med felaktig spänning eller frekvens, bortkopplas den från växelströmsnätet. Samtidigt erhåller reservelaggregatet utfällningsimpuls och kopplas in till växelströmssystemets huvudskenor och likriktarna. När generatorn bortkopplas blir samtliga sekundärskenor i lik– och växelströmssystemet spänningslösa.

Inom max 10 s efter det att generatorfelet inträffat, lämnar reservelaggregatet spänning till växelströmssystemets huvudskenor samt via likriktarna till likströmssystemets huvudskenor, batteriskena och batteri.

Skulle felet vara ett frekvensfel på utspänningen från generatorn, återinkopplas denna automatiskt till nätet om felet upphör, varvid samtliga skenor återinkopplas och strömförsörjs från generatorn. Reservelaggregatet fälls därvid automatiskt in.

Är felet ett spänningsfel, måste generatorströmställaren först ställas i läge FRÅN och därefter i läge TILL för att generatorn ska kunna kopplas till nätet, varvid reservelaggregatet fälls in.

Vissa andra typer av generatorfel upptäcks inte av generatorns funktionsövervakning. Generatorn kopplas då inte automatiskt bort från nätet, och reservelaggregatet fälls följaktligen inte heller ut automatiskt. Felet kan dock medföra följdfel som kan upptäckas och indikeras. Exempelvis kan lampfältet TANKPUMP indirekt indikera ett sådant generatorfel.



-3959 EB

Bild 18. Generatorfel, reservelaggregat i funktion, ställ inne, principschema

2.5.1.1.1 Indikering

När generatorn kopplas bort från växelströmsnätet tänds lampfälten ELFEL, TANKPUMP, RHM FEL och CK samtidigt som huvudvarning erhålls. Dessutom släcks CI–presentationen samt indikeringslamporna SPAK, ATT och HÖJD. Felvarning erhålls på flygläges–, kurs–, höjd– och machfartindikatorerna samt på reservhorisonten. Om gasspaksläget motsvarar varvtal < 90 % tänds även lampfältet LANDSTÄLL.

När reservelaggregatet inom 10 s övertagit strömförsörjningen, upphör felvarningen på höjd– och machfartindikatorerna och på reservhorisonten. Lampfältet LANDSTÄLL släcks åter. Lampfältet NAV SYST tänds och förblir tänt under resten av flygningen.

Om spänningsbortfallet var kortare än 6 s kopplas styrautomatmod SPAK automatiskt in, oavsett vilken styrautomatmod som var inkopplad före spänningsbortfallet. Om spänningsbortfallet var längre än 6 s kopplas styrautomaten ur helt, varvid lampfältet SPAK tänds. Oavsett hur länge spänningsbortfallet varade, tänds lampfältet HÅLLFUNK om styrautomatmod ATT eller HÖJD var inkopplade.

Styrautomatmod SPAK kan, om den inte kopplas in automatiskt, kopplas in manuellt varvid lampfälten SPAK och HÅLLFUNK släcks. Efter snabbstabilisering av FLI upphör felindikeringen på flygläges– och kursindikatorerna, och lampfältet CK släcks. Styrautomatmoderna ATT och HÖJD kan nu kopplas in manuellt, varvid lampfältet HÅLLFUNK släcks.

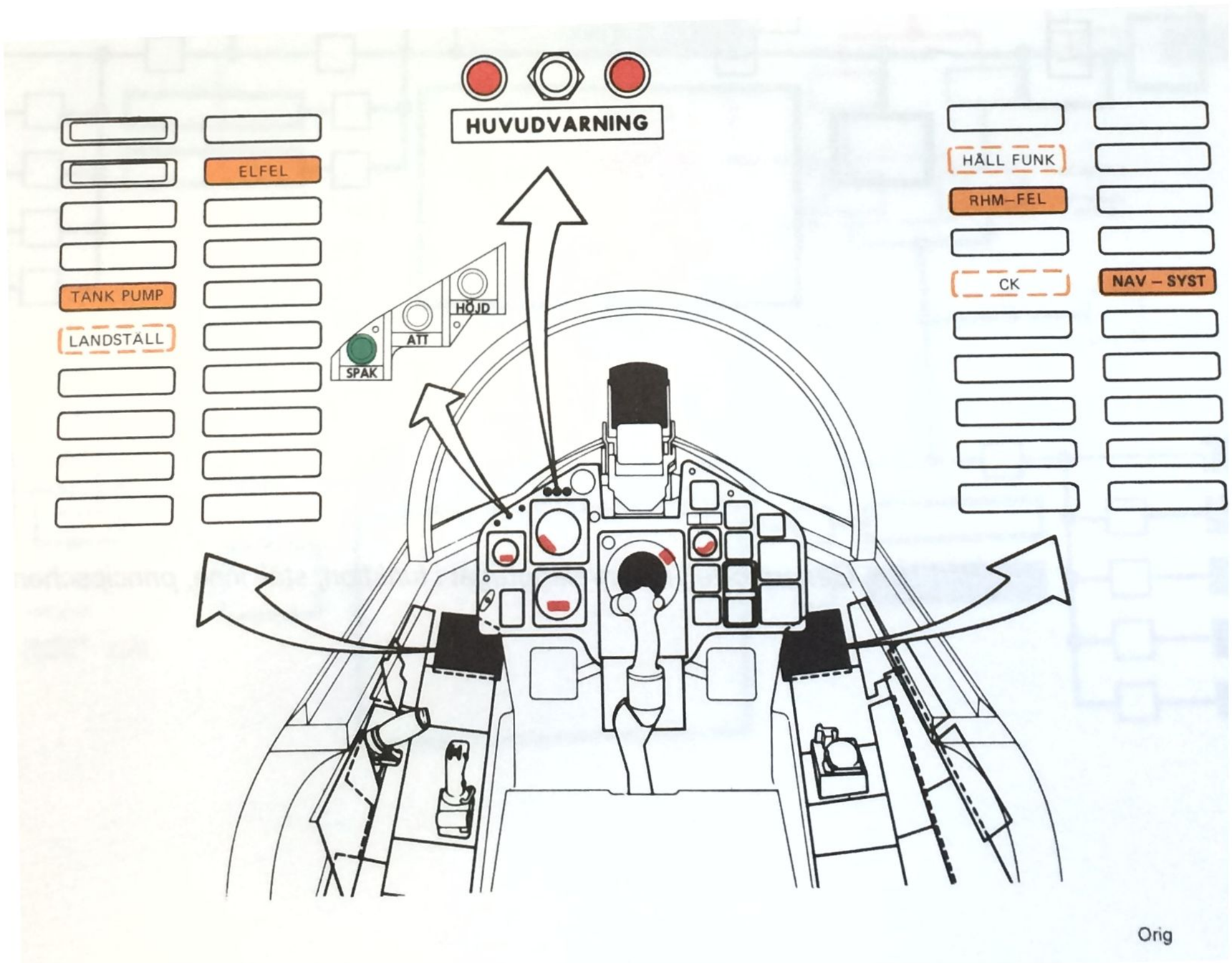
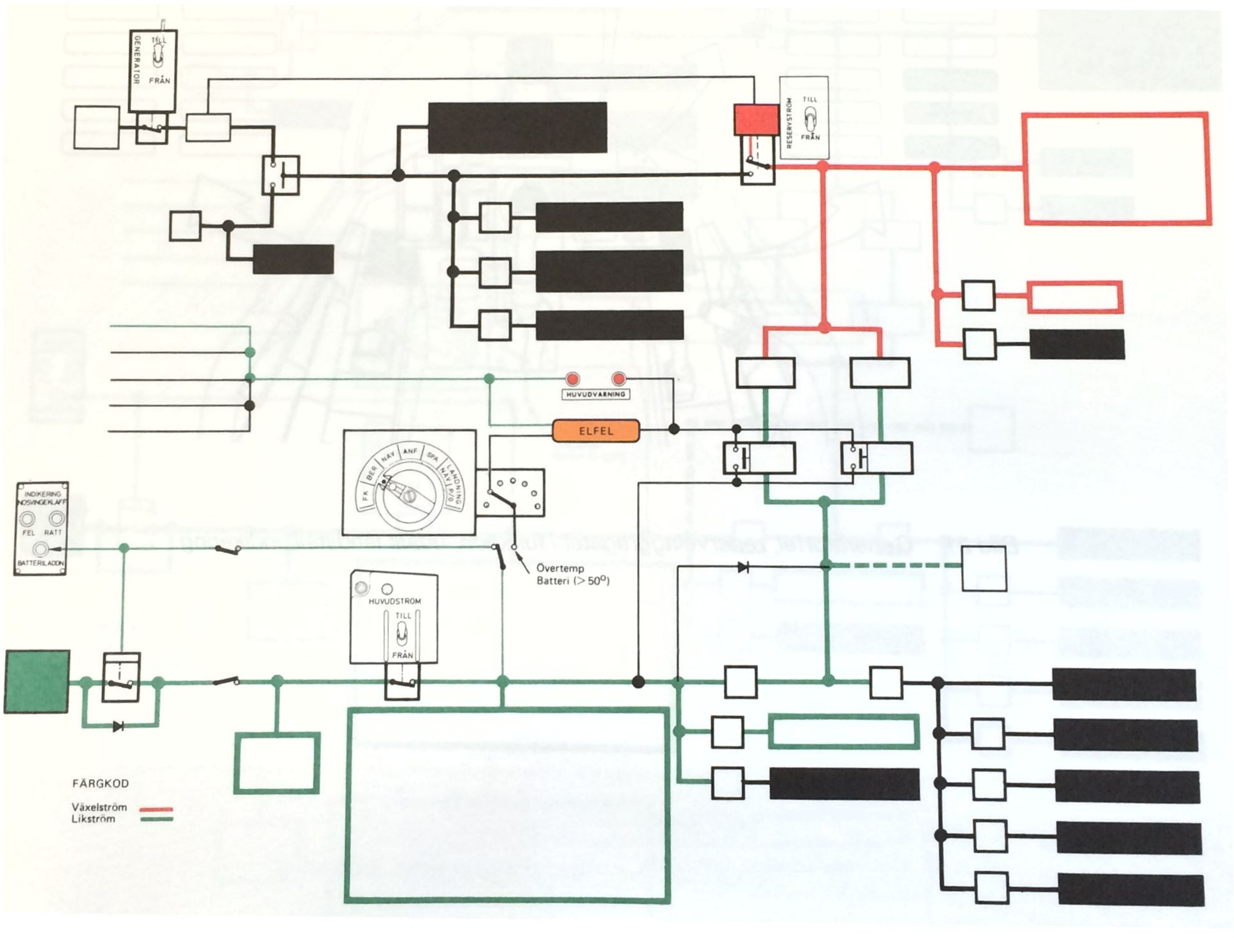


Bild 19. Generatorbortfall, ställ inne, indikering

2.5.1.2 Landstället utfällt

När landställen fälls ut i samband med landning, bryter reläerna HD– och HD= varvid de bägge huvudskenorna D för växel– och likström blir spänningslösa så att effektuttaget begränsas. Reservelaggregatet strömförsörjer då huvudskenorna A och B växelström samt reservhydraulpumpen (över likriktarna) i händelse av hydraulfel i system 2.

Samtidigt faller relä HA= varvid batteriet övertar strömförsörjningen till batteriskenan samt huvudskenorna A och B likström. Batterikapaciteten räcker med god marginal för 15 min flygning.



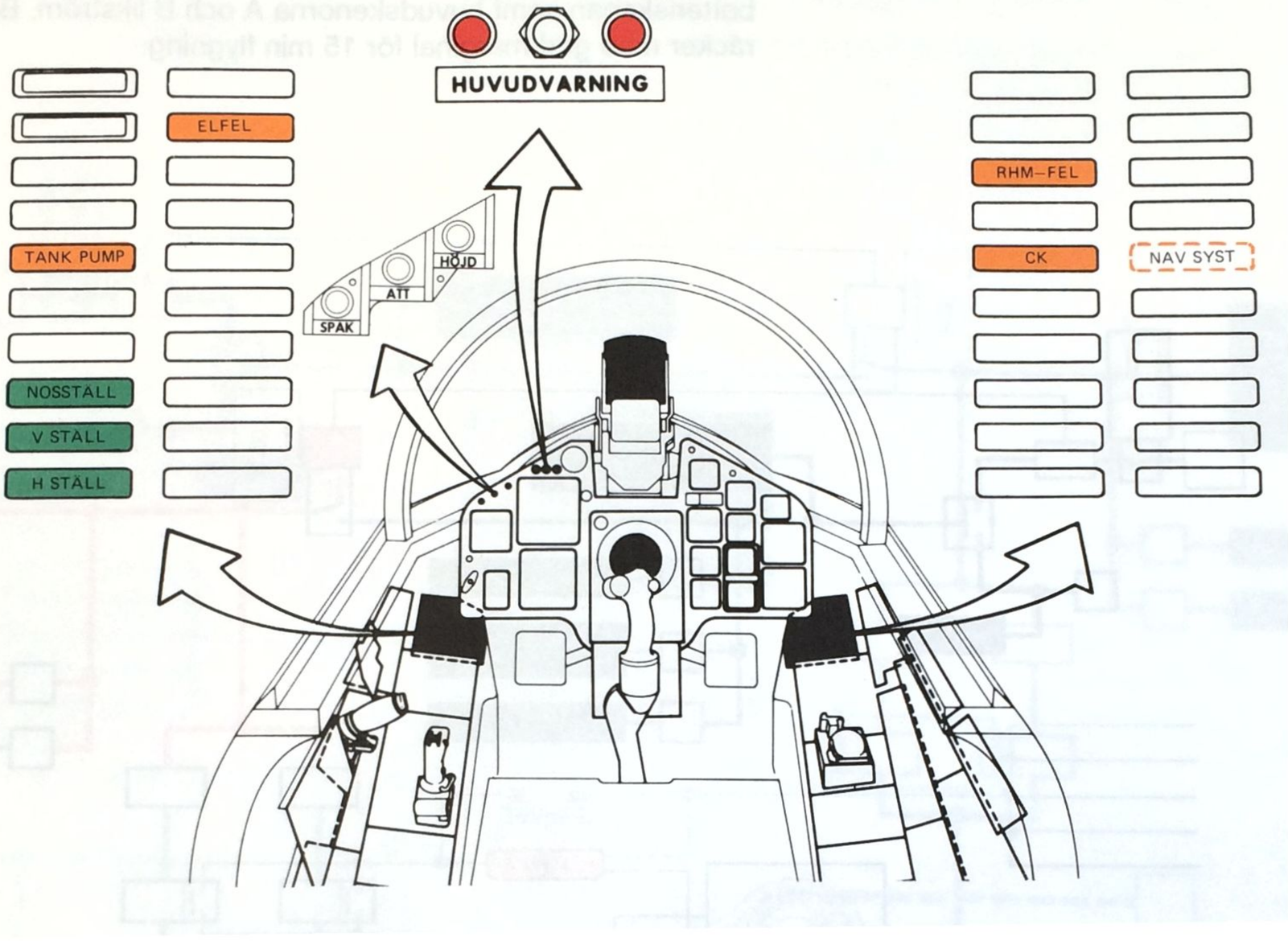
–3959 EC

Bild 20. Generatorfel, reservelaggregatet i funktion, ställ ute, principschema

2.5.1.2.1 Indikering

När landstället fälls ut tänds förutom landställslamporna även lampfältet CK[1]. Samtidigt släcks indikeringslamporna SPAK[1], ATT och HÖJD samt lampfältet NAV SYST.

[1] Strömförsörjningen till CK och SA06 bortkopplas.



Orig

Bild 21. Generatorfel, reservelaggregatet i funktion, utfällt landställ, indikering

2.5.2 Generatorbortfall och samtidigt reservelaggregatfel

Om reservelaggregatet inte fälls ut vid generatorfel eller om aggregatet upphör att lämna spänning i utfällt läge, blir samtliga växelströmsskenor spänningslösa. Härvid övertar batteriet strömförsörjningen av batteriskenan samt huvudskenorna A och B likström. Vid samtidigt hydraulfel i system 2 övertar batteriet också strömförsörjningen av reservhydraulpumpen.

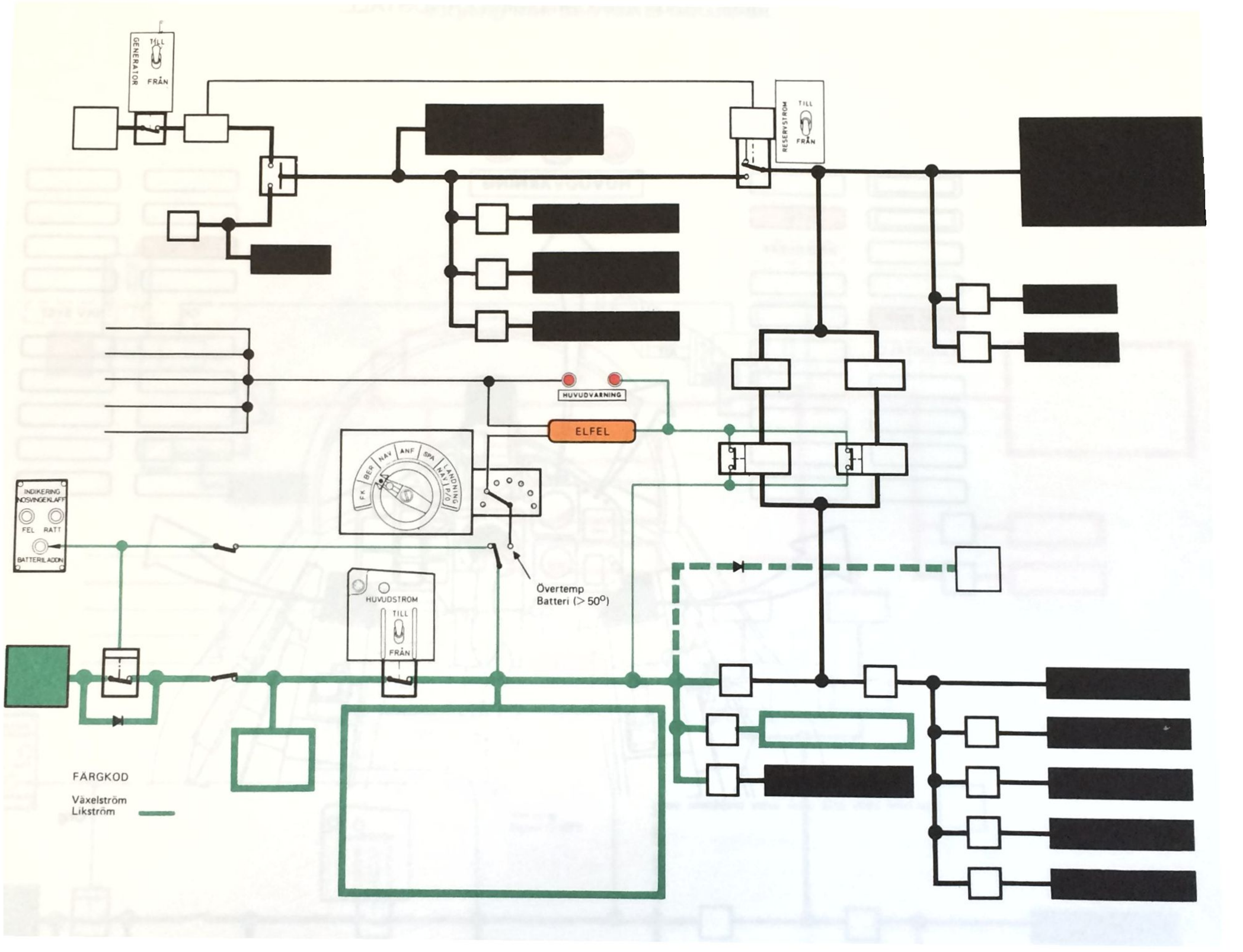


Bild 22. Generator och reservelaggregat ur funktion, principschema

–3959 ED

2.5.2.1 Indikering

Om reservelaggregatet inte tar över strömförsörjningen vid generatorbortfall erhålls först de indikeringar som beror på generatorbortfallet (se Avsnitt 2.5.1.1.1 Indikering). Efter 6 s tänds sedan även lampfältet RESERVEFF, samtidigt som huvudvarning åter erhålls.

Om reservelaggregatet upphör att fungera efter att det har tagit över strömförsörjningen, tänds omedelbart lampfälten RESERVEFF och CK samtidigt som huvudvarning erhålls. Lampfältet NAV SYST släcks. Felvarning erhålls åter på flygläges–, kurs–, höjd– och machfartindikatorerna, samt på reservhorisonten. Indikeringslamporna SPAK, ATT och HÖJD släcks. Om gasspaksläget motsvarar varvtal < 90 % och landstället är infällt, tänds även lampfältet LANDSTÄLL.

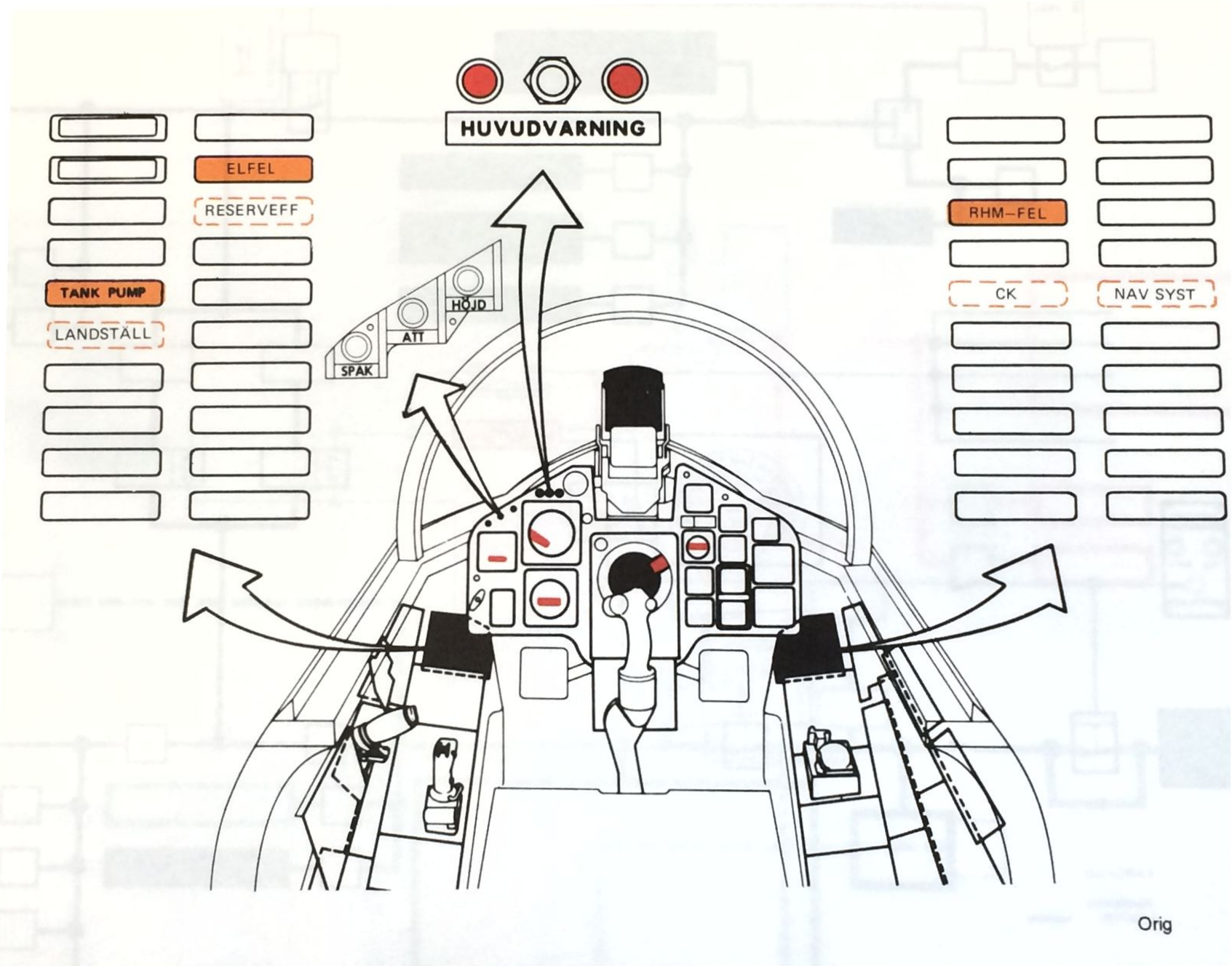
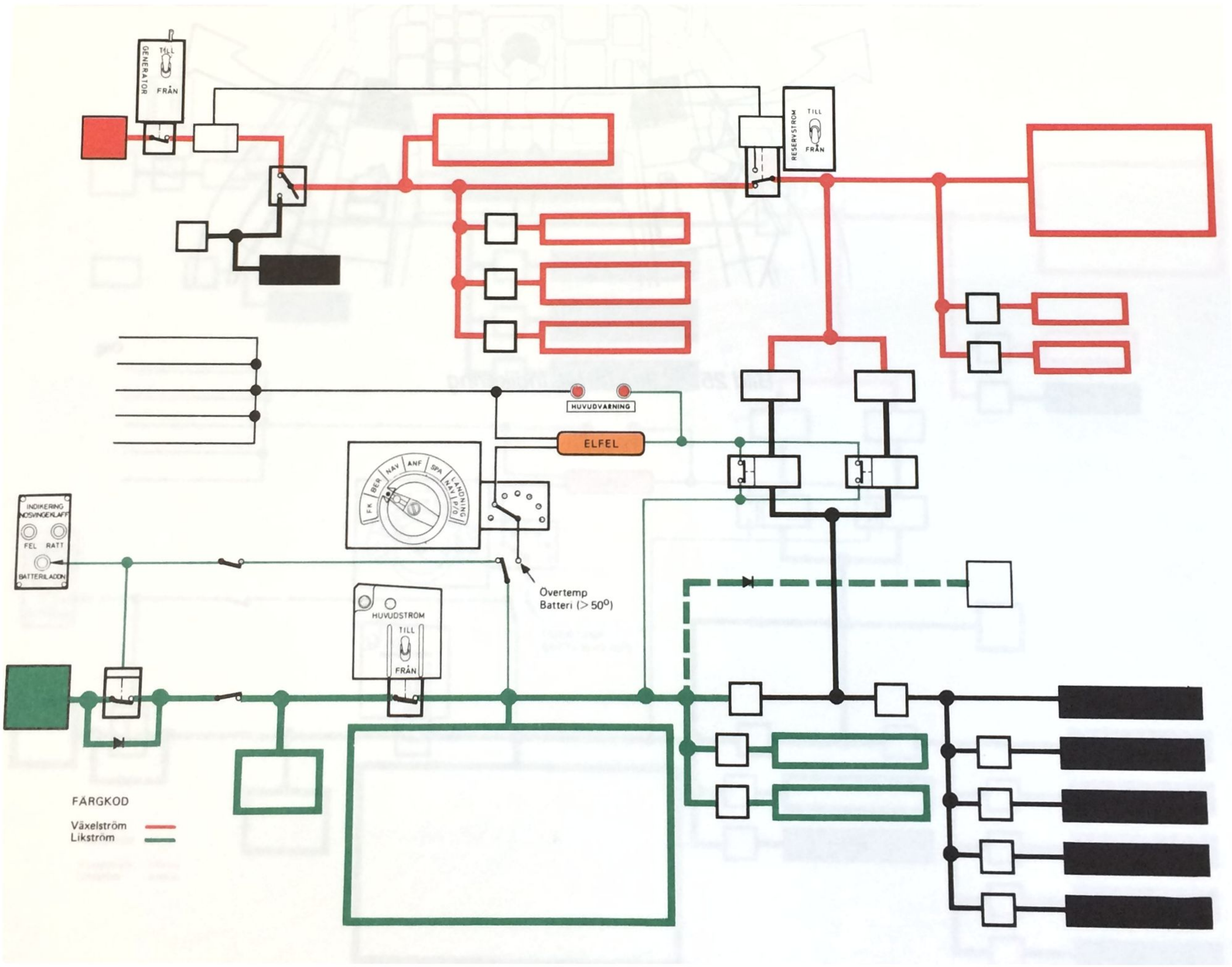


Bild 23. Generatorfel och reservelaggregatfel, indikering

2.5.3 Likriktarfel

Vid bortfall av båda likriktarna övertar batteriet strömförsörjningen av batteriskenan samt huvudskenorna A, B och D likström. Samtidigt bortkopplas sekundärskenorna A t o m E likström. Strömförsörjningen från batteriet varar därefter i ca 15 minuter. Växelströmsskenorna strömförsörjs som tidigare från flygplangeneratorn. Vid samtidigt hydraulfel i system 2 kommer även reservhydraulpumpen att strömförsörjas av batteriet. I sådana fall varar strömförsörjningen från batteriet i cirka 5 minuter.

Vid bortfall av endast en likriktare bortkopplas sekundärskenorna A t o m E likström på motsvarande sätt, medan de övriga likströmsskenorna och batteriet (även hydraulpumpen vid hydraulfel i system 2) erhåller strömförsörjning från den felfria likriktaren.



–3959 EE

Bild 24. Likriktarfel, principschema

2.5.3.1 Indikering

Vid likriktarfel tänds lampfältet ELFEL och huvudvarning erhålls samtidigt som presentationen på SI och CI släcks. Om flyghöjden < 1200 m och roll– resp tippvinkeln < 40° tänds även lampfältet RHM FEL.

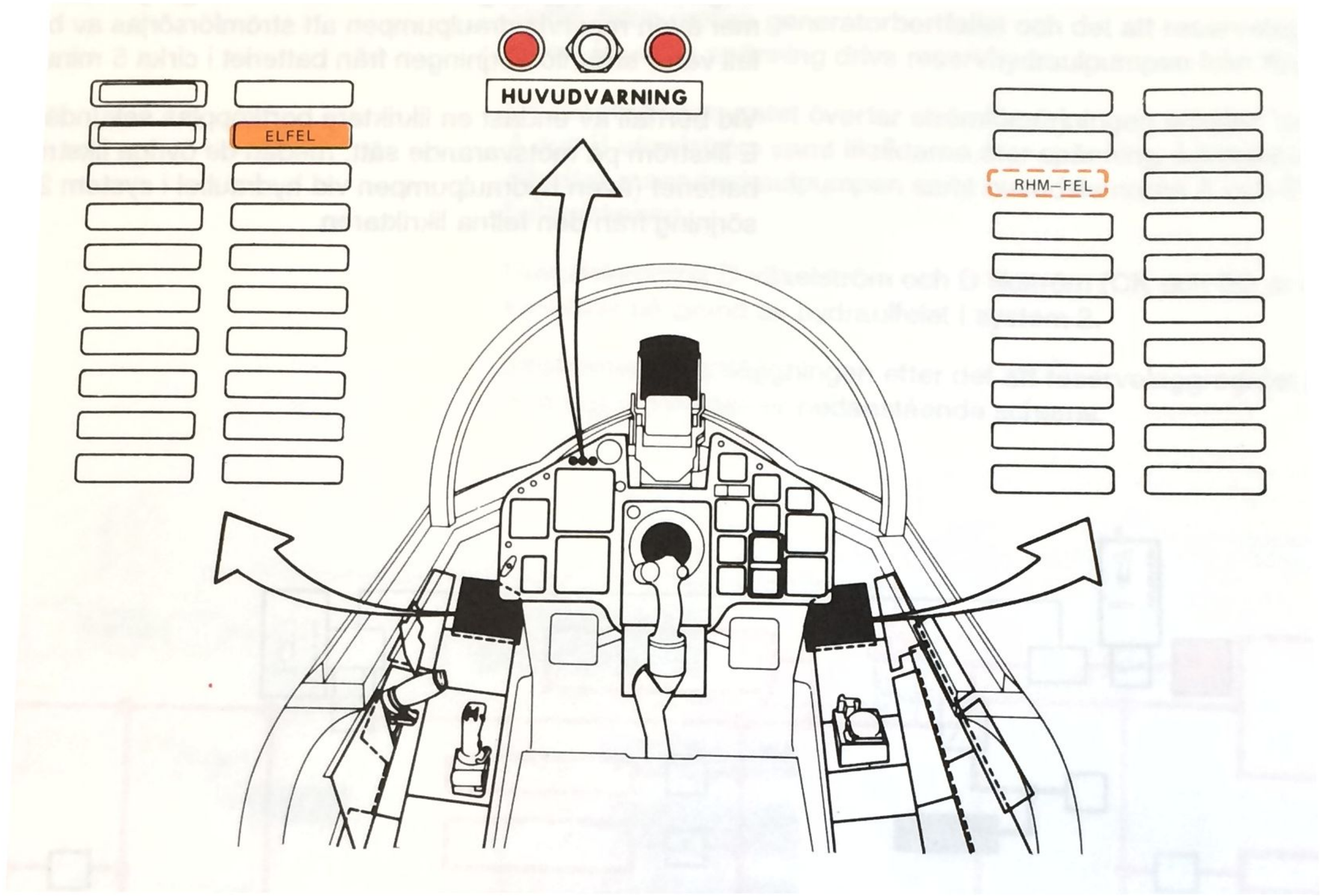


Bild 25. Likriktarfel, indikering

2.5.4 Samtidigt el– och hydraulfel

2.5.4.1 Landstället infällt

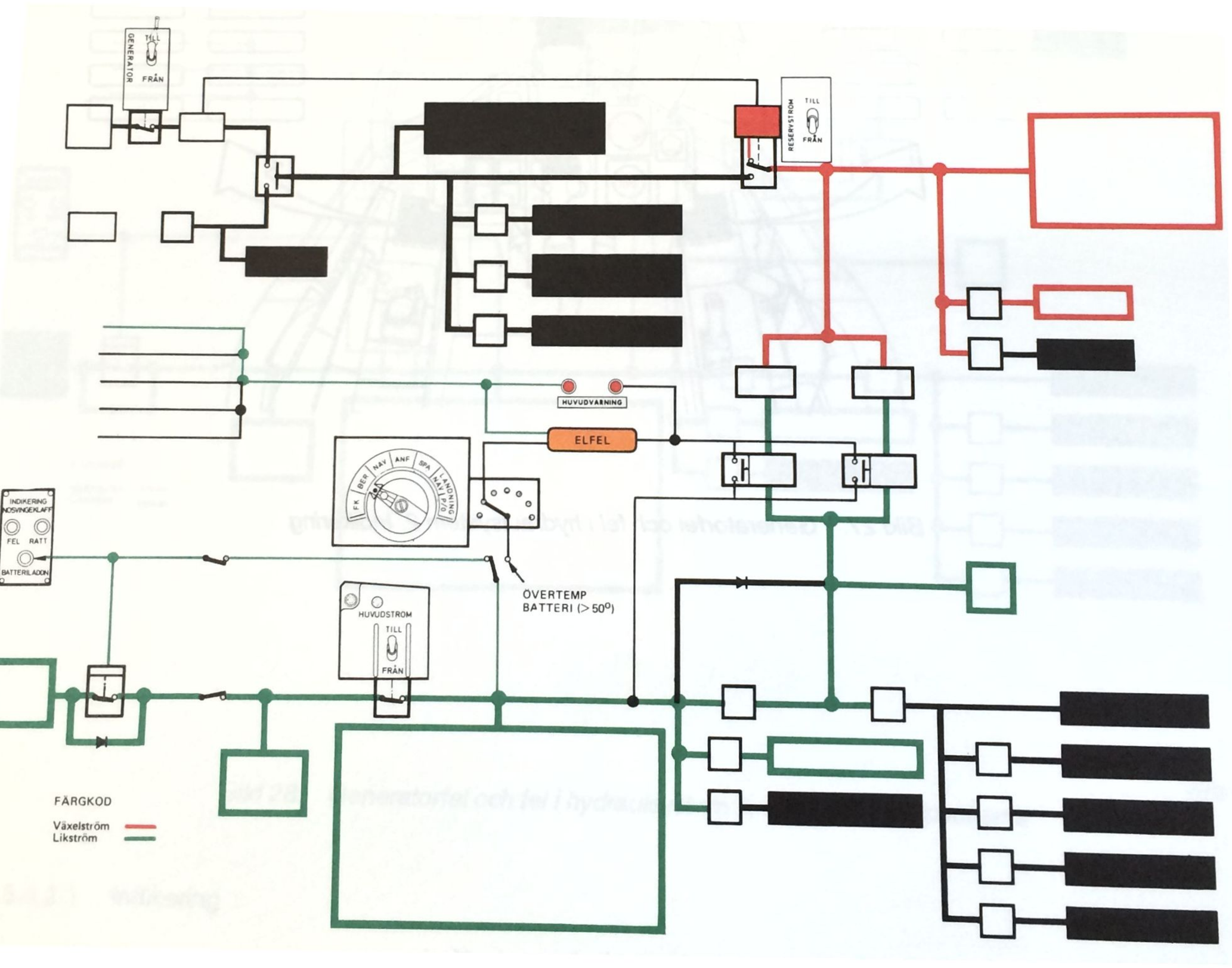
När generatorn upphör att lämna spänning samtidigt som hydraulfel i system 2 föreligger blir växelströmsskenorna spänningslösa samtidigt som sekundärskenorna A t o m E likström och huvudskena D likström bortkopplas.

Under tiden mellan generatorbortfallet och det att reservelaggregatet börjar leverera spänning drivs reservhydraulpumpen från flygplanbatteriet.

Då reservelaggregatet övertar strömförsörjningen erhåller huvudskenorna A och B växelström samt likriktarna åter spänning. Likriktarna försörjer därefter reservhydraulpumpen samt huvudskenorna A och B likström och batteriskenan.

Huvudskenorna D växelström och D likström (CK och IK) är dock bortkopplade på grund av hydraulfelet i system 2.

Situationen i elanläggningen efter det att reservelaggregatet övertagit försörjningen framgår av nedanstående schema.



–3959 EG

Bild 26. Generatorfel och hydraulfel i system 2, ställ inne. Principschema

2.5.4.1.1 Indikering

Kombinerat el– och hydraulfel (i system 2) indikeras av att lampfälten ELFEL, TANKPUMP, HYDR–TR 2, RHM–FEL och CK tänds samtidigt som huvudvarning erhålls. Även i övrigt stämmer indikeringarna överens med dem som erhålls vid generatorbortfall och vid huvudpumpsbortfall i hydraulsystem 2, se Avsnitt 2.5.1.1.1 Indikering respektive Avsnitt 1.4.2 Huvudpumpsbortfall i system 2.

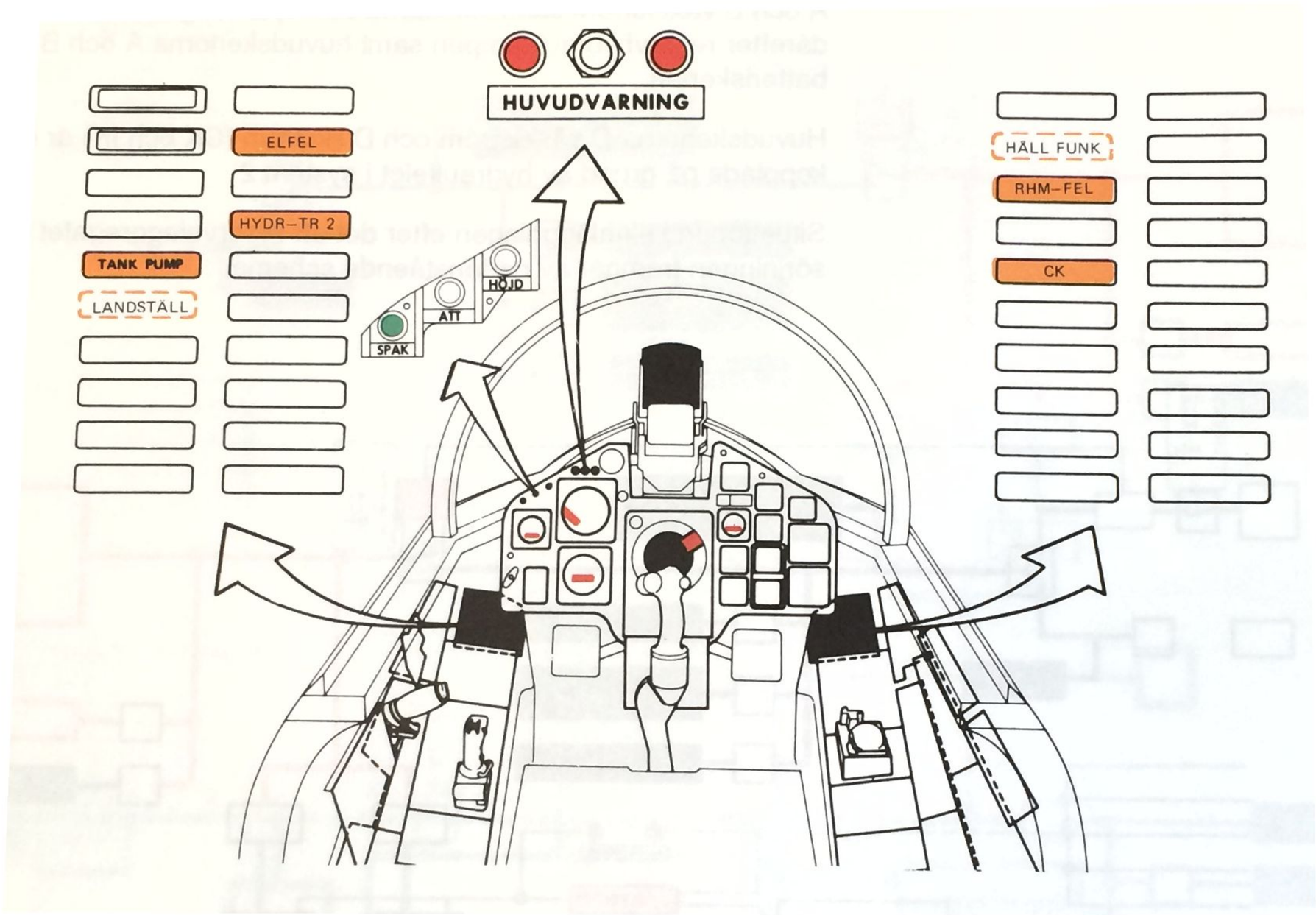


Bild 27. Generatorfel och fel i hydraulsystem 2. Indikering

2.5.4.2 Landstället utfällt

Vid utfällning av landstället i samband med landning strömförsörjer likriktarna endast reservhydraulpumpen, varvid batteriet övertar strömförsörjningen av batteriskenan och huvudskenorna A och B likström.

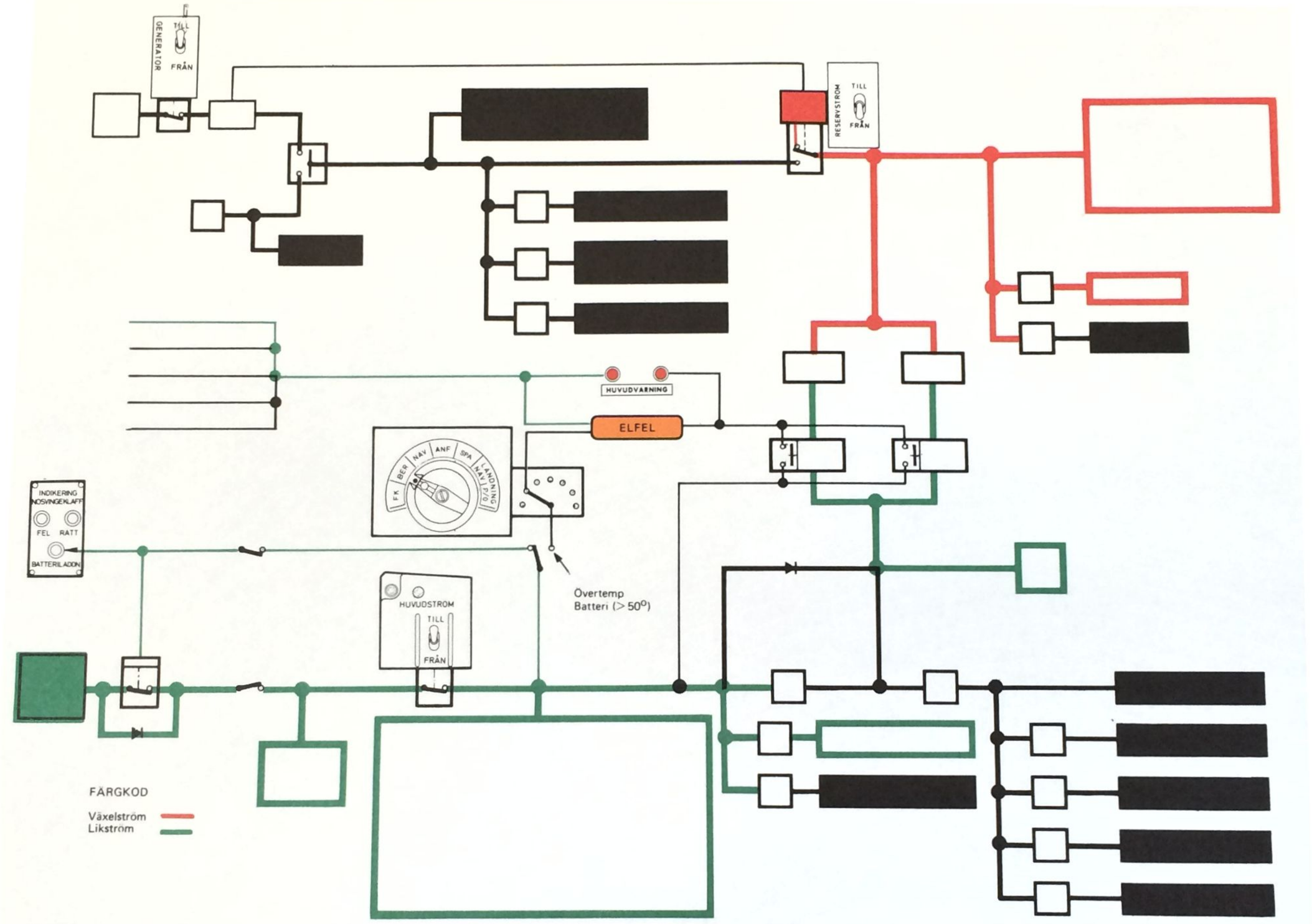


Bild 28. Generatorfel och fel i hydraulsystem 2, ställ ute. Principschema

–3959 EF

2.5.4.2.1 Indikering

Indikeringen är densamma som med landstället infällt (se 2.5.4.1.1), bortsett från att lampfälten NOSSTÄLL, V STÄLL och H STÄLL lyser.

Huv

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Huvmekanism	3
2.1	Indikering	3
3	Huvmanövrering	4
3.1	Stängning inifrån	4
3.2	Öppning inifrån	4
3.2.1	Reservöppning inifrån	5
3.3	Öppning utifrån	5
3.4	Stängning utifrån	6
4	Nödfällning	7
5	Fågelkollision	7

Bilagor

1	Avvikelser

Bilder

		Sida
1	Inre manöverhandtag, översikt	5
2	Yttre manöverhandtag, översikt	6
3	Huvmekanism, principschema	9

1 Allmänt

Huven består av ett välvt akrylglas infattat i en ram av aluminiumprofiler. På ramens främre del är tre backspeglar monterade. Huven är i sin bakre del lagrad i skrovet medelst två lagringsarmar och öppnas uppåt–bakåt med en eldomkraft, som manövreras med ett inre respektive ett yttre manöverhandtag på vänster sida av flygplanet, se Bild 1 och 2.

För tätning mellan huven och skrovet finns runt huven en tätslang, som vid stängd huv automatiskt fylls med luft från miljösystemet då motorn startas, jfr Flik 7 Miljösystem. Liknande tätslangar finns för tätning av nosdel och övre apparatrumslucka. Samtliga slangar evakueras när huven låses upp.

2 Huvmekanism

Huvmekanismen består av dels ett mekaniskt–elektriskt system för öppning och stängning av huven, dels ett elektriskt–pyrotekniskt huvfällningssystem för bortskjutning av huven vid nödutsprång eller annan nödsituation.

Mekanismens huvudkomponenter utgörs av två huvlås, ett i vardera relingen, med tillhörande stötstänger och hävarmar, en i förarrummets bakre vägg placerad elektrisk domkraft samt ett invändigt och ett utvändigt manöverhandtag.

Manövreringen av huvlås och domkraft vid öppning och stängning av huven sker inifrån med hjälp av det inre manöverhandtaget. Utifrån manövreras mekanismen med det yttre manöverhandtaget, som inkopplas separat. Huvlåsen manövreras mekaniskt medan domkraften får manöverimpulser över två mikroströmställare (en för öppning och en för stängning), vilka påverkas av manöverhandtagen.

Längst bak på huven finns ett fäste mot vilket huvdomkraften ansätts vid öppning. När huven är stängd är domkraften frigjord från huven. Vid öppning av huven låses domkraften till denna av en spärr. Denna spärr kan manuellt frigöras med hjälp av ett manöverhandtag på huvramens vänstra insida, varvid huven kan lyftas för hand om fel uppstår på domkraften.

2.1 Indikering

Vid manövrering av huven påverkas en mikroströmställare ingående i indikeringen för räddningssystemet, så att lampfältet HUV o STOL på höger indikeringstablå lyser och huvudvarning ges då huven inte befinner sig i stängt och låst läge. Samma indikering erhålls om utskjutningskretsarna inte är klargjorda, dvs om stolen är säkrad, om ackumulatorn inte är ansluten eller om automatsäkringen UTSKJ KRETS är frånslagen. Om indikering erhålls trots att huven är stängd och låst, stolen osäkrad och automatsäkringen tillslagen, kan detta således bero på att ackumulatorns skarvdon inte är anslutet.

Om något av villkoren för varning HUV o STOL kvarstår efter det att huvudvarning kvitterats, erhålls ny huvudvarning när skedesväljaren ställs i annat läge än BER (beredskap), när flygplanet befinner sig på marken. Detta för att eliminera risken för start med olåst huv.

Anm

I samband med landning erhålls huvudvarning när stolen säkras och när skedesväljaren ställs i läge BER då stolen är säkrad/huven olåst, om tidigare kvitterad huvudvarning finns kvar.

3 Huvmanövrering

Öppning och stängning av huven sker enligt följande. Härvid är att märka att spärrlyftaren på inre respektive yttre manöverhandtaget (se Bild 1 resp 2) behöver hållas intryckt enbart då manövrering av huven påbörjas samt vid upplåsning.

Anm
Manövrering av handtaget kan uppfattas som trög, framför allt vid öppning.

3.1 Stängning inifrån

(Lampfältet HUV o STOL förutsätts lysa).

Spärrlyftaren i änden på handtaget trycks in varefter handtaget förs framåt till läge B (se Bild 3) där rörelsen stoppas upp av en spärranordning för låskrokarna i huvlåsen. Handtagets rörelse överförs till låskrokarna via hävarmen 3:5, kullåset 3:8 och hävarmen 3:6. Under rörelsen sluter mikroströmställaren 3:3 stängningskretsen, varvid huven börjar gå mot stängt läge. Öppningskretsen är bruten under hela stängningsförloppet.

I läge B påverkas handtaget av en fjäderkraft som vill återföra det till parkeringsläge. Detta innebär att handtaget måste hållas i läge B tills huven nått stängt läge. Om handtaget släpps fjädrar det tillbaka och spärras i parkeringsläge, varvid mikroströmställaren 3:3 bryter strömmen till domkraften och huven stannar i det läge den hade då handtaget släpptes.

När låskrokarna genom påverkan av huvens låsbyglar vridits till för huven stängt och låst läge, kan handtaget pressas ytterligare framåt till stängt läge (A), där det spärras. Härvid bryter mikroströmställaren 3:1 kretsen till lampfältet HUV o STOL. Om därvid också stolen är osäkrad, slocknar lampfältet. Vidare skiftar ventilen för tätslangarna läge, så att dessa kan fyllas med luft. Dessutom ställer huvkastarnas trevägsventiler om till beredskapsläge för eventuell nödfällning av huven.

3.2 Öppning inifrån

Spärrlyftaren trycks in varefter manöverhandtaget förs bakåt till öppningsläge (läge D, se Bild 3). Så snart spärrlyftaren trycks in, sluter mikroströmställaren 3:1 strömmen till lampfältet HUV o STOL, som tänds, om det inte tänts tidigare genom att stolen säkrats.

När handtaget förs bakåt öppnas huvlåsen (öppningsrörelsen överförs via hävarmen 3:5, kullåset 3:8 och hävarmen 3:6). Vidare evakueras tätslangarna till atmosfären genom att avstängningsventilen skiftar läge. Dessutom ställer trevägsventilerna om så att krutgaserna vid en eventuell vådautlösning av mekanismöppnaren passerar ut till atmosfären utan att påverka huvkastarna.

Handtagets rörelse bakåt medför även att mikroströmställaren 3:3 bryter stängningskretsen och när handtaget förts till öppningsläge sluter mikroströmställaren 3:2 öppningskretsen, varvid huven börjar gå mot öppet läge.

När handtaget förts till öppningsläget kan det släppas utan att öppningsrörelsen avbryts. Då huven öppnats helt bryts strömmen till domkraften. Öppningsrörelsen kan avbrytas och återupptas genom att handtaget förs fram till parkeringsläget respektive tillbaka igen utan att spärrlyftaren behöver påverkas.

1 Allmänt

Huven består av ett välvt akrylglas infattat i en ram av aluminiumprofiler. På ramens främre del är tre backspeglar monterade. Huven är i sin bakre del lagrad i skrovet medelst två lagringsarmar och öppnas uppåt–bakåt med en eldomkraft, som manövreras med ett inre respektive ett yttre manöverhandtag på vänster sida av flygplanet, se Bild 1 och 2.

För tätning mellan huven och skrovet finns runt huven en tätslang, som vid stängd huv automatiskt fylls med luft från miljösystemet då motorn startas, jfr Flik 7 Miljösystem. Liknande tätslangar finns för tätning av nosdel och övre apparatrumslucka. Samtliga slangar evakueras när huven låses upp.

2 Huvmekanism

Huvmekanismen består av dels ett mekaniskt–elektriskt system för öppning och stängning av huven, dels ett elektriskt–pyrotekniskt huvfällningssystem för bortskjutning av huven vid nödutsprång eller annan nödsituation.

Mekanismens huvudkomponenter utgörs av två huvlås, ett i vardera relingen, med tillhörande stötstänger och hävarmar, en i förarrummets bakre vägg placerad elektrisk domkraft samt ett invändigt och ett utvändigt manöverhandtag.

Manövreringen av huvlås och domkraft vid öppning och stängning av huven sker inifrån med hjälp av det inre manöverhandtaget. Utifrån manövreras mekanismen med det yttre manöverhandtaget, som inkopplas separat. Huvlåsen manövreras mekaniskt medan domkraften får manöverimpulser över två mikroströmställare (en för öppning och en för stängning), vilka påverkas av manöverhandtagen.

Längst bak på huven finns ett fäste mot vilket huvdomkraften ansätts vid öppning. När huven är stängd är domkraften frigjord från huven. Vid öppning av huven låses domkraften till denna av en spärr. Denna spärr kan manuellt frigöras med hjälp av ett manöverhandtag på huvramens vänstra insida, varvid huven kan lyftas för hand om fel uppstår på domkraften.

2.1 Indikering

Vid manövrering av huven påverkas en mikroströmställare ingående i indikeringen för räddningssystemet, så att lampfältet HUV o STOL på höger indikeringstablå lyser och huvudvarning ges då huven inte befinner sig i stängt och låst läge. Samma indikering erhålls om utskjutningskretsarna inte är klargjorda, dvs om stolen är säkrad, om ackumulatorn inte är ansluten eller om automatsäkringen UTSKJ KRETS är frånslagen. Om indikering erhålls trots att huven är stängd och låst, stolen osäkrad och automatsäkringen tillslagen, kan detta således bero på att ackumulatorns skarvdon inte är anslutet.

Om något av villkoren för varning HUV o STOL kvarstår efter det att huvudvarning kvitterats, erhålls ny huvudvarning när skedesväljaren ställs i annat läge än BER (beredskap), när flygplanet befinner sig på marken. Detta för att eliminera risken för start med olåst huv.

Anm

I samband med landning erhålls huvudvarning när stolen säkras och när skedesväljaren ställs i läge BER då stolen är säkrad/huven olåst, om tidigare kvitterad huvudvarning finns kvar.

3 Huvmanövrering

Öppning och stängning av huven sker enligt följande. Härvid är att märka att spärrlyftaren på inre respektive yttre manöverhandtaget (se Bild 1 resp 2) behöver hållas intryckt enbart då manövrering av huven påbörjas samt vid upplåsning.

Anm
Manövrering av handtaget kan uppfattas som trög, framför allt vid öppning.

3.1 Stängning inifrån

(Lampfältet HUV o STOL förutsätts lysa).

Spärrlyftaren i änden på handtaget trycks in varefter handtaget förs framåt till läge B (se Bild 3) där rörelsen stoppas upp av en spärranordning för låskrokarna i huvlåsen. Handtagets rörelse överförs till låskrokarna via hävarmen 3:5, kullåset 3:8 och hävarmen 3:6. Under rörelsen sluter mikroströmställaren 3:3 stängningskretsen, varvid huven börjar gå mot stängt läge. Öppningskretsen är bruten under hela stängningsförloppet.

I läge B påverkas handtaget av en fjäderkraft som vill återföra det till parkeringsläge. Detta innebär att handtaget måste hållas i läge B tills huven nått stängt läge. Om handtaget släpps fjädrar det tillbaka och spärras i parkeringsläge, varvid mikroströmställaren 3:3 bryter strömmen till domkraften och huven stannar i det läge den hade då handtaget släpptes.

När låskrokarna genom påverkan av huvens låsbyglar vridits till för huven stängt och låst läge, kan handtaget pressas ytterligare framåt till stängt läge (A), där det spärras. Härvid bryter mikroströmställaren 3:1 kretsen till lampfältet HUV o STOL. Om därvid också stolen är osäkrad, slocknar lampfältet. Vidare skiftar ventilen för tätslangarna läge, så att dessa kan fyllas med luft. Dessutom ställer huvkastarnas trevägsventiler om till beredskapsläge för eventuell nödfällning av huven.

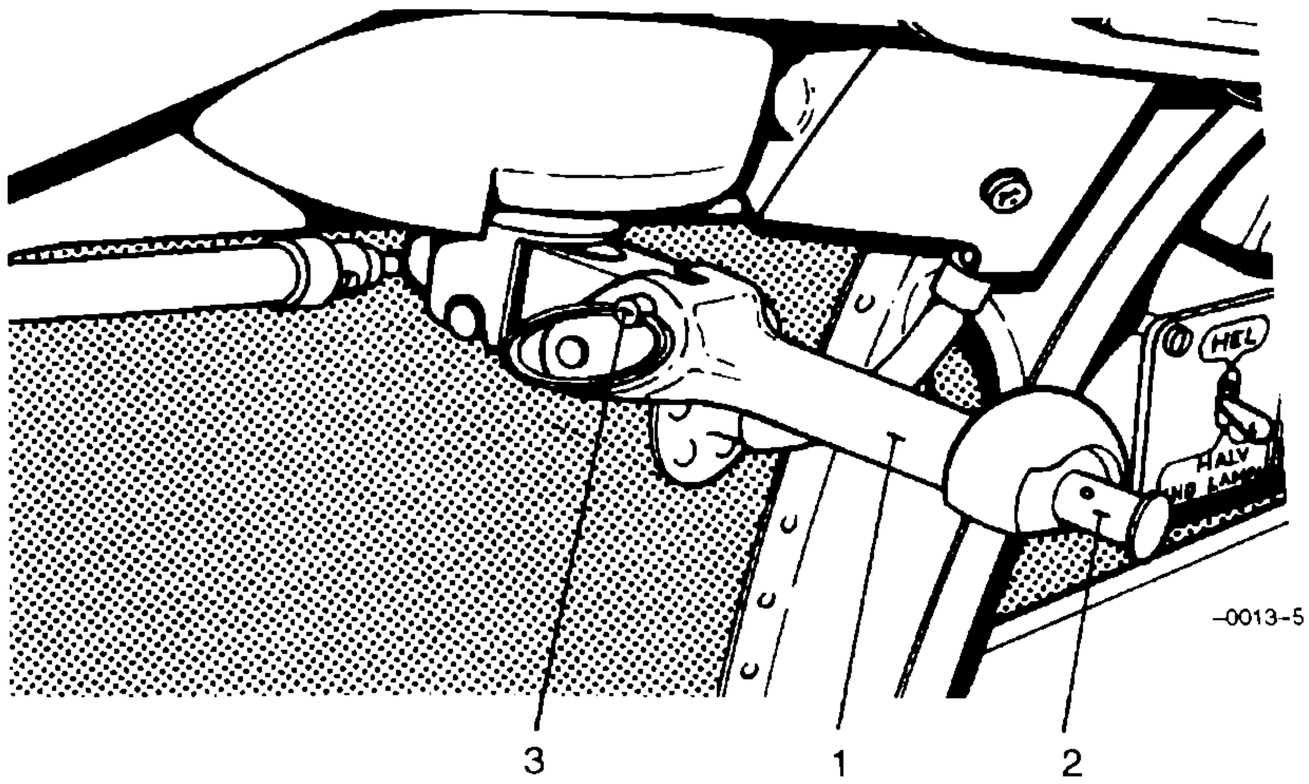
3.2 Öppning inifrån

Spärrlyftaren trycks in varefter manöverhandtaget förs bakåt till öppningsläge (läge D, se Bild 3). Så snart spärrlyftaren trycks in, sluter mikroströmställaren 3:1 strömmen till lampfältet HUV o STOL, som tänds, om det inte tänts tidigare genom att stolen säkrats.

När handtaget förs bakåt öppnas huvlåsen (öppningsrörelsen överförs via hävarmen 3:5, kullåset 3:8 och hävarmen 3:6). Vidare evakueras tätslangarna till atmosfären genom att avstängningsventilen skiftar läge. Dessutom ställer trevägsventilerna om så att krutgaserna vid en eventuell vådautlösning av mekanismöppnaren passerar ut till atmosfären utan att påverka huvkastarna.

Handtagets rörelse bakåt medför även att mikroströmställaren 3:3 bryter stängningskretsen och när handtaget förts till öppningsläge sluter mikroströmställaren 3:2 öppningskretsen, varvid huven börjar gå mot öppet läge.

När handtaget förts till öppningsläget kan det släppas utan att öppningsrörelsen avbryts. Då huven öppnats helt bryts strömmen till domkraften. Öppningsrörelsen kan avbrytas och återupptas genom att handtaget förs fram till parkeringsläget respektive tillbaka igen utan att spärrlyftaren behöver påverkas.



1 Manöverhandtag
2 Spärrlyftare
3 Låssprint, för nedfällning av handtaget vid service

Bild 1. Inre manöverhandtag, översikt

3.2.1 Reservöppning inifrån

Uppstår fel så att huven inte kan öppnas helt, frigörs spärren, som låser domkraften till huven, med manöverhandtaget på huvramens vänstra insida varefter huven lyfts manuellt. Om huven härvid lyfts mer än ca 75° upphör dess anslutning och styrning till flygplanet och huven faller ned antingen bakåt, åt sidorna eller framåt. Det är svårt att i olika situationer beräkna åt vilket håll huven i så fall kommer att falla, vilket medför risk för klämskador på föraren.

Faller huven bort kommer avfyringsdonets bakre spärr på stolen att föras undan, varefter endast den främre spärren säkrar stolen. Föraren ska därför om möjligt säkra stolen med stolsäkringshandtaget innan huven lyfts manuellt.

3.3 Öppning utifrån

Det yttre manöverhandtagets låsspärr 2:1 (se Bild 2) trycks in, varvid handtaget fjädrar ut. Handtaget dras snett utåt bakåt till sitt bakre läge, där det går i ingrepp med det inre manöverhandtaget. Spärrlyftaren 2:3 trycks in varefter handtaget kan föras framåt. Härvid vrids det inre handtaget bakåt. När handtaget förts till öppningsläget kan det släppas utan att öppningsrörelsen avbryts.

Det yttre handtaget frigörs från det inre genom att den cylindriska spärren 2:4 på handtagets insida trycks in samtidigt som handtaget förs bakåt–inåt. Spärrlyftaren 2:3 trycks in och handtaget pressas bakåt–inåt tills låsspärren 2:1 låser handtaget till flygkroppen.

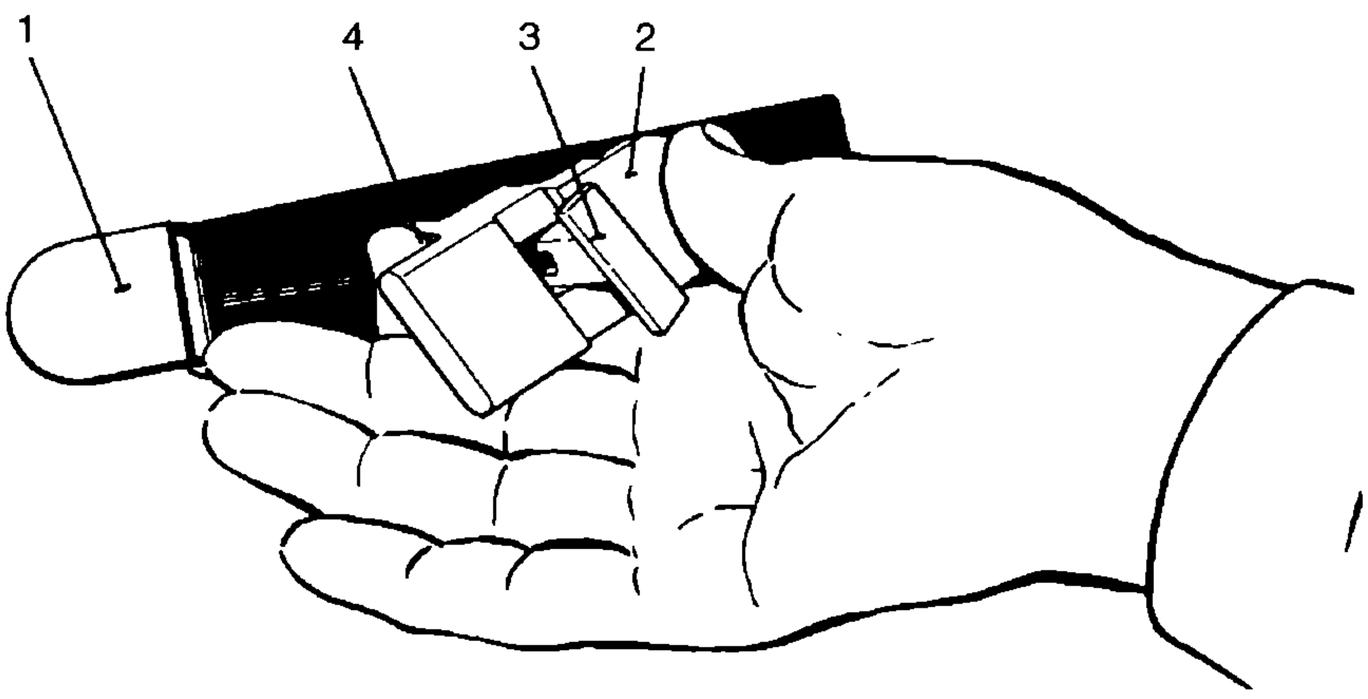
3.4 Stängning utifrån

Om manöverhandtaget befinner sig låst till flygkroppen blir stängningsförloppet följande:

Det yttre manöverhandtagets låsspärr 2:1 (se Bild 2) trycks in, varvid handtaget fjädrar ut. Handtagets bakre del trycks in samtidigt som handtaget förs snett utåt–bakåt tills det går i ingrepp med det inre handtaget, som då står i parkeringsläge.

Spärrlyftaren 2:3 trycks in, varefter handtaget förs bakåt till sitt bakre läge, varvid det inre handtaget vrids framåt. Det yttre handtaget kvarhålls i sitt bakre läge tills huven stängts helt. Därefter pressas handtaget ytterligare bakåt, varvid det inre handtaget spärras i stängt läge.

Det yttre handtaget frigörs från det inre genom att den cylindriska spärren 2:4 på handtagets insida trycks in samtidigt som handtaget förs framåt–inåt. Spärrlyftaren 2:3 trycks in och handtaget pressas bakåt–inåt tills låsspärren 2:1 låser handtaget till flygkroppen.



1 Låsspärr, för fixering av handtaget till flygkroppen
2 Manöverhandtag
3 Spärrlyftare
4 Spärr, för fixering av det yttre handtaget till det inre

Bild 2. Yttre manöverhandtag, översikt

4 Nödfällning

För bortskjutning av huven i samband med nödutsprång eller annan nödsituation finns ett huvfällningssystem. Vid nödutsprång samverkar systemet med stolens utskjutningssystem, så att huven normalt fälls innan stolen får avfyringsimpuls. Systemen är sammankopplade med en lina, som vid huvfällning för undan stolkanonens bakre spärr, jfr Flik 6 Räddningssystem.

Huvfällningssystemet omfattar en mekanismöppnare samt två huvkastare, en i vardera relingen. För att huven ska lämna flygplanet måste huvlåsen öppnas och huvens framkant skjutas upp till ca 75° öppningsvinkel, i vilket läge huven automatiskt lossnar från flygplanet.

Huvfällningssystemet utlöses genom att strömmen sluts till mekanismöppnarens elkrutpatron. Vid normalt utskjutningsförlopp sker detta över två stolmonterade strömställare som påverkas av de ordinarie stolutskjutningshandtagen. Dessutom kan huven fällas genom att tryckströmställaren NÖDSKJUT HUV trycks in. Den senare skyddas för vådamanövrering av ett skyddsbleck.

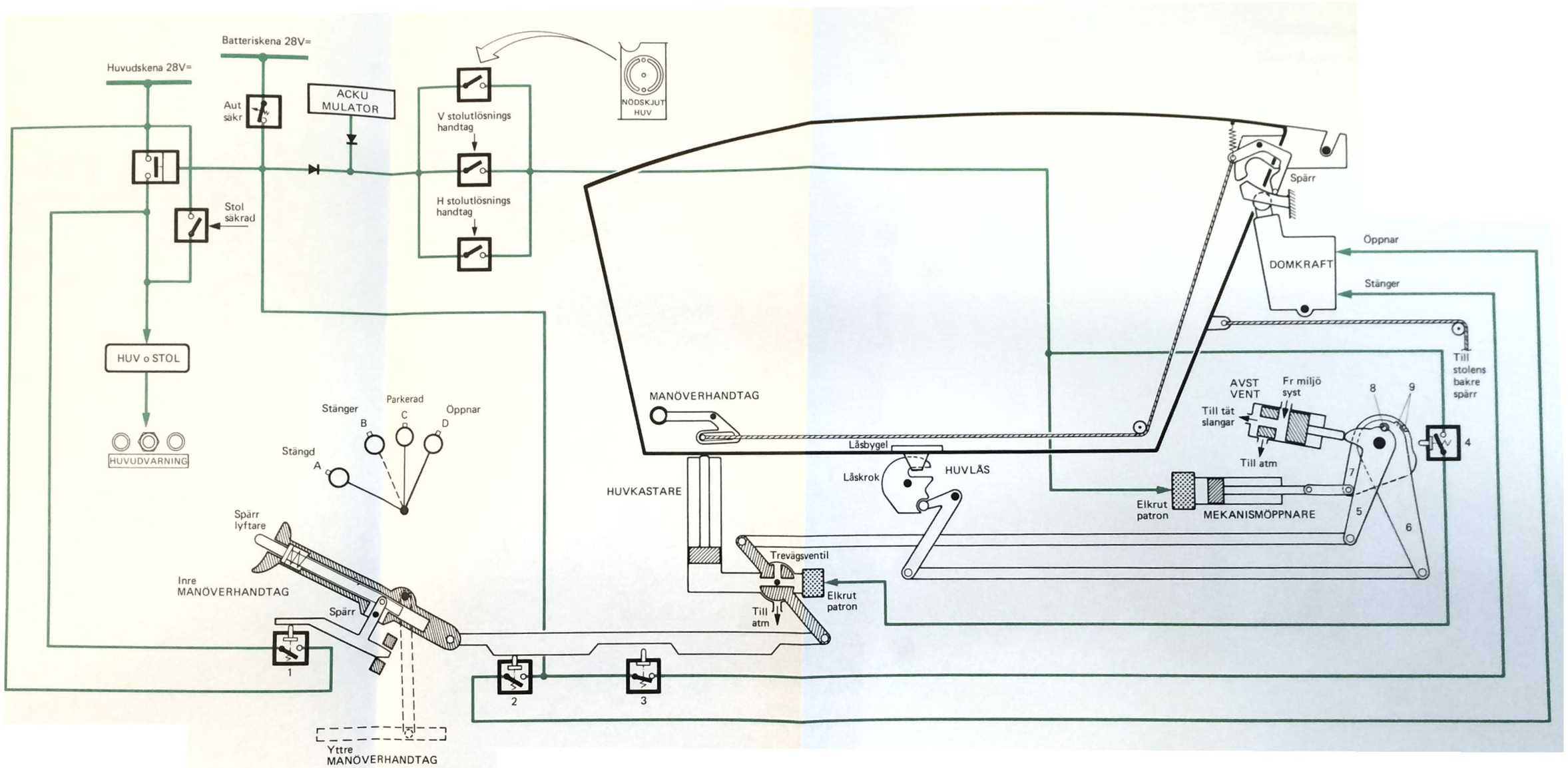
Huvlåsen öppnas av mekanismöppnaren, som består av en kolv med tillhörande elkrutpatron (se Bild 3). Då mekanismöppnaren påverkas, överförs öppningsrörelsen till huvlåsen via hävarmen 3:7, medbringarklackarna 3:9 och hävarmen 3:6. Härvid öppnas kullåset 3:8 eftersom det inre manöverhandtaget är spärrat i stängt läge.

Då mekanismöppnarens kolv pressas bakåt, sluter mikroströmställaren 3:4 strömmen till elkrutpatronerna i huvkastarna, vilka utlöses och skjuter upp huvens framkant, varefter huven lämnar flygplanet. Utlösning av endast den ena huvkastaren är tillräcklig för att åstadkomma huvfällning.

Samtliga elkrutpatroner i huvfällningssystemet är anslutna både till batteriskenan och till en separat ackumulator för att öka funktionssäkerheten i fällningsförloppet. Av samma skäl är elkretsarna dubblerade (visas ej på Bild 3) och samtliga elkrutpatroner har dubbla tändpärlor i varje elkrets.

5 Fågelkollision

Huven kan splittras till följd av en fågelträff på frontrutan. Den kan också splittras genom att träffas direkt av fågel. Konsekvenserna av huvsplittring bedöms dock som väsentligt mindre allvarliga än direkt genomslag av frontrutan.



1 Mikroströmställare spärrlyftare
2 Mikroströmställare huvöppning
3 Mikroströmställare huvstängning
4 Mikroströmställare huvkastare
5 Hävarm (från manöverhandtagen)
6 Hävarm (till huvlåsen)
7 Hävarm (från mekanismöppnaren)
8 Kullås (öppnas vid nödfällning huv)
9 Medbringarklackar (för nödfällning huv)

-0351 F-1

Bild 3. Huvmekanism, principschema

Avvikelser

Omodifierade flygplan har följande avvikelser.

1 Allmänt

Vissa flygplan har endast två backspeglar.
(Ref TOMF 37–102–Ä1459)

Stol

Innehåll

Sida

1 Allmänt 3

2 Stolpacke 3
2.1 Sele 3
2.2 Syrgasenhet 4
2.3 Nödutrustningspacke 4

3 Kopplingar stol — fpl 4
3.1 Centralanslutning 6

Bilder

Sida

1 Stol, översikt 5
2 Centralanslutning, översikt 6

1 Allmänt

Förarstolen, se Bild 1, består av ett stativ på vilket en i höjdled omställbar stolbalja är monterad. Stativet är uppbyggt av ett kanonrör samt två sidobalkar försedda med glidskor. Kanonröret omsluter en pistong som tillsammans med två styrskenor, i vilka stolens glidskor styr vid utskjutningen, är fästa i flygplanet och utgör stolens lavett.

Stolen är låst till pistongen med ett kullås vars låsning upphävs när stolkanonen avfyras.

I stativets nedre del är raketmotorn infäst och på stativets övre del finns ett nackstöd, som består av arbetsupptagande cellplastmaterial, klätt med skinn.

Mellan stolen och flygplanet finns en dämpanordning, som utlöses vid stora uppåtriktade krafter underifrån på stolen. Dämpningen åstadkommes genom att stolens nedåtgående rörelse efter utlösningen bromsas upp jämnt genom att ett hål stansas i en speciell bricka. Anordningen minskar risken för ryggskador på föraren vid t ex buklandning. Utlöst dämpanordning förhindrar inte stolutskjutning.

För att stolen ska kunna anpassas till förarens längd är stolbaljan steglöst omställbar i stolens utskjutningsriktning med hjälp av en eldriven domkraft. Domkraften manövreras med en återfjädrande vippströmställare (1:4), placerad på vänster stolsida. Stolbaljans omställningsområde begränsas av två ändlägesströmställare.

För att förhindra att stolekipaget roterar vid nödutsprång på grund av tyngdpunktsändringar vid stolomställningen, vrids raketmotorn samtidigt som baljan ställs om.

Under sitsbalken är en pingsändare (automatisk ultraljudsändare) installerad. Sändaren, som startar vid kontakt med vatten, underlättar återfinnandet av stolen efter nödutsprång över vatten.

2 Stolpacke

Stolpacken, vilken består av en fallskärmspacke med sele, en syrgasenhet samt en nödutrustningspacke, är placerad i stolbaljan så att fallskärmspacken utgör ryggstöd och nödutrustningspacken sits.

2.1 Sele

Selen med vilken föraren under flygning är fastspänd i stolen hålls samman av ett bröstlås och två ben–höftremslås. Den är låst till stolen i fyra punkter.

Efter stolutskjutning öppnas dessa infästningslås automatiskt, varvid förare med stolpacke frigörs från stolen. Upplåsning kan även ske med hjälp av två reservfrigöringshandtag (1:5) i stolsidorna. Frigöring beskrivs närmare i Flik 6 Räddningssystem.

För att föraren ska kunna luta sig framåt när han är fastspänd i stolen kan den översta av selens låsningar till stolen frikopplas så att ett fjäderbelastat band, i vilken selens axelremsok är fäst, kan dras ut en viss sträcka.

Frikoppling av axelremmarna sker genom att spaken (1:8) på stolbaljans vänstra sida förs till övre läget. Då spaken står i nedre läget är axelremmarna låsta.

Om föraren utsätts för en, relativt flygplanet, framåtriktad acceleration, som är större än 1 à 1,5 g låses bandet automatiskt. Frigöring sker åter om bandet tillåts rulla in något efter att belastningen upphört.

Vid nödutsprång dras bandet in så att förarens bål fixeras mot ryggstödet.

2.2 Syrgasenhet

Syrgasenheten innehåller en syrgasapparat som är förbunden med den flygplanfasta syrgasflaskan via en glidkoppling samt med förarens syrgasmask och g–dräkt via en centralanslutning.

Syrgasapparaten består av en regulatorenhet och en nödsyrgasflaska. Den senare kan under begränsad tid leverera syrgas till syrgasmasken. Inkoppling av nödsyrgasen sker antingen automatiskt vid nödutsprång eller manuellt med ett handtag (1:17) till höger om centralanslutningen.

För utförligare beskrivning av syrgasenheten, se Flik 7 Miljösystem.

2.3 Nödutrustningspacke

Nödutrustningspacken, som är fäst till fallskärmspackens nedre del med två snabblås (1:19), innehåller en livbåt med uppblåsningsdon samt nödutrustning.

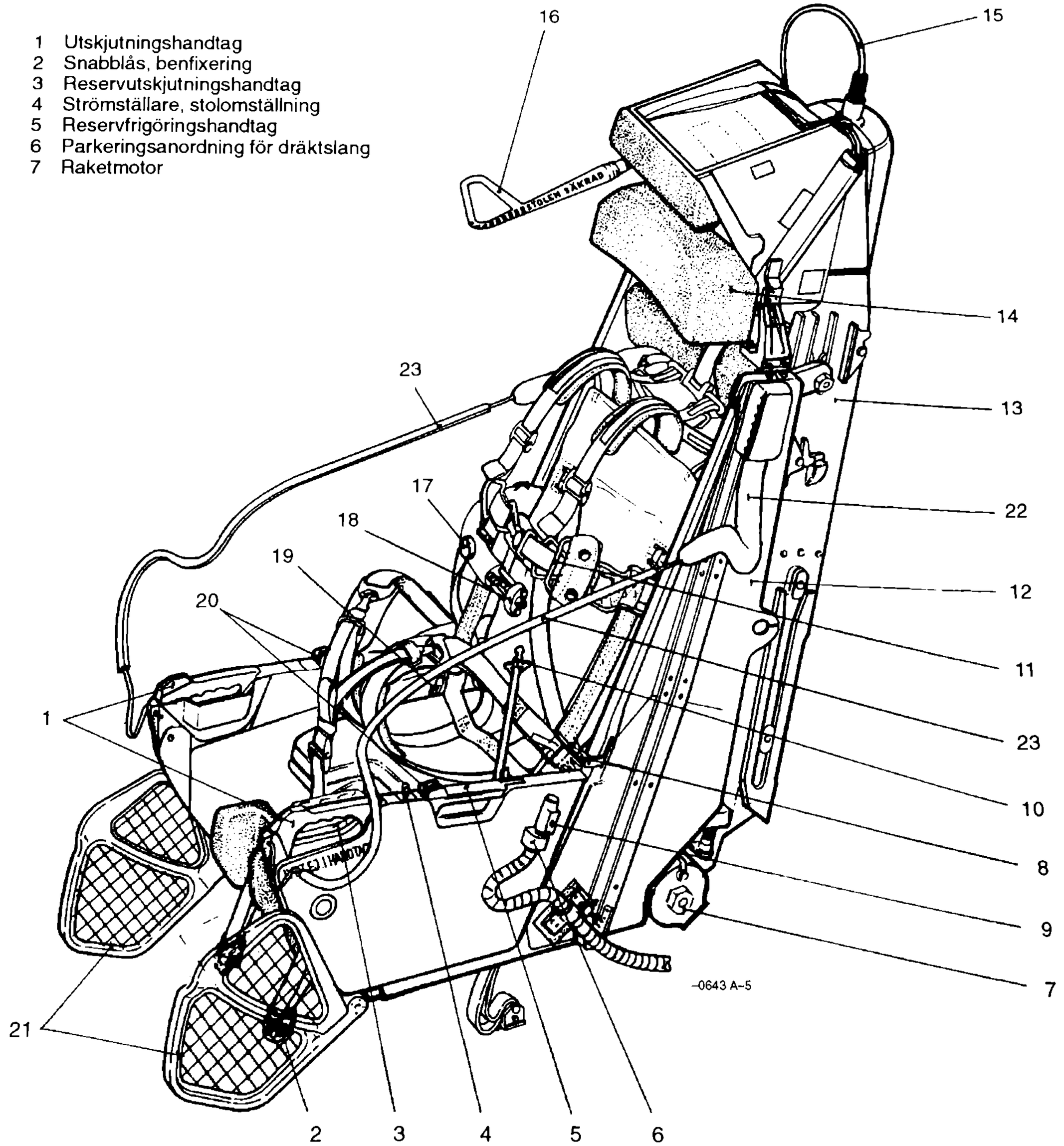
Packens hölje öppnas och livbåten blåses upp genom att livbåtens fånglina (1:10), som över ett snabblås förbinder flytvästen med nödutrustningspacken, sträcks. Detta sker antingen genom att föraren öppnar packens snabblås (1:19), (öppning av ett lås räcker), så att packen fälls i luften eller att han efter nedslag befriar sig från selen så att packen avlägsnas från honom.

3 Kopplingar stol — fpl 8

Som tidigare nämnts går syrgasförbindelsen mellan flygplan och stolpacke genom en glidkoppling. Ett skarvdon för telefonikledningar samt för en ledning för indikering av lågt syrgastryck, är placerat i en hållare på stolbaljans insida.

Vid nödutsprång dras glidkopplingarna i syrgasledningen och i ventilationsslangen för dräktventilering loss. De elledningar som förbinder stolen med flygplanet slits av.

1 Utskjutningshandtag
2 Snabblås, benfixering
3 Reservutskjutningshandtag
4 Strömställare, stolomställning
5 Reservfrigöringshandtag
6 Parkeringsanordning för dräktslang
7 Raketmotor



8 Manöverspak, axelremslåsning
9 Glidkoppling och ventil, dräktventilering
10 Fånglina, livbåt
11 Reservutlösningshandtag, huvudskärm
12 Stolbalja
13 Stolstativ
14 Nackstöd
15 Utlösningslina, huv–bakre spärr
16 Stolsäkringshandtag
17 Utlösningshandtag, nödsyrgas
18 Centralanslutning, höger del
19 Snabblås, nödutrustningspacke
20 Spärr, reservfrigöringshandtag
21 Fotsidostöd
22 Arminhållningsnät
23 Hållare för utdragslina

Bild 1. Stol, översikt

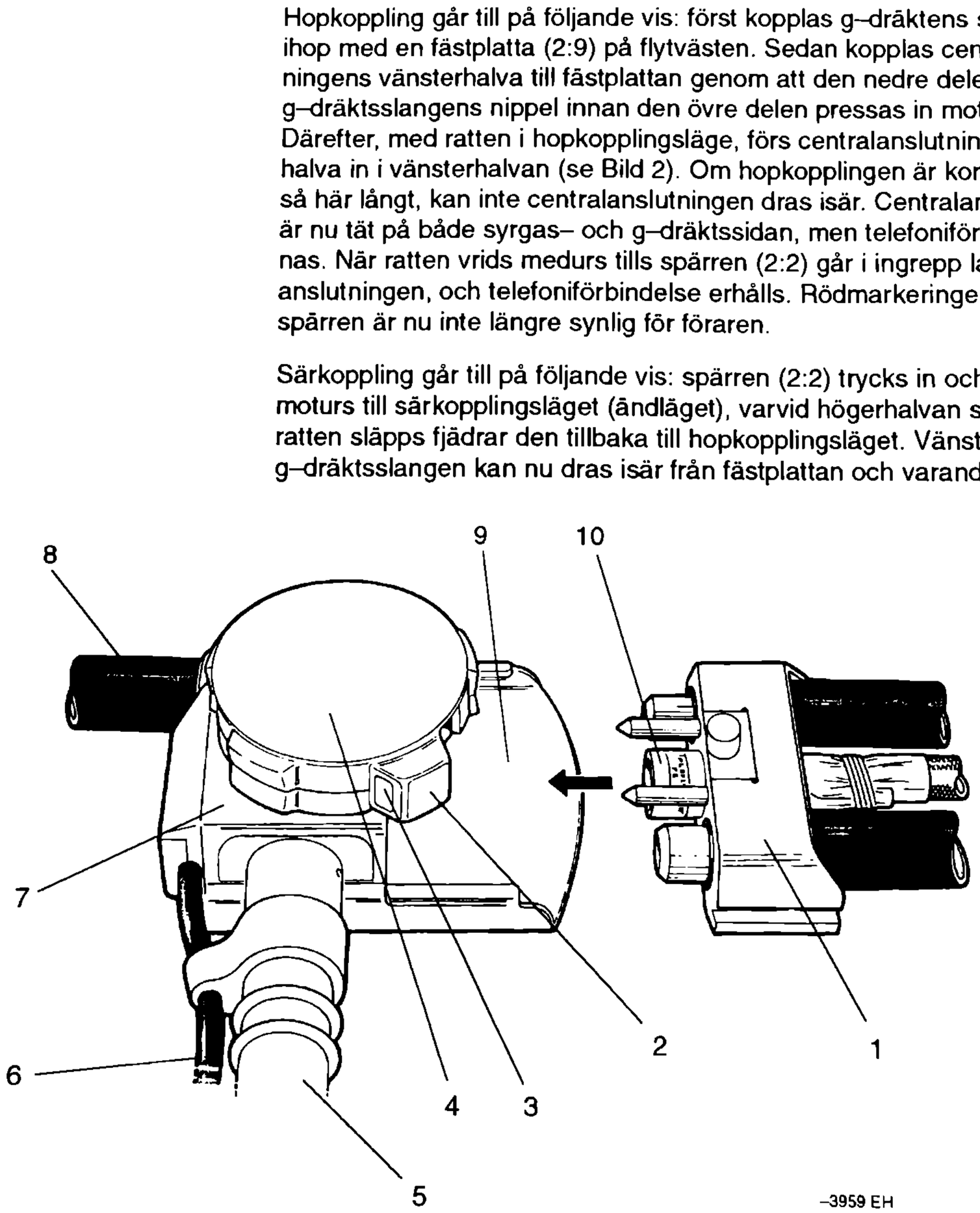
3.1 Centralanslutning

Med centralanslutningen, se Bild 2, förbinds syrgasmaskens och g–dräktens slangar med motsvarande slangar från syrgasapparaten. Centralanslutningen är också försedd med ett skarvdon för telefoniledningarna.

Centralanslutningen består av en högerhalva (2:1) och en vänsterhalva (2:7). Högerhalvan är ansluten till syrgasmasken. Vänsterhalvan är ansluten till syrgasapparaten. På vänsterhalvan finns en anslutning för g–dräktsslangen och en ratt (2:4) med tre lägen: låsläge, hopkopplingsläge och särkopplingsläge. Ratten har också en spärr (2:2) som måste tryckas in när ratten ska vridas bort från låsläget.

Hopkoppling går till på följande vis: först kopplas g–dräktens slang (2:8) ihop med en fästplatta (2:9) på flytvästen. Sedan kopplas centralanslutningens vänsterhalva till fästplattan genom att den nedre delen läggs mot g–dräktsslangens nippel innan den övre delen pressas in mot fästplattan. Därefter, med ratten i hopkopplingsläge, förs centralanslutningens högerhalva in i vänsterhalvan (se Bild 2). Om hopkopplingen är korrekt utförd så här långt, kan inte centralanslutningen dras isär. Centralanslutningen är nu tät på både syrgas– och g–dräktssidan, men telefoniförbindelse saknas. När ratten vrids medurs tills spärren (2:2) går i ingrepp låses centralanslutningen, och telefoniförbindelse erhålls. Rödmarkeringen (2:3) på spärren är nu inte längre synlig för föraren.

Särkoppling går till på följande vis: spärren (2:2) trycks in och ratten vrids moturs till särkopplingsläget (ändläget), varvid högerhalvan stöts ut. När ratten släpps fjädrar den tillbaka till hopkopplingsläget. Vänsterhalvan och g–dräktsslangen kan nu dras isär från fästplattan och varandra.



1 Centralanslutning, högerhalva
2 Spärr
3 Rödmarkering
4 Ratt (i hopkopplingsläge)
5 Slang till syrgasmask
6 Telefoniledning
7 Centralanslutning, vänsterhalva
8 Slang till g–dräkt
9 Fästplatta på flygväst
10 Skarvdon, telefoniförbindelse

Bild 2. Centralanslutning, översikt

Räddningssystem

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Prestanda	3
3	Säkring	4
4	Indikering	4
5	Räddningsförlopp	4
5.1	Initiering	5
5.2	Bålfixering	5
5.3	Arminhållning	5
5.4	Huvfällning	5
5.5	Stolavfyring	6
5.6	Benfixering	6
5.7	Fallskärmsarmering	6
5.8	Stolstabilisering och retardation	7
5.9	Frigöring	7
5.10	Separering	7
5.11	Fallskärmsutlösning	8
5.12	Reservutlösning	8
6	Nödutsprång, funktionsförlopp	10
6.1	Utskjutning över 3000 m	10
6.2	Passage av 3000 m	15
6.3	Utskjutning under 3000 m	16
6.4	Landning i vatten	17

Bilder

1	Diagram över förarens kastbana vid utskjutning	3
2	Stolstabilisering och fallskärmsutlösning, principschema	9

1 Allmänt

Förarstolen utgör tillsammans med huven samt lås– och fällmekanismerna för den senare ett automatiskt arbetande räddningssystem, som möjliggör nödutsprång både vid hög fart och från markrullande flygplan. Räddningssystemet utlöses på impuls från de i stolsidorna placerade utskjutningshandtagen.

2 Prestanda

Räddningssystemet medger utskjutning från planflykt utan höjdförlust och med fenfrigång från 75 km/h till ca 1200 km/h eller M 1,75. Vid farter över 1200 km/h garanteras inte fenfrigång, varvid i första hand stolstabiliserskärmen kan träffa fenan.

Utskjutning kan ske över 75 km/h vid markrullning samt ned till 0 m höjd under normal landningsplané under förutsättning att flygplanet ligger i stort sett rätt på vingarna.

Anm
Vid onormalt hög sjunkhastighet, som kan erhållas vid t ex motorstopp under landningsplané, kan höjdförlusten till bärande skärm i extrema fall uppgå till 30 m. Vid okontrollerad dykning kan höjdförlusten i extrema fall uppgå till ca 1000 m.

Bild 1 visar exempel på en medeltung förares kastbanor vid olika flygtillstånd från utskjutning till det läge föraren har när huvudskärmen är bärande. Uthoppet förutsätts ske i planflykt (rättvänt alt inverterat) och rätt på vingarna samt på höjd under 3000 m. Banorna inkluderar flygplanets rörelse under tiden för huvfällning och kanondrivning.

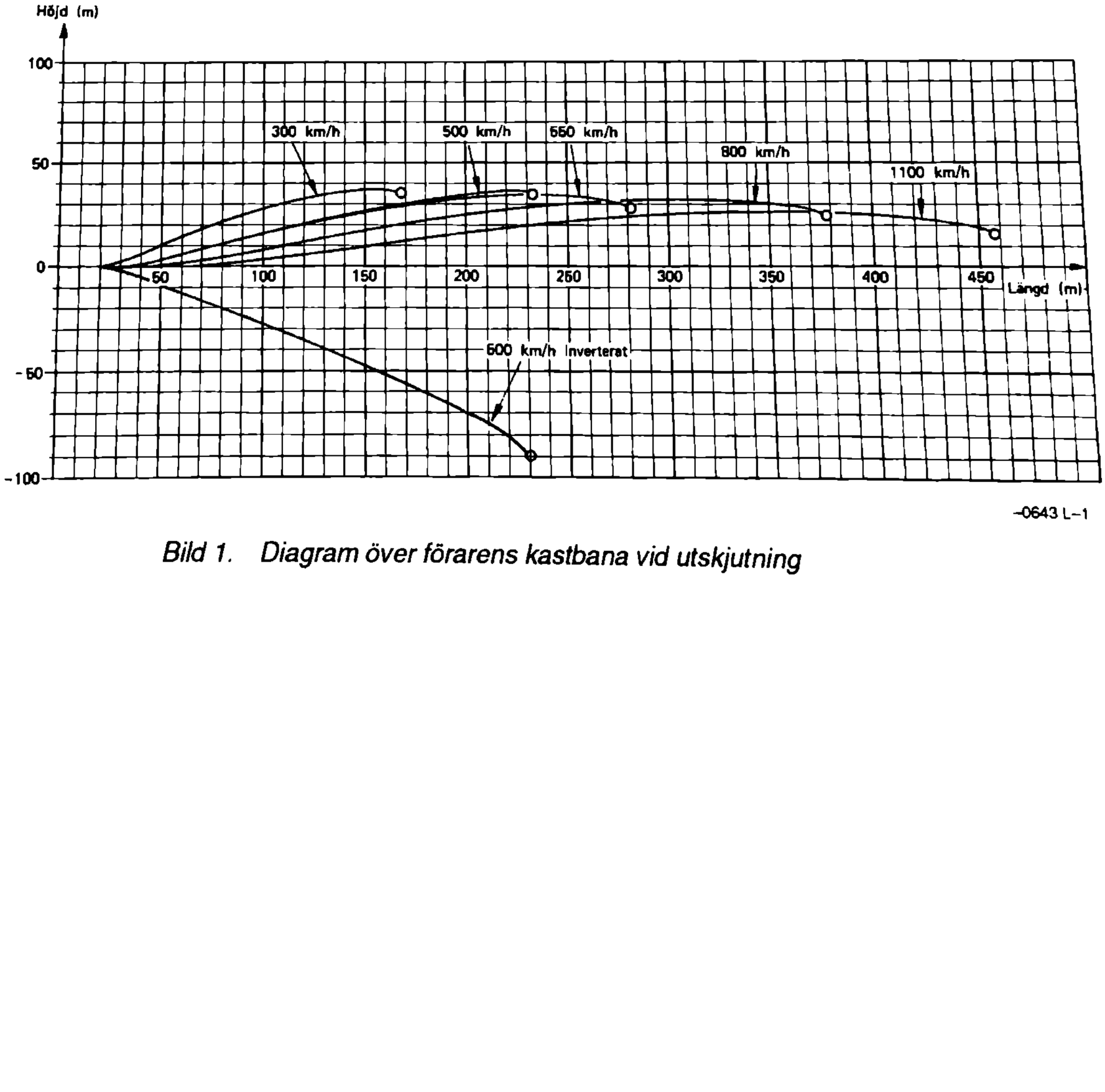


Bild 1. Diagram över förarens kastbana vid utskjutning

SFI FPL AJS37, Del 1

3 Säkring

Stolkanonen, som avfyras genom att en främre och en bakre spärr på kanonens avfyringsdon förs undan, säkras med ett handtag (se Flik 5 Stol), placerat på stolstativets högra sida invid nackstödet. I säkrat (utfällt) läge låses avfyringsdonets främre spärr. Detta medför att hela mekanismen för initiering av räddningsförloppet och därmed utskjutningshandtagen i stolsidorna, låses.

I såväl säkrat som osäkrat läge är handtaget spärrat. Denna spärrning upphävs genom att handtaget dras ut. Vid osäkring fälls handtaget in i ett spår i nackstödet.På marken bryts funktionskedjan för utlösning av stolkanonens bakre spärr genom att huvkastarna inte kan påverka huven då denna öppnats.

4 Indikering

Indikering för räddningssystemet erhålls genom att lampfältet HUV o STOL på höger indikeringstablå lyser och huvudvarning ges om systemet inte är klart för utskjutning.

Varningen HUV o STOL upphör när utskjutningskretsarna är strömsatta (automatsäkringen UTSKJ KRETS tillslagen och ackumulatorn ansluten), huven är låst i stängt läge och stolen är osäkrad.

5 Räddningsförlopp

Räddningsförloppet indelas i följande huvudmoment:

- Initiering
- Bålfixering
- Arminhållning
- Huvfällning
- Stolavfyring
- Benfixering
- Fallskärmsarmering
- Stolstabilisering och bromsning
- Frigöring
- Separering
- Nödsyrgasinkoppling
- Fallskärmsutlösning
- (Landning).

För att öka räddningssystemets funktionssäkerhet är dess utskjutningsmekanism från utskjutningshandtagen till stolkanonens främre spärr, liksom elkretsarna för huvupplåsning och –fällning, dubblerade. Samtliga elkretsar erhåller spänning såväl från batteriskenan som från en separat ackumulator. Dessutom finns två reservutskjutningshandtag för stolkanonens bakre spärr, två reservfrigöringshandtag för frigöring från stolen samt reservutlösningshandtag för huvudfallskärmen och nödsyrgasen.

5.1 Initiering

Räddningsförloppet initieras genom att båda eller ett av utskjutningshandtagen (se Flik 5 Stol) dras upp, vilket omedelbart resulterar i följande:

- Avfyringsdonets främre spärr förs undan.
- Strömmen till huvfällningsmekanismen sluts.
- Bålfixerings– och arminhållningsmekanismens gemensamma tändare utlöses.
- Reservutskjutningshandtagen för avfyringsdonets bakre spärr friläggs.
- Reservfrigöringshandtagens spärrar vrids undan.

Då de ordinarie utskjutningshandtagen har dragits upp låses de i helt uppdraget läge och kan således inte återföras om utskjutningsförloppet av någon anledning inte skulle starta.

5.2 Bålfixering

När bålfixeringsmekanismens tändare utlösts, levererar den gastryck till bålfixeringsdonet som drar in det band som axelremsoket är fäst i så att förarens bål fixeras mot ryggstödet i ett ur fysiologisk synpunkt lämpligt läge. Härigenom minskas tyngdpunktsvariationerna hos stolekipaget, vilket ger en stabil bana.

Vid helt utdraget axelremsok hinner dock fixeringen inte säkert fullbordas innan stolkanonen avfyras, varför föraren före initiering bör luta sig mot ryggstödet.

5.3 Arminhållning

Samma tändare som levererar gastryck till bålfixeringsdonet initierar även en gasgenerator i arminhållningsmekanismen. Gastrycket från denna driver en mekanism som med hjälp av linor drar ut ett nät på vardera sidan om stolen. Näten hindrar förarens armar från att av fartvinden pressas utanför stolbaljan och flöjla bakåt.

Även vid utsprång i hög fart hinner utspänningen av näten fullbordas samtidigt som stolekipaget börjar röra sig uppåt.

5.4 Huvfällning

När strömmen sluts över strömställarna som startar huvfällningsförloppet, öppnas huvlåsen varefter huvkastarna skjuter bort huven. För utförligare beskrivning av huvfällningsförloppet, se Flik 4 Huv.

5.5 Stolavfyring

När huven skjuts bort sträcks en lina, vilken är fäst i huvramen. Linan drar undan avfyringsdonets bakre spärr varvid stolkanonen omedelbart avfyras.

Gastryck från kanonröret initierar raketmotorns tänddon på sådant sätt att jämn övergång från kanon– till raketdrift erhålls samtidigt som stolekipaget lämnar flygplanet. Raketmotorn brinner ca 0,2 s.

Reservutskjutningshandtagen (se Flik 5 Stol) för avfyringsdonets bakre spärr är placerade under de ordinarie utskjutningshandtagen. När de senare dras uppåt följer reservutskjutningshandtagen med i rörelsen och blir härigenom åtkomliga för föraren.

Om huven inte fälls vid ordinarie utskjutningsimpuls kan den bakre spärren utlösas genom att något av (eller båda) reservutskjutningshandtagen dras upp. Detta medför att stolekipaget skjuts ut genom stängd huv.

Händerna skyddas härvid från att skadas av huvglaset genom att de ordinarie handtagen är spärrade i uppdraget läge så att dessas framkanter, vilka är utformade som huvbrytare, splittrar det glas som eventuellt inte splittrats av stolens överdel.

Anm
Huvfällningsmekanismen är blockerad på marken när huven inte är låst i stängt läge (se Flik 4 Huv). Härigenom förhindras utskjutning av stolen om de ordinarie utskjutningshandtagen då av våda skulle dras upp.

5.6 Benfixering

För att förarens ben inte ska skadas under utskjutningsförloppet, dras de in och fixeras mot vadstöd på stolbaljan. Benfixeringsmekanismen består av två benremmar vars överändar är låsta till stolbaljan, varifrån de löper genom snabblås, som fästs vid förarens flygkängor, och vidare genom fixeringsspärrar på stolbaljan ned till rulldon på golvet och åter upp till remslitsare på stolen.

Genom stolens uppåtgående rörelse vid utskjutning sträcks remmarna, varvid benen fixeras till vadstöden. Under indragningsrörelsen fläks remmarnas fria ändar isär av remslitsarna. Detta dämpar indragningshastigheten och säkerställer fixeringsspärrarnas funktion. Samtidigt som benen dras in fälls två fotsidostöd ned och låses utanför förarens fötter. Dessa skyddas härigenom från att pressas utåt av luftkrafterna.

När benfixeringen inte är ansluten parkeras remmarna genom att snabblåsen fästs i därför avsedda öglor på instrumentbrädans undre kant.

5.7 Fallskärmsarmering

Fallskärmens armerlina (2:5) låses vid utskjutningen till stolen av en armeringsmekanism på stolbaljan.

5.1 Initiering

Räddningsförloppet initieras genom att båda eller ett av utskjutningshandtagen (se Flik 5 Stol) dras upp, vilket omedelbart resulterar i följande:

- Avfyringsdonets främre spärr förs undan.
- Strömmen till huvfällningsmekanismen sluts.
- Bålfixerings– och arminhållningsmekanismens gemensamma tändare utlöses.
- Reservutskjutningshandtagen för avfyringsdonets bakre spärr friläggs.
- Reservfrigöringshandtagens spärrar vrids undan.

Då de ordinarie utskjutningshandtagen har dragits upp låses de i helt uppdraget läge och kan således inte återföras om utskjutningsförloppet av någon anledning inte skulle starta.

5.2 Bålfixering

När bålfixeringsmekanismens tändare utlösts, levererar den gastryck till bålfixeringsdonet som drar in det band som axelremsoket är fäst i så att förarens bål fixeras mot ryggstödet i ett ur fysiologisk synpunkt lämpligt läge. Härigenom minskas tyngdpunktsvariationerna hos stolekipaget, vilket ger en stabil bana.

Vid helt utdraget axelremsok hinner dock fixeringen inte säkert fullbordas innan stolkanonen avfyras, varför föraren före initiering bör luta sig mot ryggstödet.

5.3 Arminhållning

Samma tändare som levererar gastryck till bålfixeringsdonet initierar även en gasgenerator i arminhållningsmekanismen. Gastrycket från denna driver en mekanism som med hjälp av linor drar ut ett nät på vardera sidan om stolen. Näten hindrar förarens armar från att av fartvinden pressas utanför stolbaljan och flöjla bakåt.

Även vid utsprång i hög fart hinner utspänningen av näten fullbordas samtidigt som stolekipaget börjar röra sig uppåt.

5.4 Huvfällning

När strömmen sluts över strömställarna som startar huvfällningsförloppet, öppnas huvlåsen varefter huvkastarna skjuter bort huven. För utförligare beskrivning av huvfällningsförloppet, se Flik 4 Huv.

5.5 Stolavfyring

När huven skjuts bort sträcks en lina, vilken är fäst i huvramen. Linan drar undan avfyringsdonets bakre spärr varvid stolkanonen omedelbart avfyras.

Gastryck från kanonröret initierar raketmotorns tänddon på sådant sätt att jämn övergång från kanon– till raketdrift erhålls samtidigt som stolekipaget lämnar flygplanet. Raketmotorn brinner ca 0,2 s.

Reservutskjutningshandtagen (se Flik 5 Stol) för avfyringsdonets bakre spärr är placerade under de ordinarie utskjutningshandtagen. När de senare dras uppåt följer reservutskjutningshandtagen med i rörelsen och blir härigenom åtkomliga för föraren.

Om huven inte fälls vid ordinarie utskjutningsimpuls kan den bakre spärren utlösas genom att något av (eller båda) reservutskjutningshandtagen dras upp. Detta medför att stolekipaget skjuts ut genom stängd huv.

Händerna skyddas härvid från att skadas av huvglaset genom att de ordinarie handtagen är spärrade i uppdraget läge så att dessas framkanter, vilka är utformade som huvbrytare, splittrar det glas som eventuellt inte splittrats av stolens överdel.

Anm
Huvfällningsmekanismen är blockerad på marken när huven inte är låst i stängt läge (se Flik 4 Huv). Härigenom förhindras utskjutning av stolen om de ordinarie utskjutningshandtagen då av våda skulle dras upp.

5.6 Benfixering

För att förarens ben inte ska skadas under utskjutningsförloppet, dras de in och fixeras mot vadstöd på stolbaljan. Benfixeringsmekanismen består av två benremmar vars överändar är låsta till stolbaljan, varifrån de löper genom snabblås, som fästs vid förarens flygkängor, och vidare genom fixeringsspärrar på stolbaljan ned till rulldon på golvet och åter upp till remslitsare på stolen.

Genom stolens uppåtgående rörelse vid utskjutning sträcks remmarna, varvid benen fixeras till vadstöden. Under indragningsrörelsen fläks remmarnas fria ändar isär av remslitsarna. Detta dämpar indragningshastigheten och säkerställer fixeringsspärrarnas funktion. Samtidigt som benen dras in fälls två fotsidostöd ned och låses utanför förarens fötter. Dessa skyddas härigenom från att pressas utåt av luftkrafterna.

När benfixeringen inte är ansluten parkeras remmarna genom att snabblåsen fästs i därför avsedda öglor på instrumentbrädans undre kant.

5.7 Fallskärmsarmering

Fallskärmens armerlina (2:5) låses vid utskjutningen till stolen av en armeringsmekanism på stolbaljan.

5.8 Stolstabilisering och retardation

Stolekipagets bana efter utskjutning stabiliseras, dels av en rotationshämmare (2:4) på stolbaljans undersida, dels av en stolstabiliserskärm (2:3) fäst på stolstativet.

Rotationshämmaren, som består av en perforerad klaff, är fäst till stolbaljan med gångjärn. Den fälls ned när benfixeringsremmarna sträcks av stolens rörelse uppåt vid utskjutningen.

Stolstabiliserskärmen dras ut av en kastvikt (2:1) och en hjälpskärm (2:2) i förening. Kastviktens krutladdning initieras av gastryck från stolkanonen omedelbart efter det att stolen börjat röra sig uppåt. Stolen stabiliseras av skärmen i ett läge med stolkanonen vertikal.

Stolekipaget retarderas ner till en för frigöring och skärmfyllning lämplig hastighet.

5.9 Frigöring

Frigöring av föraren från stolen sker genom att låsen vid selens och benfixeringsremmarnas infästningspunkter öppnas, arminhållningsnätens främre linor kapas samt påverkat ordinarie utskjutningshandtag lossnar. Använt reservutskjutningshandtag lossnar däremot ej.

Förloppet startas genom att gastryck från stolkanonen initierar en tvåtidsutlösare omedelbart innan stolen lämnar flygplanet. Fördröjningstiden hos utlösaren ställs vid utskjutningen om från kort (0,2 s) till lång (1,2 s) om flygplanets indikerade fart överstiger 515 km/h. Omställningen av fördröjningstiden sker genom att en från fenpitotsystemet tryckstyrd omställare påverkar tvåtidsutlösaren vid stolens rörelse uppåt. Vid utsprång i låg fart sker frigöringen innan eller samtidigt som raketmotorn brunnit ut.

Om den automatiska frigöringen uteblir kan frigöring ske genom att ett av (eller båda) reservfrigöringshandtagen (se Flik 5 Stol) i stolsidorna, dras upp.

Anm
Före utskjutningsimpuls är reservfrigöringshandtagen låsta av spärrarna (se Flik 5 Stol), vilka vid t ex nödurstigning på marken måste föras undan manuellt innan handtagen kan dras upp.

5.10 Separering

Sedan frigöring skett och raketmotorn brunnit ut separeras föraren från stolen genom att denna bromsas av stolstabiliserskärmen.

5.11 Fallskärmsutlösning

Vid separering sträcks fallskärmens armerlina (2:5), varvid en tidutlösare för huvudskärmen initieras samtidigt som fallskärmspackens övre del öppnas och en strumpa (2:6), vilken innehåller en utlösningsskärm (2:9) och en personstabiliserskärm (2:10), dras ut. Strumpans innehåll dras omedelbart ut, varvid utlösningsskärmen utvecklas.

En draglina (2:7) löper genom en linbroms (2:8) på utlösningsskärmens topp. Vid nödutsprång i låg fart medför detta att stolen drar ut huvudskärmen så att snabb fyllning av denna säkerställs, vilket är av särskild vikt vid utskjutning på låg höjd.

Utlösningsskärmen rätar upp föraren så att fallskärmschocken kommer i en lämplig riktning vilket är betydelsefullt vid högfartsuthopp.

Utlösningsskärmen lossnar och personstabiliserskärmen utvecklas på höjder över 3000 m när en låsanordning inbyggd i skärmarnas svivel (2:11) belastats av utlösningsskärmen i 3 s. Sviveln medger att personstabiliserskärmen under stabiliserat fall ned till 3000 m kan rotera relativt föraren.

Huvudskärmens tidutlösare, som öppnar fallskärmspackens nedre del och infästningslåsen (2:13) för personstabiliserskärmen (alternativt utlösningsskärmen) så att huvudskärmen (2:15) utlöses, är spärrad ned till 3000 m av en aneroidstyrd spärranordning och har därefter en fördröjningstid av 0,8 s.

Om uthopp sker på eller under 3000 m utlöses huvudskärmen 0,8 s efter det att tidutlösaren initierats, vilket sker när föraren separeras från stolen. Härvid hinner således inte svivelns lås öppnas, varför personstabiliserskärmen i detta fall inte utvecklas.

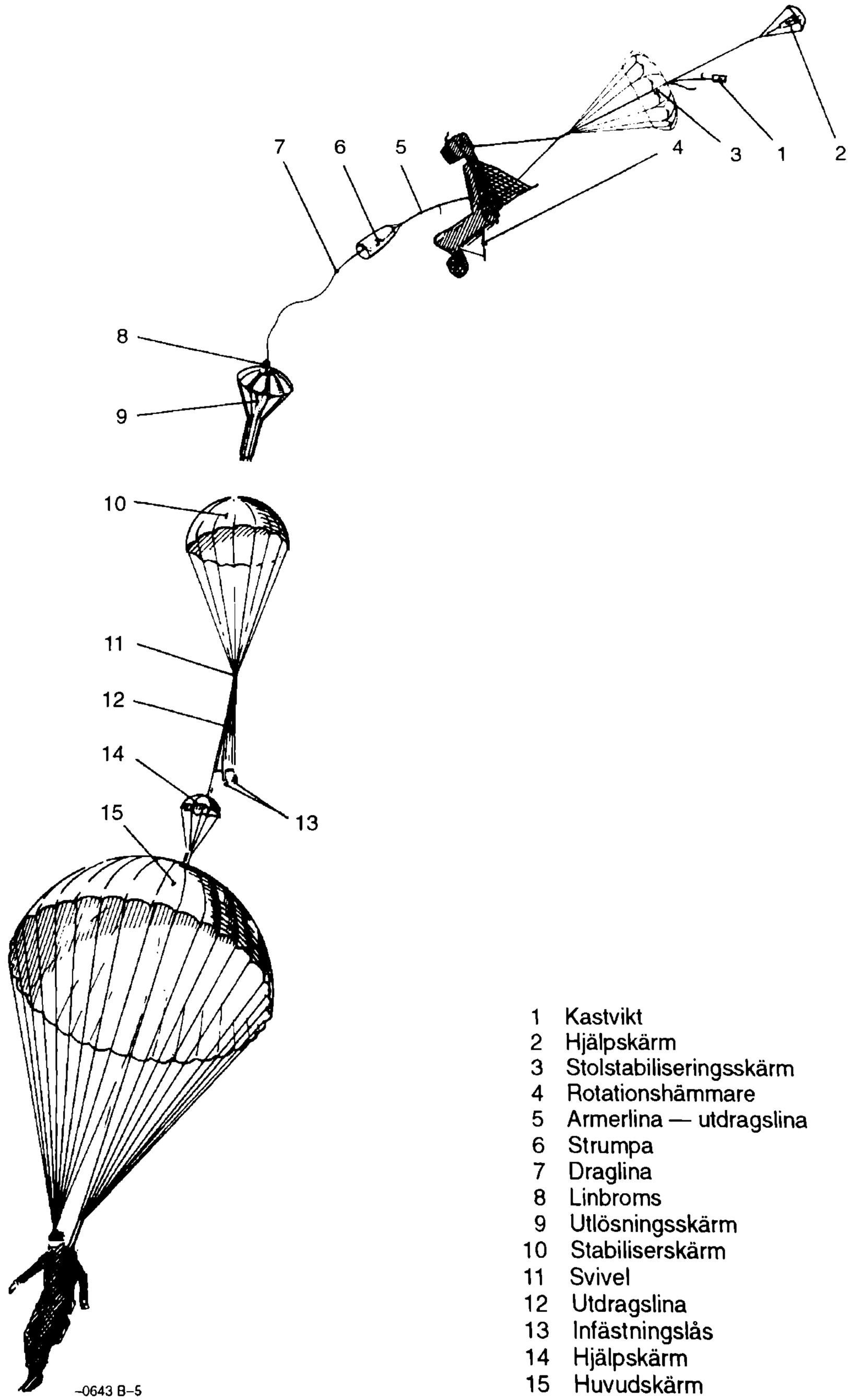
5.12 Reservutlösning

Om den automatiska fallskärmsutlösningen av någon anledning inte skulle träda i funktion vid nödutsprång, kan föraren utlösa huvudskärmen med ett reservutlösningshandtag på selens vänstra sida (erforderlig utdragslängd ca 10 cm och utdragskraft ca 10 kp). Härvid öppnas fallskärmspackens nedre del samtidigt som den utdragslina (2:12) som förbinder personstabiliserskärmen (alternativt utlösningsskärmen) med huvudskärmens topp, kapas och infästningslåsen (2:13) öppnas. Åtgärden föreskrivs i nödinstruktionen, SFI Del 2 Kap III.

Vid reservutlösning drar en hjälpskärm (2:14) ut huvudskärmen.

Med fallskärmens reservutlösningshandtag är det således möjligt att kompensera de funktionsbortfall som blir följden om:

- fallskärmens armerlina lossnat eller av annan anledning inte fyllt sin uppgift
- fallskärmsutlösaren inte fungerat
- infästningslåsen för personstabiliserskärmen (alternativt utlösningsskärmen) inte öppnats.



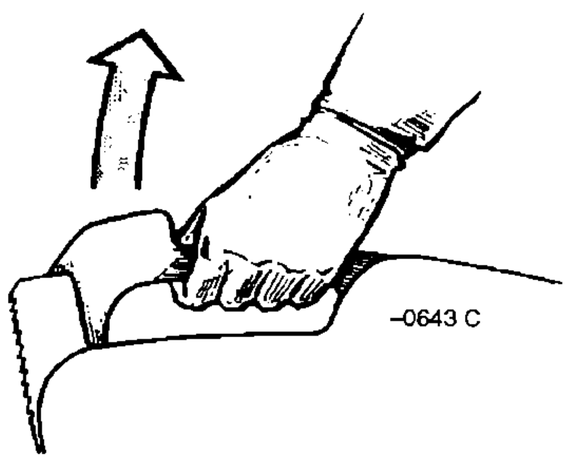
1 Kastvikt
2 Hjälpskärm
3 Stolstabiliseringsskärm
4 Rotationshämmare
5 Armerlina — utdragslina
6 Strumpa
7 Draglina
8 Linbroms
9 Utlösningsskärm
10 Stabiliserskärm
11 Svivel
12 Utdragslina
13 Infästningslås
14 Hjälpskärm
15 Huvudskärm

Bild 2. Stolstabilisering och fallskärmsutlösning, principschema

6 Nödutsprång, funktionsförlopp

Nedan ges en kort sammanfattning av stolutskjutningsförloppet och fallskärmsutvecklingen i form av en bildfilm med förklarande textnoter. För ytterligare direktiv hänvisas till SFI Kap III under rubriken NÖDUTSPRÅNG.

6.1 Utskjutning över 3000 m



Moment 1:

Något av (eller båda) utskjutningshandtagen dras upp, vilket resulterar i följande:

a Huvfällningsmekanismen startas.

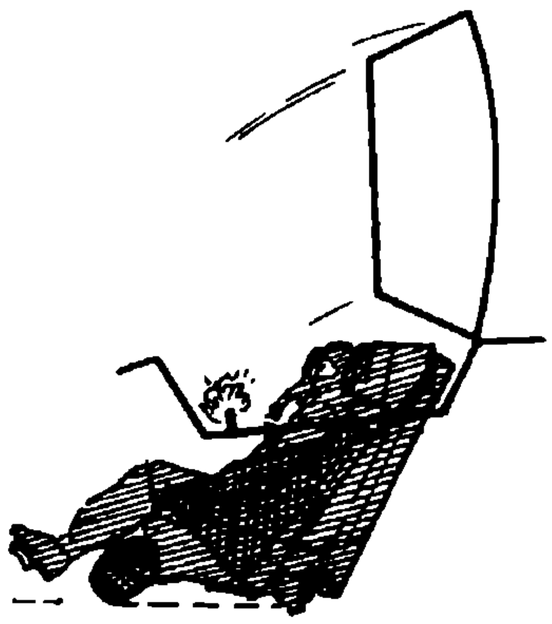
b Stolkanonens främre spärr förs undan.

c Förarens bål fixeras mot ryggstödet genom att axelremmarna dras in.

d Arminhållningsnäten spänns ut.

e Reservutskjutningshandtagen för stolkanonens bakre spärr friläggs.

f Reservfrigöringshandtagens spärrar förs undan.

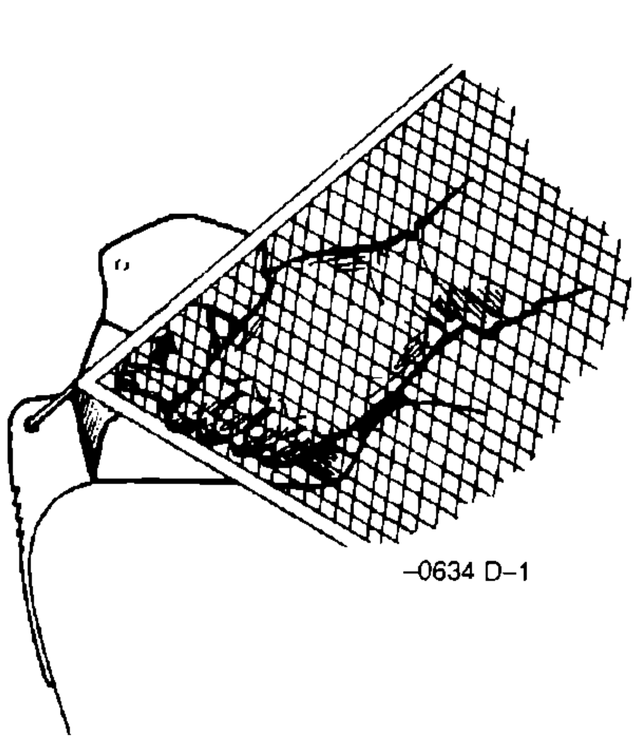


Moment 2:

a Huven fälls.

b Stolkanonens bakre spärr förs undan.

c Stolkanonen avfyras.



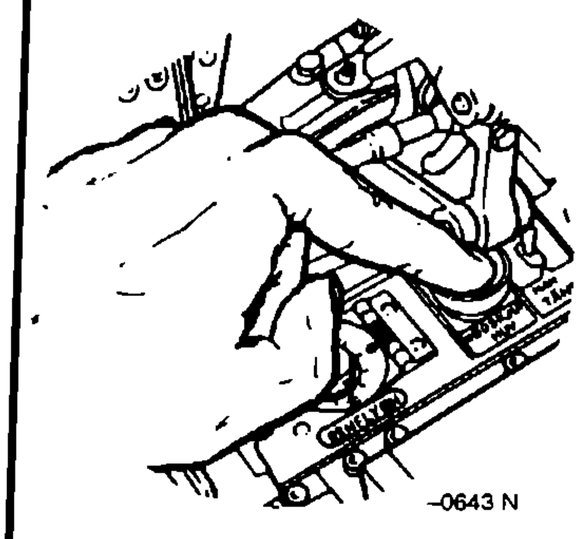
Moment 2a:

Nödåtgärd 1 om huven inte fälls

Något av (eller båda) reservutskjutningshandtagen dras upp, vilket resulterar i följande:

a Stolkanonens bakre spärr förs undan.

b Stolkanonen avfyras (stolen skjuts ut genom stängd huv).



Moment 2b:

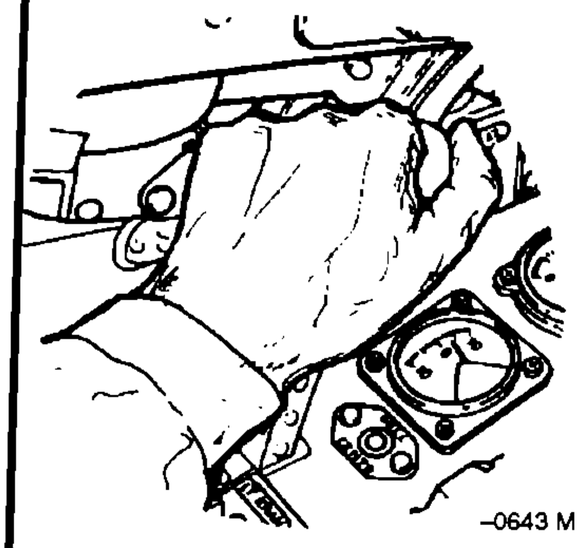
Nödåtgärd 2 om stolen inte skjuts ut efter moment 2a

a Tryckknapp NÖDSKJUT HUV på vänster sidopanel trycks in — huven fälls.

b Något av (eller båda) reservfrigöringshandtagen dras upp (jämför moment 6a).

c Lämna flygplanet.

d Utlös fallskärmen och vid behov nödsyrgasen manuellt (jämför moment 8a, 9a, 11a).



Moment 2c:

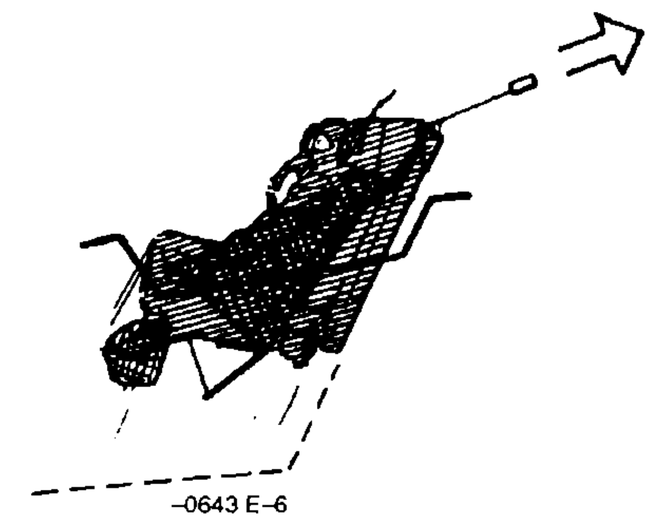
Nödåtgärd 3 om huven inte fälls efter moment 2b

a Huven öppnas med ordinarie huvöppningshandtag.

b Något av (eller båda) reservfrigöringshandtagen dras upp (jämför moment 6a).

c Lämna flygplanet.

d Utlös fallskärmen och vid behov även nödsyrgasen manuellt (jämför moment 8a, 9a, 11a).


–0643 E–6

Moment 3:

a Fallskärmens armerlina låses till stolen.

b Remfrigöringsmekanismen initieras. Fördröjningstid 0,2 s vid $V_i \leq 515$ km/h och 1,2 s vid $V_i > 515$ km/h.

c Förarens ben fixeras till stolen och fotsidostöden fälls ned.

d Rotationshämmaren fälls ned.

e Samtliga kopplingar dras isär.

f Syrgasförsörjningen från flygplanbehållaren upphör.

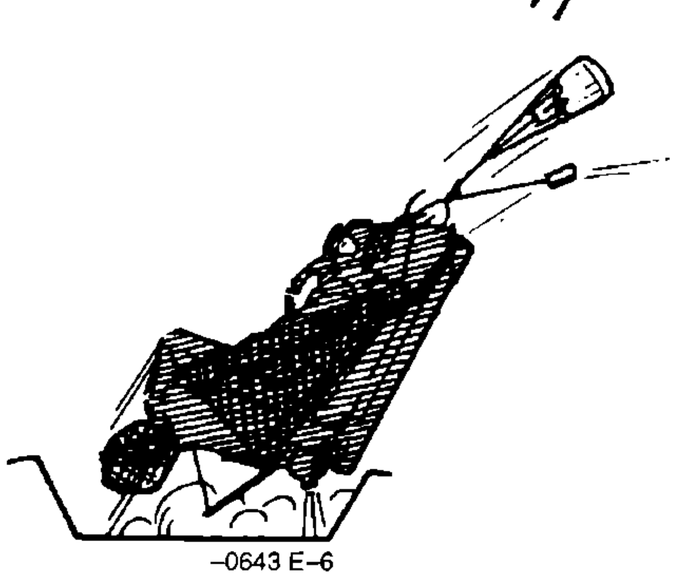
g Kastvikten för stolstabiliserskärmen skjuts ut och öppnar packhöljet.

h Nödsändaren på flytvästen startar.

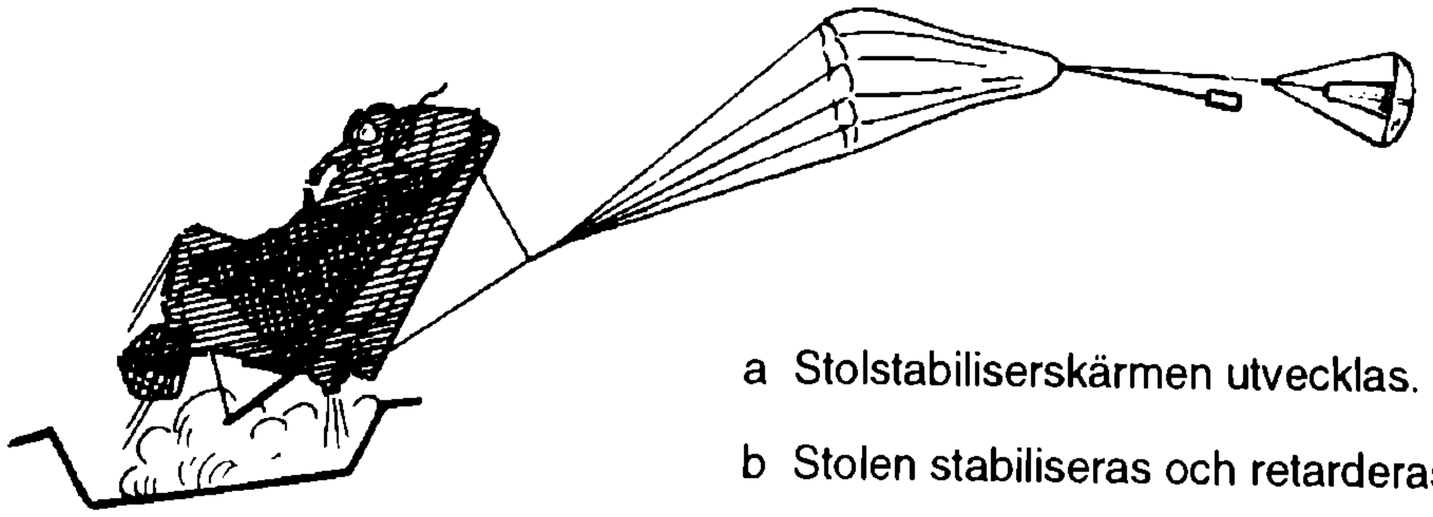
Moment 4:

a Raketmotorn startas.

b Kastvikten och hjälpskärmen (vilken slungas ut av en fjäder), drar ut stolstabiliserskärmen.


–0643 E–6

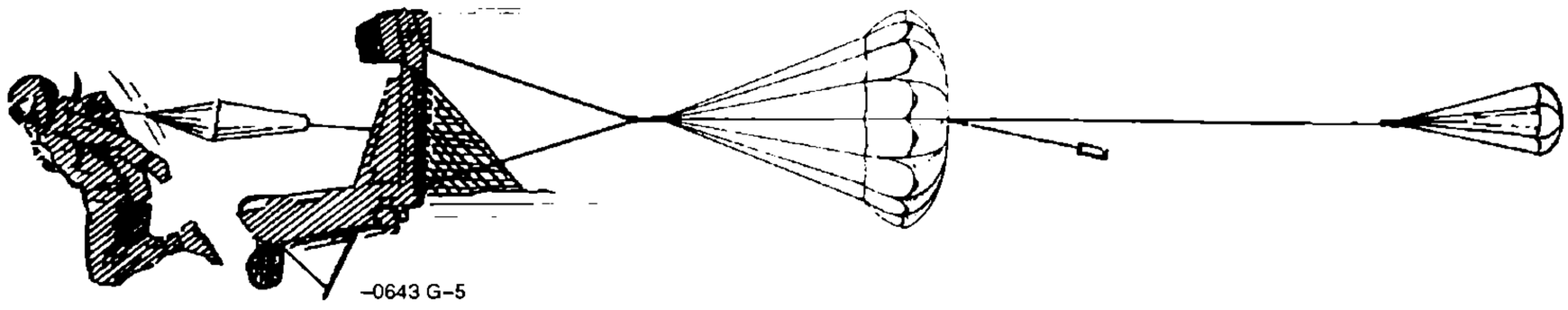
Moment 5:


–0643 E–6

a Stolstabiliserskärmen utvecklas.

b Stolen stabiliseras och retarderas.

Moment 6:



a Selen frikopplas från stolen.

b Benfixeringen lossnar från stolen.

c Arminhållningsnätens främre linor klipps av.

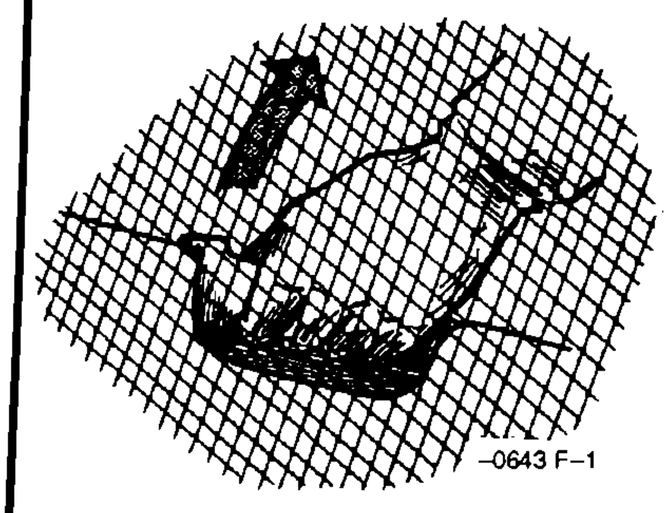
d Använt ordinarie utskjutningshandtag lossnar. (Obs! Använt reservutskjutningshandtag lossnar inte).

e Huvudskärmens automatiska utlösningssystem initieras (blockerat över 3000 m).

f Utlösningsskärmen dras ut.

g Nödsyrgasbehållaren i stolpacken kopplas in.

Moment 6a:



Nödåtgärd om automatiska frigöringen inte fungerar

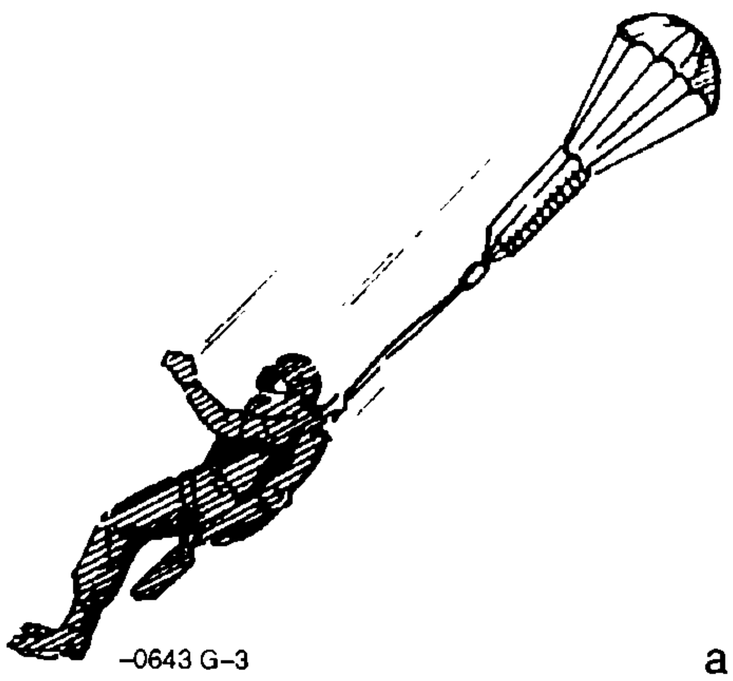
Något av (eller båda) reservfrigöringshandtagen dras upp, vilket resulterar i följande:

a Selen frikopplas från stolen.

b Benfixeringen lossnar från stolen.

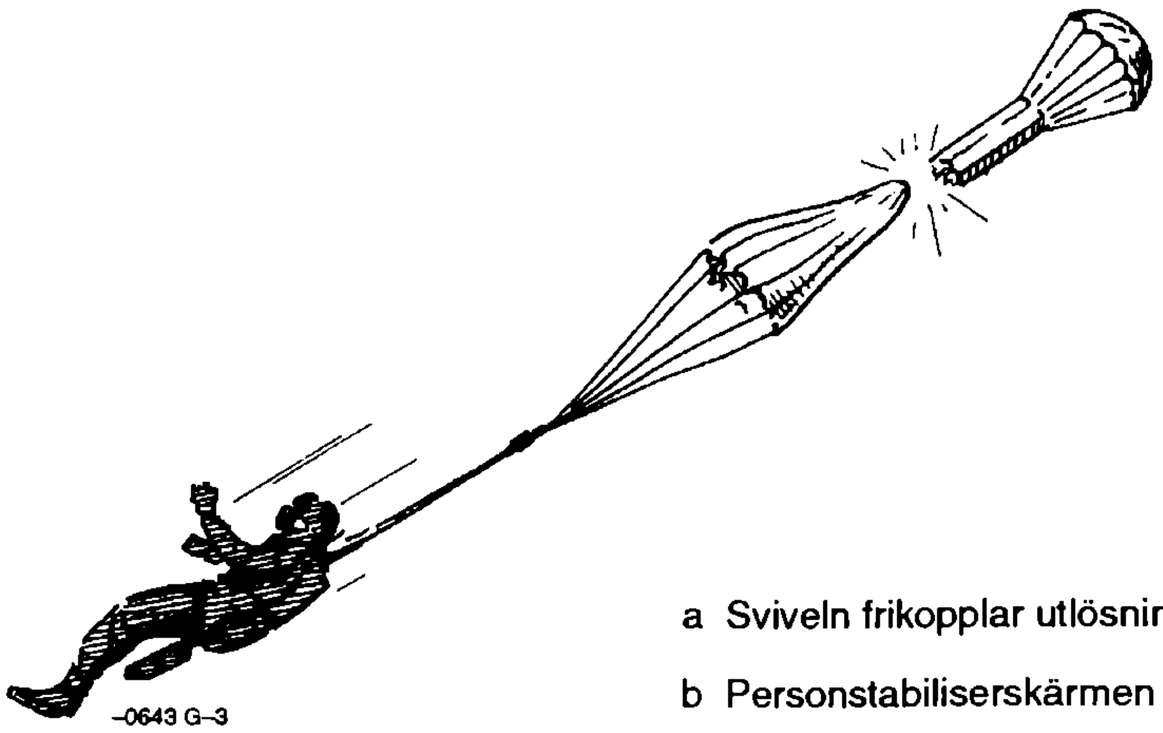
c Utlöst reservfrigöringshandtag lossnar.

Moment 7:



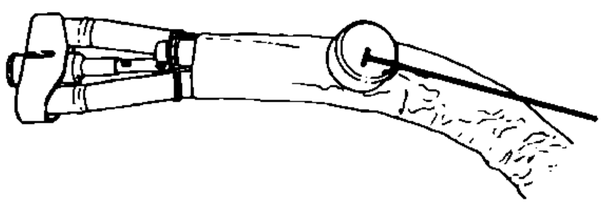
a Utlösningsskärmen utvecklas och rätar upp föraren.

Moment 8:


–0643 G–3

a Sviveln frikopplar utlösningsskärmen efter 3 s.

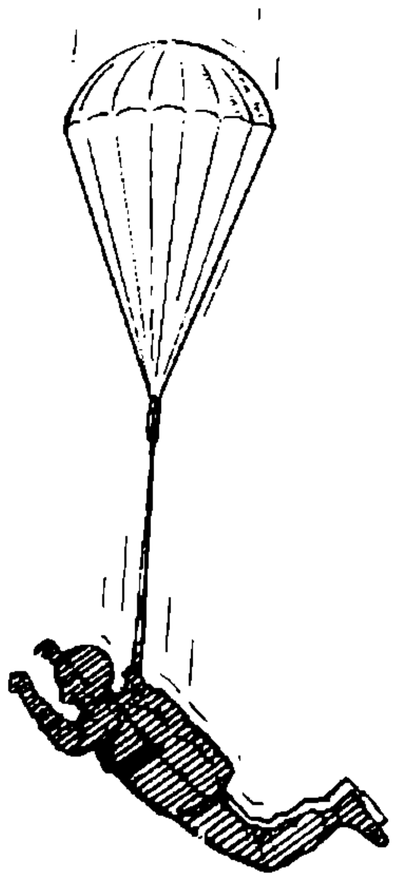
b Personstabiliserskärmen utvecklas.


–0644 R

Moment 8a:

Nödåtgärd om automatisk utlösning av syrgas inte erhålls

Nödsyrgasens utlösningshandtag dras ut.

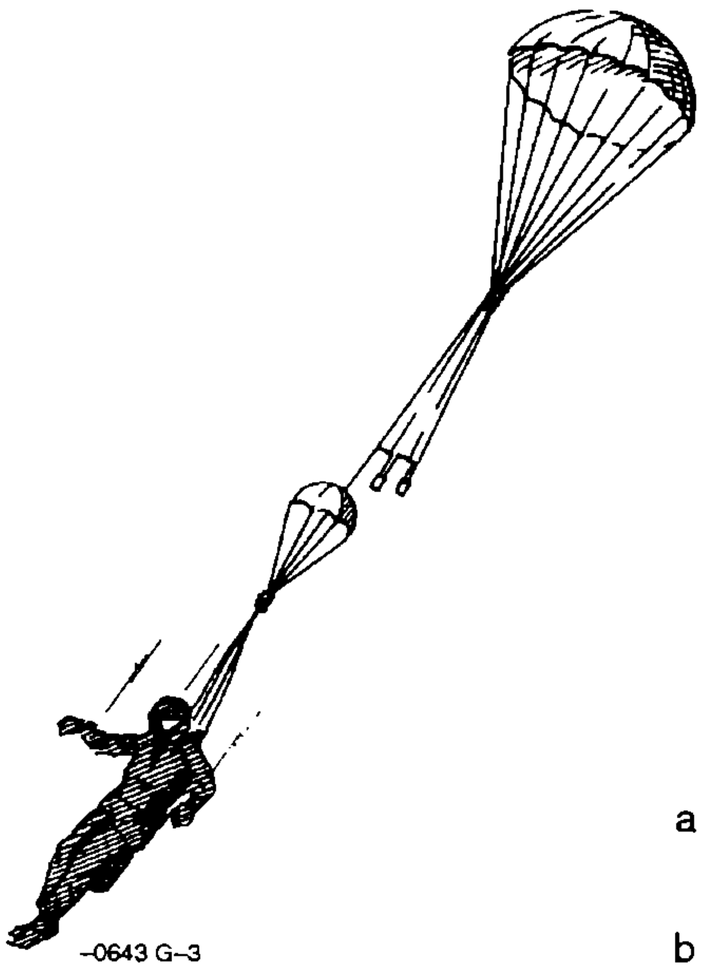

–0643 E–7

Moment 9:

a Stabiliserat fall till 3000 m.

6.2 Passage av 3000 m

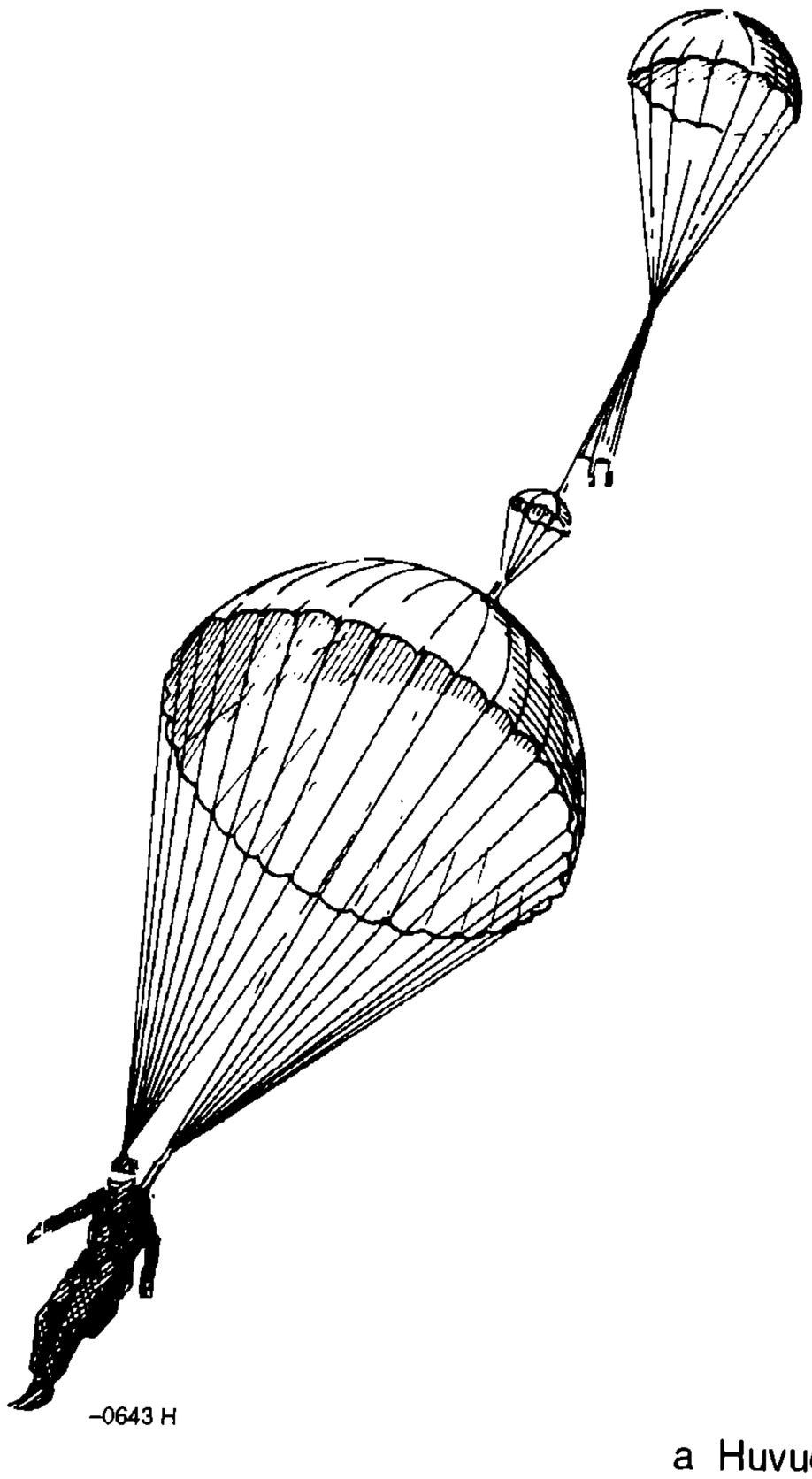
Moment 10:


–0643 G–3

a Infästningslåsen för personstabiliserskärmen lossnar efter 0,8 s. Föraren faller därvid "fritt" tills

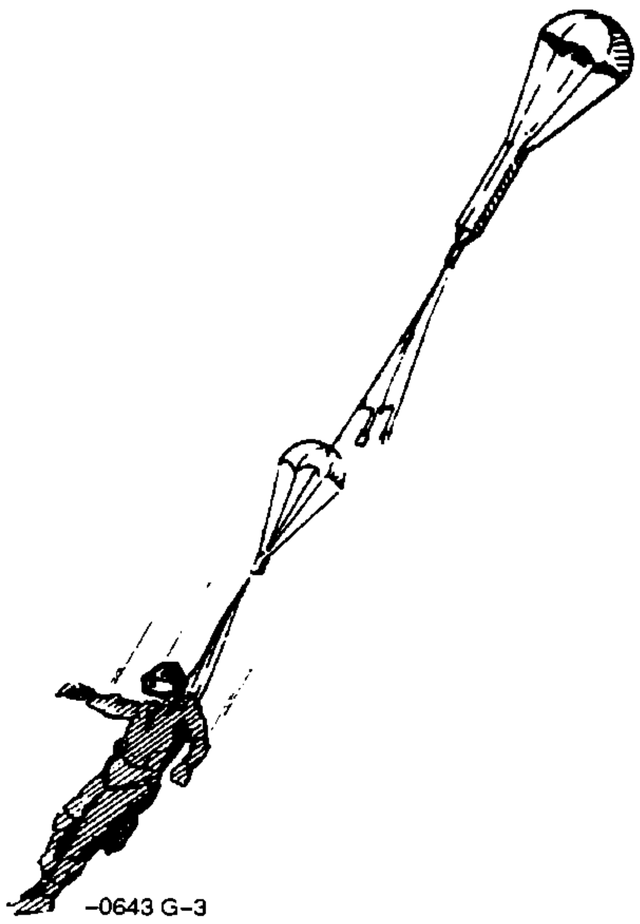
b personstabiliserskärmen drar ut huvudskärmen.

Moment 11:


–0643 H

a Huvudskärmen utvecklas.

6.3 Utskjutning under 3000 m


–0643 G–3

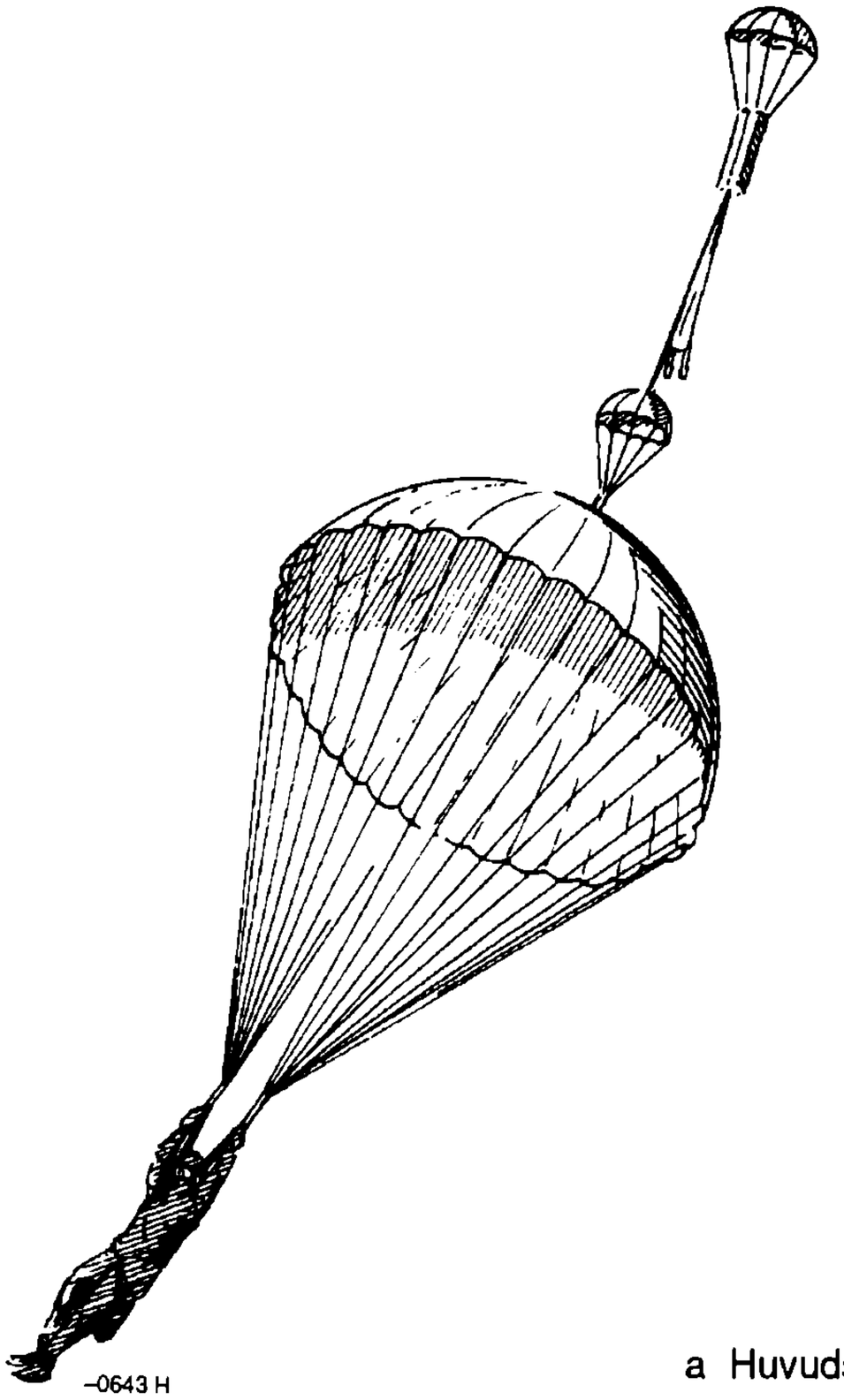
(Momenten 1 — 7 är desamma som ovan).

Moment 8:

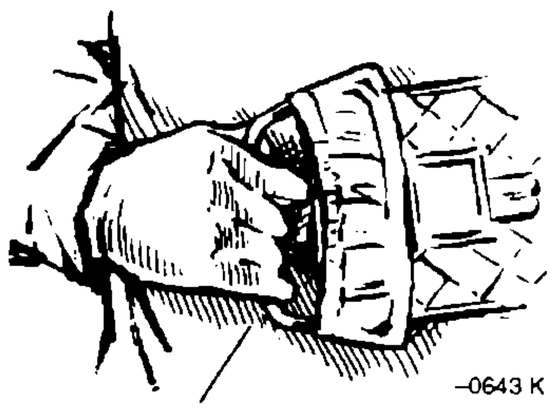
a Infästningslåsen för utlösningsskärmen lossnar 0,8 s efter det att huvudskärmens automatiska utlösningssystem initierats (moment 6).

b Utlösningsskärmen drar ut huvudskärmen.

Moment 9:


–0643 H

a Huvudskärmen utvecklas.



Moment 9a 11a:

Nödåtgärd om huvudskärmen inte automatiskt utvecklas vid passage av 3000 m (Parenteserna anger uthopp under 3000 m)

Fallskärmens reservutlösningshandtag dras ut, vilket resulterar i följande:

a Utdragslinan mellan personstabiliserskärmen (utlösningsskärmen) och huvudskärmen kapas.

b Infästningslåsen för personstabiliserskärmen (utlösningsskärmen) öppnas varvid föraren faller "fritt" medan

c hjälpskärmen drar ut huvudskärmen.

d Huvudskärmen utvecklas.

Denna nödåtgärd föreskrivs som komplement även vid (till synes) felfri funktion. Se SFI Del 2 Kap III.

6.4 Landning i vatten

Vid landning i vatten blåses flytvästen (Ft 8) upp automatiskt, varvid föraren vänds rätt.

Nödutrustningspacken är ansluten till flytvästen med en fånglina. När föraren frigör sig från selen och drar i fånglinan öppnas packen och livbåten blåses upp automatiskt.

Fallskärmens kalottlinor kan trassla in sig i benfixeringslåsen, vilka sitter kvar i flygkängornas sporrar.

Pingsändaren, som avger ultraljud, startar så snart stolen hamnat i vatten och möjliggör på så sätt lokalisering med hjälp av speciella mottagare.

Miljösystem

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Luftsystem	3
2.1	Uppbyggnad och arbetssätt	4
2.1.1	Matningskrets	4
2.1.2	Kabinluftskrets	5
2.1.3	Elektronikkylkrets	6
2.1.4	Övertrycks– och kylkrets	6
2.1.5	Luftförsörjning från BRAGG	6
2.1.6	Tryckreglering	7
2.1.7	Frontrutespolning	8
3	Syrgassystem	12
3.1	Uppbyggnad och arbetssätt	12
3.1.1	Reglerfunktioner	13
3.2	Funktionsfel	14
3.3	Funktionskontroll	14

Bilagor

1	Avvikelser

Bilder

		Sida
1	Luftsystem, blockschema	3
2	Diagram över kabintryckets variation med flyghöjden	7
3	Luftsystem, principschema	9
4	Miljösystemets manöver– och indikeringsorgan	11
5	Syrgassystem, blockschema	12

1 Allmänt

Flygplanets miljösystem har till uppgift att skapa den miljö, som krävs för föraren samt för den elektroniska utrustningens och vissa andra apparaters funktion.

Systemet utgörs av ett luftsystem och ett syrgassystem.

2 Luftsystem

Luftsystemet, se Bild 1, indelas i matningskrets, kabinluftskrets, övertrycks– och kylkrets samt elektronikkylkrets.

Systemet matas med hetluft från gasgeneratorns kompressor. Denna luft kyls därefter i ett kylsystem, som använder dels luft från fläktluftskanalen, dels rammluft som kylmedium. Efter kylsystemet fördelas luften till kabinen och elektronikutrustningen samt till vissa andra utrymmen och utrustningar för att åstadkomma temperering och tryckhållning.

Anm
Under vissa förhållanden (flygfall) uppstår "puffar" i systemet. Dessa påverkar inte på något sätt funktionen och kan därför lämnas helt utan åtgärd.

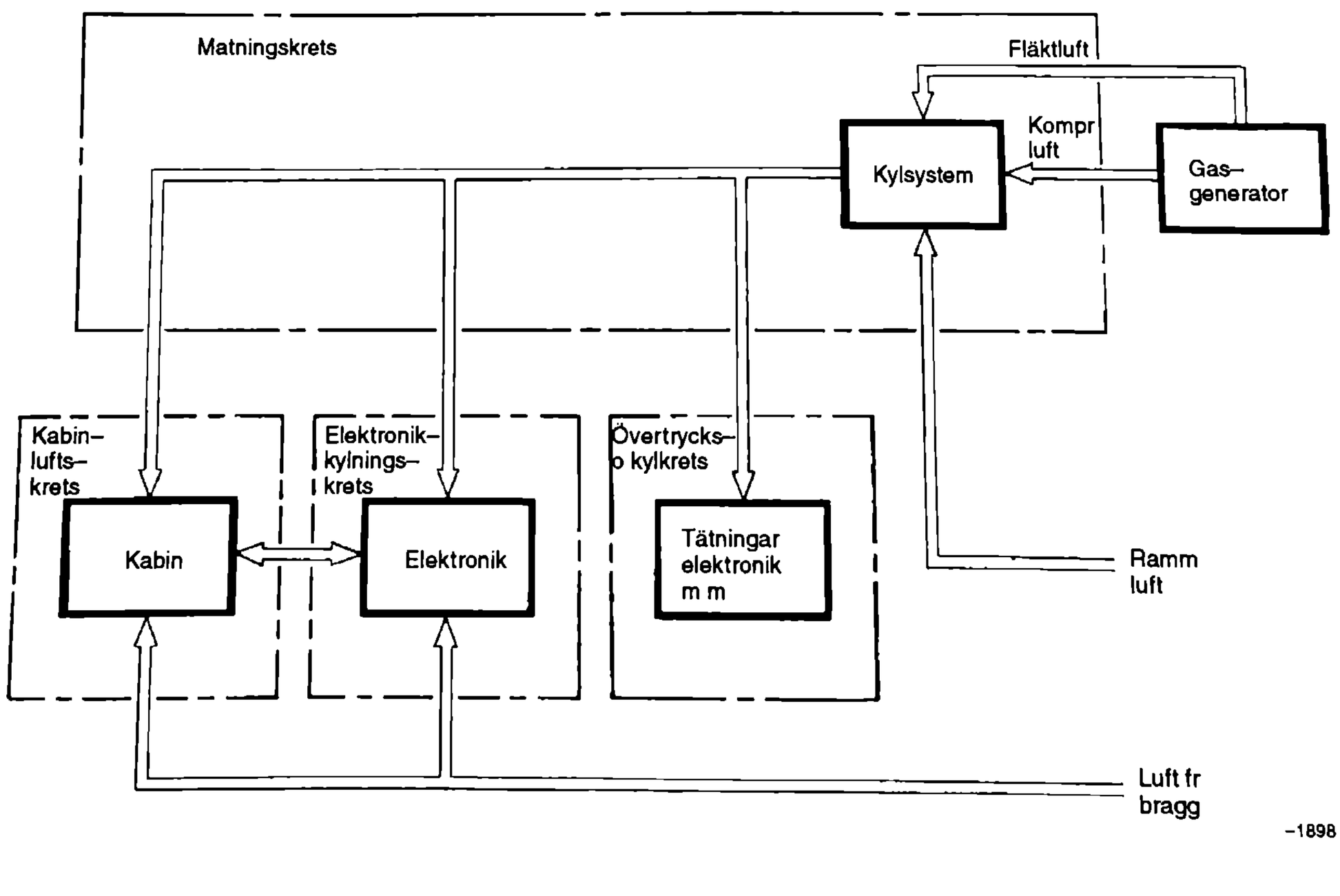


Bild 1. Luftsystem, blockschema

2.1 Uppbyggnad och arbetssätt

I luftsystemet ingår följande huvudapparater:

- Förkylare
- Primärkylare
- Sekundärkylare
- Kylturbin med kompressor
- Tertiärkylare
- Vattenavskiljare
- Ventiler och regulatorer för reglering av tryck och temperatur.

Kylningen i luftsystemet utnyttjar det faktum att luft hettas upp vid kompression och kyls vid expansion. Genom att i en värmeväxlare kyla komprimerad luft till så nära kylmediets temperatur som möjligt, och sedan låta den komprimerade luften expandera, kan man nå temperaturer som är lägre än kylmediets.

Systemets principiella uppbyggnad och arbetssätt framgår av Bild 3.

2.1.1 Matningskrets

Den heta luften som tappas från kompressorns 13:e steg kyls med luft från fläktluftskanalen i de två parallellt arbetande förkylarna.

Högtrycksluften förenar sig efter förkylarna i en gemensam ledning, vilken därefter åter grenar sig i en huvudledning och en shuntledning.

I huvudledningen finns en reducer– och avstängningsventil (3:1) och i shuntledningen en avstängningsventil (3:2). Med stängd huvudledning reduceras luftflödet genom systemet till cirka en tredjedel.

Ventilen (3:1) i huvudledningen reducerar och stabiliserar trycket i matningskretsen. För att begränsa dragkraftsförlusten vid landning stängs ventilen när landstället låst i utfällt läge. När nosstället fjädrar in öppnas ventilen åter. Vidare stängs ventilen om temperaturen vid inloppet till kylturbinens expansionsdel överstiger tillåtet värde. När denna temperatur åter sjunker öppnas ventilen igen. Detta kan medföra att kabinövertrycket pendlar, vilket indikerar att fel har uppstått i systemet. Om nödströmställaren VENTILATION ställs i läge FRÅN stängs ventilerna både i huvudledningen och i shuntledningen, så att all lufttillförsel till systemet upphör.

I primär– och sekundärkylarna kyls luften ytterligare. Kylarna arbetar med rammluft, som tas in genom ett centralt luftintag under flygkroppen. I kylarnas utlopp finns ejektorer, som suger kylluft genom kylarna då rammtrycket inte är tillräckligt. Ejektorerna matas över en avstängningsventil (3:3) som öppnas vid landning när nosstället fjädrar in och stängs vid start när huvudställen fälls in. Ventilen är dessutom öppen vid flygning med landställ infällt och indikerad fart under 350 km/h. Uppgiften om fart erhålls för detta ändamål från fenpitotsystemet.

Ovannämnda regleringar av luftavtappningen medför variationer i motorns dragkraft vid max släckt EBK (MS) enligt följande:

- Ingen förändring — vid flygning med landstället infällt och fart > 350 km/h.
- Ökning ca 3,5 % — vid landning med landstället utfällt och nosstället utfjädrat (varvtalshöjaren inkopplad, ventil 2 öppen).

- Minskning ca 2,5 % — vid landning när nosstället är infjädrat (ventil 1, 2 och 3 öppna).
- Minskning ca 2,5 % — vid flygning med landstället infällt och fart < 350 km/h (ventil 1, 2 och 3 öppna).
- Minskning ca 2,5 % — vid start, före landställsinfällning (ventil 1, 2 och 3 öppna).

Från primärkylaren avleds luft till frontrutespolningen och efter sekundärkylaren avtappas luft till övertrycks– och kylkretsen.

I kylturbinen kyls luften genom expansion och lämnar samtidigt energi för drivning av kompressorn. Den senare gör kylningen effektivare genom att den ger ett extra kompressionssteg i kedjan kompression — kylning — expansion.

Luften som passerat kylturbinen regleras till lämplig temperatur genom inblandning av varmluft som tappas av efter sekundärkylaren. Om trycket efter sekundärkylaren är för lågt används i stället varmluft som tappas av före primärkylaren. Inblandningen regleras av en reglerventil (3:4), som via en kontrollbox styrs av en termostat placerad i ledningen före tertiärkylaren. Ventilen kan dessutom påverkas av ett övertemperaturskydd i CK37. Vid övertemperatur i CK37 stängs ventil 3:4 och varmlufttillförseln upphör. Samtidigt kopplas huvudskena D växelström, huvudskena D likström och sekundärskenor A t o m E likström bort.

Det tempererade luftflödet används som kylmedium i tertiärkylaren innan det leds genom vattenavskiljaren. Därefter delas flödet upp till kabinluftkretsen och till elektronikkylkretsen.

2.1.2 Kabinluftskrets

Kabinluften tempereras genom inblandning av varmluft, som tappas före primärkylaren. Inblandningen regleras av en ventil (3:5) i varmluftsledningen. Ventilen styrs via en kontrollbox av en termostat i kabinluftsledningen, förutsatt att trelägesomkopplaren på panelen VENTILATION står i läge AUT. Härvid påverkas ventilen även av temperaturväljaren på samma panel, med vilken önskad kabininluftstemperatur kan väljas.

Vill man momentant släppa in varmare eller kallare luft än vad de automatiska regleringskretsarna ger, kan ventilen manövreras genom att trelägesomkopplaren förs till läge VARMT eller KALLT och kvarhålls i detta läge tills erforderlig omställning bedöms ha skett. Från dessa båda lägen är omkopplaren återfjädrande. Omställningstiden mellan ventilens ändlägen är ca 10 — 16 s.

En övertemperaturkrets stänger ventilen om temperaturen i kabinluftsledningen överstiger visst värde. När beredskapsaggregat (BRAGG) är anslutet stängs också ventilen, så att luft från aggregatet inte ska strömma bakvägen till gasgeneratorn.

Om fel uppstår på regleringskretsarna, kan lufttillförseln till hela luftsystemet stängas av med nödströmställaren VENTILATION.

— OBS —

Lufttillförseln får endast i en nödsituation brytas med nödströmställaren VENTILATION, eftersom luften då även stängs av till såväl elektronikkylningskretsen som till övertrycks– och kylkretsen.

Luften fördelas i förarrummet genom spridarrör utmed golvets båda sidor samt nedtill på huvens vänstra sida. Insläppet vid golvets vänstra sida kan regleras manuellt med ett reglage märkt KABINLUFT GOLV.

F
F

2

Luften till dräkten, som har gemensam temperaturreglering med kabinen, leds genom en slang till en glidkoppling, som ansluts till dräkten. Luftflödet till dräkten kan regleras från 0 till 100 % med en ventil vid dräktanslutningen.

Anm

För att undvika att ventilationsslangen kommer i vägen för landningsspaken måste slangen vid flygning utan ventilerad dräkt vara helt nerförd i sin hållare.

För att säkerställa kylningen av den elektriska utrustningen vid låg luftkapacitet, dels hos gasgeneratorn vid lågt varv och dels hos beredskapsaggregatet, stryps kabinluftsflödet till ca 30 % med hjälp av en ventil (3:6) i kabinluftskretsen. Under funktionskontroll av RADAR och ÖVRIG ELNIK, samt med flygplangeneratorn inkopplad under läge BER, är ventilen i strypt läge. Den ventilerade dräkten erhåller dock oförändrat luftflöde.

2.1.3 Elektronikkylkrets

Huvuddelen av den luft som passerar matningskretsens vattenavskiljare leds via elektronikkylkretsen till elektroniska utrustningar i samtliga tryckтäta utrymmen för kylning. För att förhindra att återstående vatteninnehåll fälls ut i apparatenheterna i elekronikutrustningen, tillförs varmluft genom en shuntledning. Dessa utrymmen står i förbindelse med övre apparatrummet, där kylluften därefter tillsammans med kabinluften strömmar ut till atmosfären genom kabintrycksregulatorn.

På grund av den begränsade luftkapaciteten, dels hos gasgeneratorn vid lågt varv och dels hos beredskapsaggregatet, minskas luftflödet till vissa, icke utnyttjade apparater genom stryp– och avstängningsventiler under skede BER och FK.

2.1.4 Övertrycks– och kylkrets

Tappning av luft från matningskretsen sker, som tidigare nämnts, efter sekundärkylaren. Denna luft kyls i tertiärkylaren och används för tryckhållning och kylning av vissa utrymmen och utrustningar. Bland annat hålls tätslangar för huv, nosdel och lucka till övre apparatrum under tryck. Tryckluften till tätslangarna släpps fram endast om huven är låst.

2.1.5 Luftförsörjning från BRAGG

Då flygplanet står i beredskap tillförs kabinluftskretsen och elektronikkylkretsen med hänsyn till elektroniken tempererad luft från ett beredskapsaggregat (BRAGG) genom en anslutning på vänster sida av flygkroppen. Luften till förarrum och dräkt leds härvid genom en elvärmare med vars hjälp temperaturen kan höjas, se Bild 3.

Elvärmaren inkopplas med vridomkopplaren BRAGG KABINLUFT VENT DRÄKT. Inkoppling är möjlig enbart under skede BER eller under funktionskontroll av MOTMEDEL.

Vridomkopplaren har åtta lägen, varav lägena 1 till 7 delar upp effekten i sju lika stora steg.

2.1.6 Tryckreglering

Då tätningen för huv, nosdel och lucka till övre apparatrum är inkopplad (huven stängd) regleras kabintrycket, dvs trycket till samtliga trycktäta utrymmen (förarrum, nosutrymme samt främre, undre och övre apparatrum), av en kabintrycksregulator. Den för tryckreglering erforderliga luften är densamma som används i dessa utrymmen för temperering och kylning. Kabintrycksregulatorn, som är placerad i övre apparatrummet, reglerar luftutsläppet från de ovannämnda utrymmena, så att ett visst övertryck relativt det omgivande atmosfärstrycket erhålls över en viss höjd, se Bild 2.

Skulle regulatorn inte fungera förhindrar en säkerhetsventil, dels att kabintrycket överstiger tillåtet värde, dels att det understiger atmosfärstrycket.

På kabinmanometern, som är ansluten till kabintrycksregulatorn, kan tryckdifferensen mellan kabintrycket och den omgivande atmosfärens tryck avläsas. På flyghöjder över ca 5000 m ska tryckdifferensen vara 0,20 — 0,24 kp/cm^2 (19,6 — 23,5 kPa).

Vid för lågt kabintryck tänds lampfältet KABINHÖJD på höger indikeringstablå och huvudvarning ges.

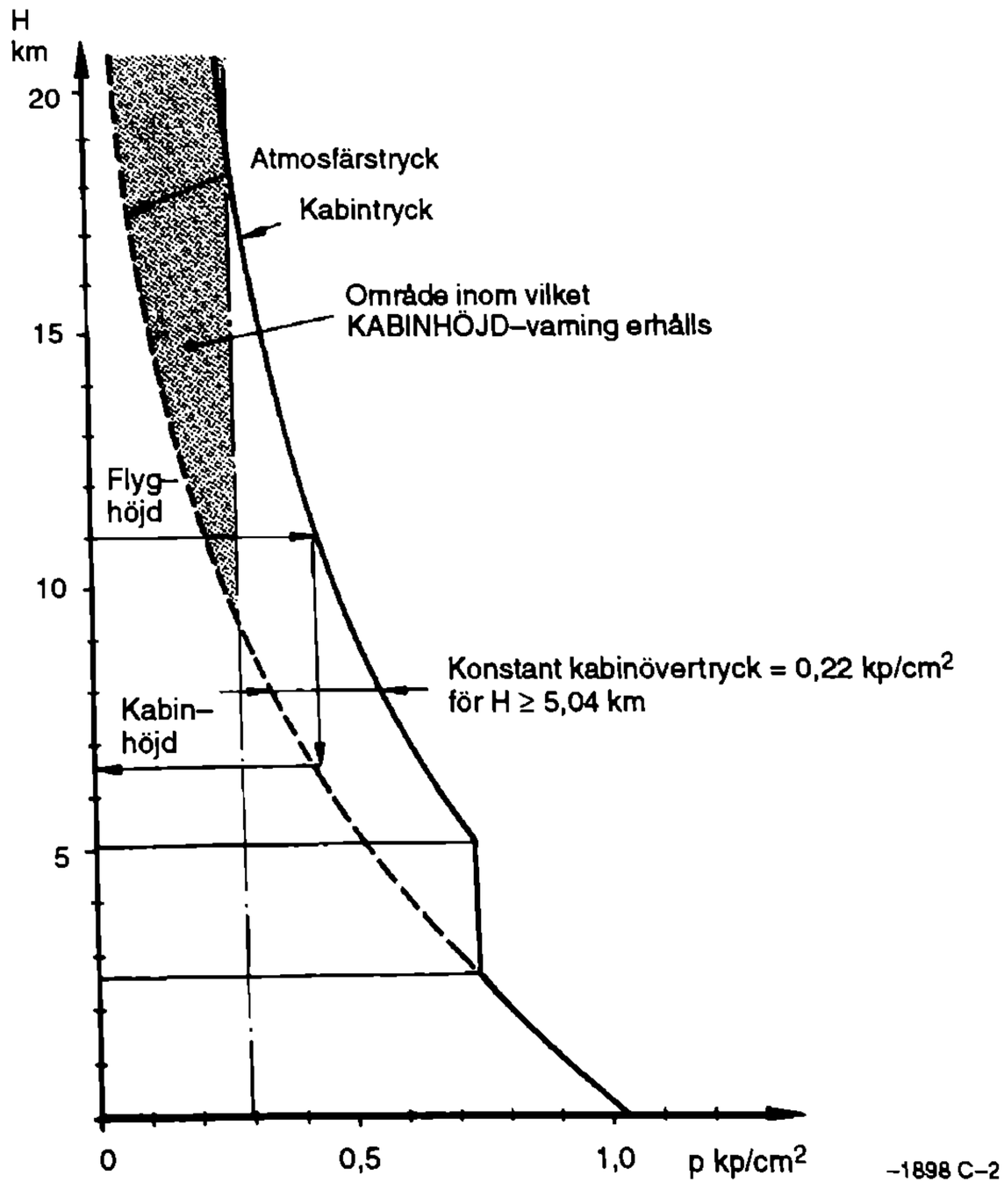


Bild 2. Diagram över kabintryckets variation med flyghöjden

2.1.7 Frontrutespolning

För att förebygga im– och isbildning på frontrutan tas het luft från primärkylaren och leds till spridarrör som fördelar varmluften över rutan. Varmluftstillförseln regleras av en servoventil, vilken betjänas med reglaget VARMLUFTSPOLNING FRONTRUTA, ställbart i fem olika lägen.

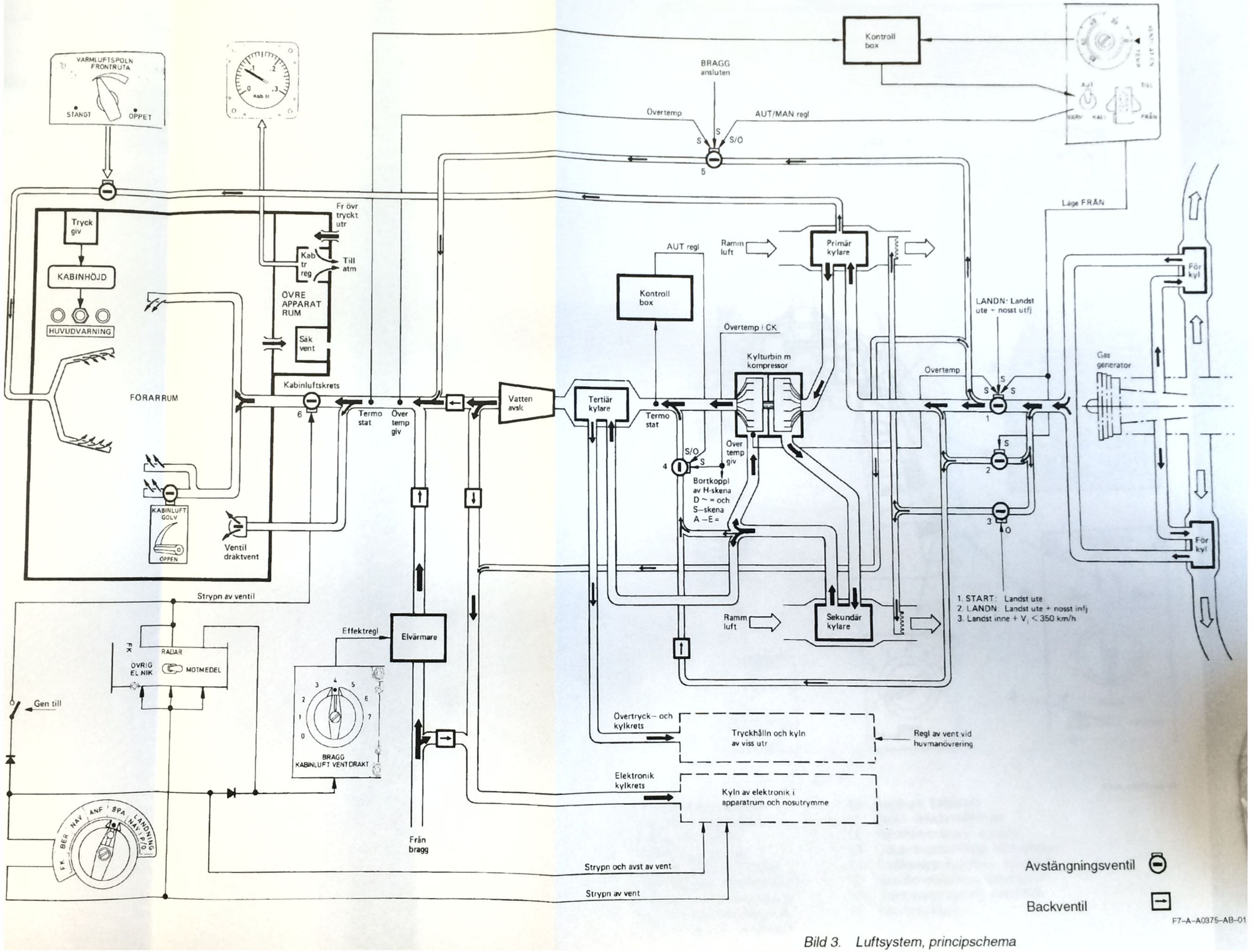
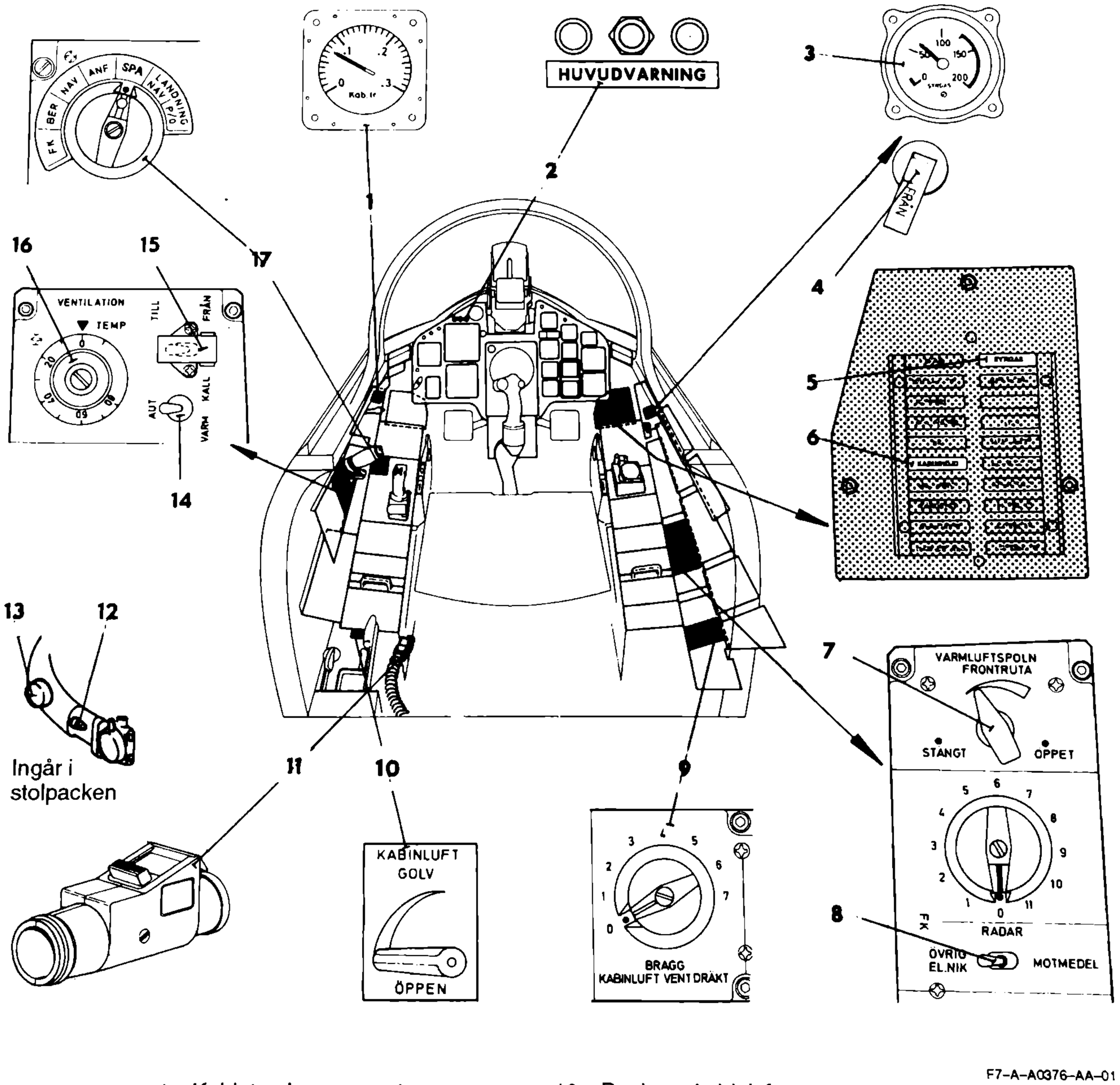


Bild 3. Luftsystem, principschema



F7–A–A0376–AA–01

1 Kabintrycksmanometer
2 Huvudvarningslampor
3 Syrgasmanometer
4 Vippreglage, syrgas
5 Indikeringsfält, SYRGAS
6 Indikeringsfält, KABINHÖJD
7 Reglage, frontrutespolning
8 Funktionskontrollväljare A
9 Vridomkopplare, elvärmare
10 Reglage, kabinluft
11 Ventil, dräktventilation
12 Funktionsväljare, syrgas
13 Utlösningshandtag, nödsyrgas
14 Trelägesomkopplare, kabinluft
15 Nödströmställare, luftsystem
16 Temperaturväljare, kabinluft
17 Skedesväljare

Bild 4. Miljösystemets manöver– och indikeringsorgan

3 Syrgassystem

Syrgassystemet förser, såväl under flygning som vid nödutsprång, föraren med syrgas–luftblandning eller, då så erfordras, ren syrgas. Vidare reglerar systemet trycket till g–dräkten.

3.1 Uppbyggnad och arbetssätt

Syrgassystemet, se Bild 5, innehåller en syrgasflaska placerad i flygplanet, från vilken syrgasen leds till syrgasenheten genom en reducer– och säkerhetsventil och en avstängningsventil. Den senare manövreras med vippreglaget på syrgaspanelen i förarrummet. Om reglaget ställs i läge FRÅN stängs syrgastillförseln av från den flygplanfasta flaskan. På samma panel finns även en manometer, som anger trycket i flaskan.

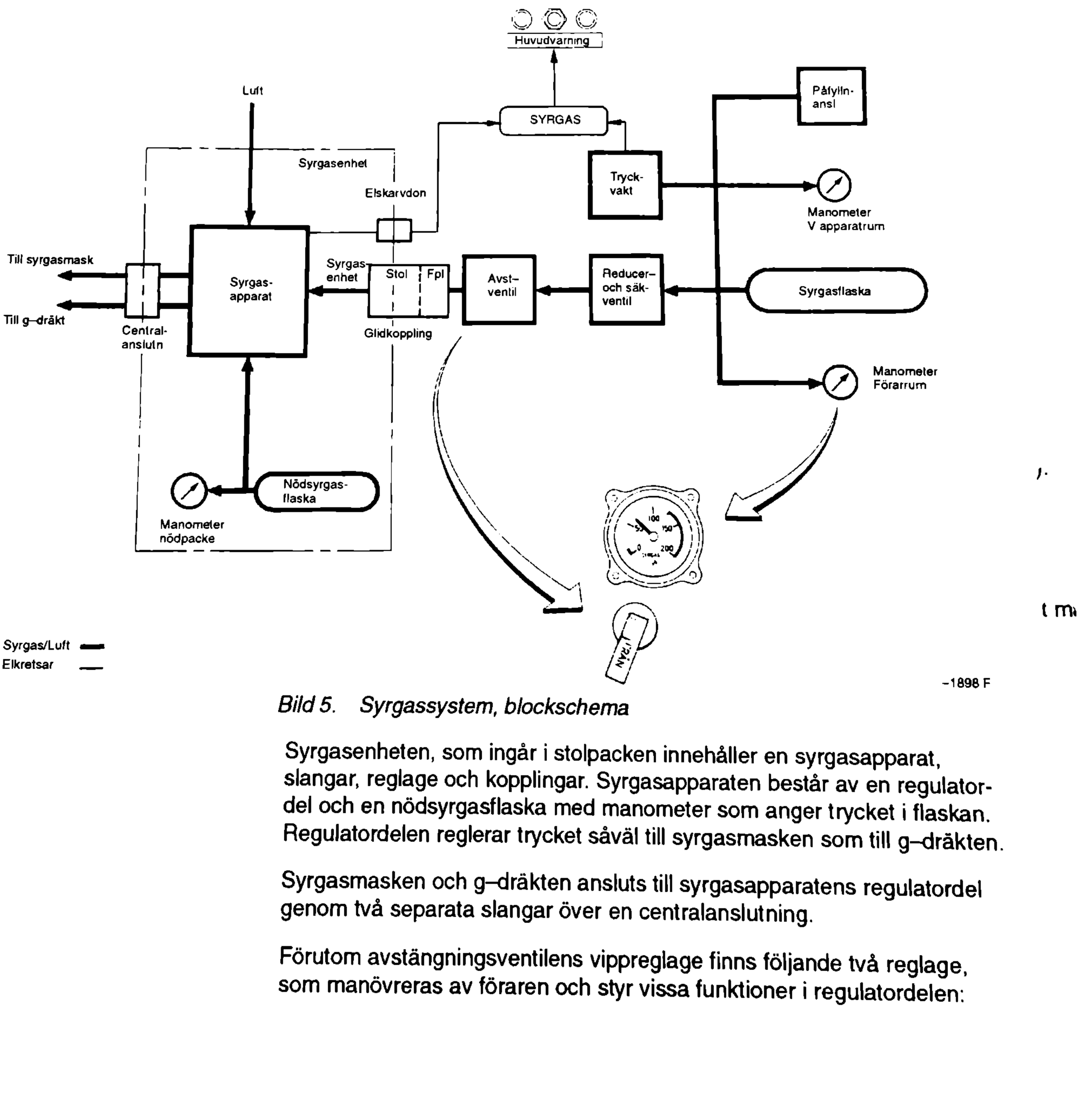


Bild 5. Syrgassystem, blockschema

Syrgasenheten, som ingår i stolpacken innehåller en syrgasapparat, slangar, reglage och kopplingar. Syrgasapparaten består av en regulatordel och en nödsyrgasflaska med manometer som anger trycket i flaskan. Regulatordelen reglerar trycket såväl till syrgasmasken som till g–dräkten.

Syrgasmasken och g–dräkten ansluts till syrgasapparatens regulatordel genom två separata slangar över en centralanslutning.

Förutom avstängningsventilens vippreglage finns följande två reglage, som manövreras av föraren och styr vissa funktioner i regulatordelen:

Funktionsväljaren (tryckreglage), som är placerad på slangknippet till höger om centralanslutningen, har tre lägen:

- Fullt utfjädrat = "normalläge", som medger luftinblandning. Röd markering runt funktionsväljaren är därvid synlig.
- Mellanläge (med spärr) = "100 % syrgas" som dock även medger lufttillförsel om syrgasen är slut eller avstängd.
- Fullt intryckt läge (återfjädrande) = "markprovläge—övertryck".

Konstruktionen är så gjord att man för att ställa om från "100 % syrgas" till "normal", måste trycka in funktionsväljaren helt (förbi inre knäppet) till "markprovläge—övertryck". Om väljaren bara skulle tryckas in till knäppet, erhålls ett visst lägre övertryck (på marken) och om väljaren då släpps kommer den att återfjädra och stanna i mellanläget "100 % syrgas".

Utlösningshandtaget till nödsyrgasflaskan (röd dragknopp för engångsmanövrering), som är placerat till höger om funktionsväljaren, har en utdragslängd av ca 1 cm med en utdragskraft av ca 100N (10 kp).

3.1.1 Reglerfunktioner

Upp till ca 6000 m kabinhöjd (ca 11000 m flyghöjd) erhålls i syrgasmasken en syrgasluftblandning, i vilken syrgashalten varierar med andningsintensiteten. Syrgashalten är dock alltid över 40 %. Vid normal andning erhålls ca 50 % syrgas, medan vid kraftig andning syrgashalten kan uppgå till 100 %. Luftinblandningen upphör automatiskt när kabinhöjden överstiger 6000 m, varvid andningsgasen utgörs av 100 % syrgas.

100 % syrgas kan erhållas även under 6000 m kabinhöjd genom att funktionsväljaren trycks in till mellanläget.

Upp till 9000 m kabinhöjd (ca 18000 m flyghöjd) doseras andningsgasen med i stort sett konstant säkerhetsövertryck 0,1 — 0,4 kPa (1 — 3 mm Hg). Över denna kabinhöjd stiger övertrycket successivt för att på 15000 m kabinhöjd nå sitt maxvärde, ca 6,7 kPa (50 mm Hg), vilket inträffar om kabinövertrycket helt förloras (kabinhöjd blir = flyghöjd).

G–dräkten erhåller tryck (syrgas–luftblandning) vid g–belastning över nom 1,8 g. G–tryckets storlek är en funktion av g–belastningens storlek upp till nom ca 4,0 g, varöver trycket håller sig konstant på 36 kPa (0,37 kp/cm^2).

Fyllnadstiden är beroende av g–tillväxten, men vid snabb g–tillväxt maximalt 4,5 s.

G–dräkten fungerar även som dekompressionsskydd och får härvid tryck som funktion av andningsövertrycket vid kabinhöjd över ca 6000 m. Dräkttrycket blir ca 3 ggr andningsövertrycket. Först över kabinhöjd 9000 m (= ca 18000 m flyghöjd) börjar dock dräkttrycket stiga så mycket att det blir märkbart, även med intakt kabinövertryck.

När flygplanets syrgasförråd är slut eller avstängningsventilen är frånslagen, samt när nödsyrgasflaskan efter utlösning tömts, erhålls luft vid inandning, oberoende av funktionsväljarens inställning ("normal" eller "100 %"). Inträffar detta på låg höjd märks dock ett inandningsmotstånd som kan kännas besvärande. Detta motstånd — ca 2 kPa (15 mm Hg) vid marken — är dock så avpassat att andningsverksamheten hos en medvetslös inte hindras.

3.2 Funktionsfel

Felfunktioner i syrgassystemet indikeras genom att lampfältet SYRGAS på höger indikeringstablå tänds och huvudvarning ges. De fel som kan indikeras är lågt övertryck i ledningen till syrgasmasken och lågt tryck i flygplanets syrgasförråd. Övertrycket i ledningen till syrgasmasken mäts vid syrgasapparaten och ska vara minst 0,1 kPa över kabintrycket. Observera att det inte är säkert att man får någon varning för t ex läckage vid centralanslutningen. Trycket i syrgasförrådet mäts vid den flygplanfasta syrgasflaskan och ska vara minst 4,0 MPa (normalt fylls flaskan till ca 12,5 MPa). Eftersom g–dräktsfunktionen börjar avta vid ungefär 1,5 MPa, erhålls alltså varningen i god tid innan.

Nödsyrgas från flaskan i stolpacken kan kopplas in med utlösningshandtaget på slangknippet, varvid ett kontinuerligt syrgasflöde förbi regulatorn till syrgasmasken erhålls. Eventuell syrgasvarning kommer inte med säkerhet att upphöra vid utlösning av nödsyrgasen. Funktionen är beroende av flyghöjd och andningsflöde samt även av en i varningssystemet inbyggd fördröjning. Vid hög höjd och lugn andning kommer lampan sannolikt att slockna. Vid låg höjd och häftig andning kommer lampan sannolikt att lysa eller blinka. Utlösning av nödsyrgas medför en viss höjning av andningsövertrycket men ger inget för föraren särskilt märkbart övertryck. Vid nödutsprång sker automatiskt inkoppling av nödsyrgas till både syrgasmask och g–dräkt och regleringen sker i enlighet med normalfunktionen, se ovan.

3.3 Funktionskontroll

Genom att funktionsväljaren invid centralanslutningen trycks in helt kan övertrycksfunktionen provas. Övertrycket i syrgasmask och eventuell hjälmblåsa ska härvid uppgå till ca 3,3 kPa (25 mm Hg) samtidigt som g–dräkten fylls och får ett betydligt högre tryck. Kontrollen kan utföras endast på kabinhöjd under ca 3000 m. Syrgasapparatens g–trycksfunktion kan inte provas utan verklig g–belastning under flygning.

Avvikelser

Omodifierade flygplan har följande avvikelser.

3 Syrgassystem 3.2 Funktionsfel	Tryckvakt för indikering av lågt tryck i syrgasförrådet saknas. Ingen varning erhålls för försämrad g–dräktsfunktion. (Ref TOMÄ 37–432–Ä1382)

Landställ

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	In– och utfällning av landställen	3
2.1	Landningsreglage	3
2.2	In– och utfällning	5
2.3	Reservutfällning	5
2.4	Indikering	5
2.5	Funktionskontroll	6
3	Hjulbromssystem	8
4	Noshjulsstyrning	9

Bilder

		Sida
1	Tippvinkelbegränsning i samband med landning	3
2	Landningsreglage, översikt och princip	4
3	Landställsindikering, exempel	7
4	Bromstrycksmanometer	8

1 Allmänt

Landställen utgörs av ett nosställ och två huvudställ. Nosstället är försett med dubbla sidplacerade hjul och fälls in framåt–uppåt i nosställsrummet. Varje huvudställ har dubbla hjul placerade i tandem och fälls in inåt–uppåt i huvudvingen.

Tippvinklar då bukfenan respektive stjärtkonen tar i marken vid landning och aerodynamisk bromsning framgår av Bild 1. Vinkeln 14° representerar helt infjädrade huvudställ och 20,5° helt utfjädrade ställ. Under aerodynamisk bromsning är huvudställens stötdämpare delvis infjädrade varför risk finns att bukfenan, alternativt stjärtkonen, släpar i banan vid anfallsvinklar över 16°.

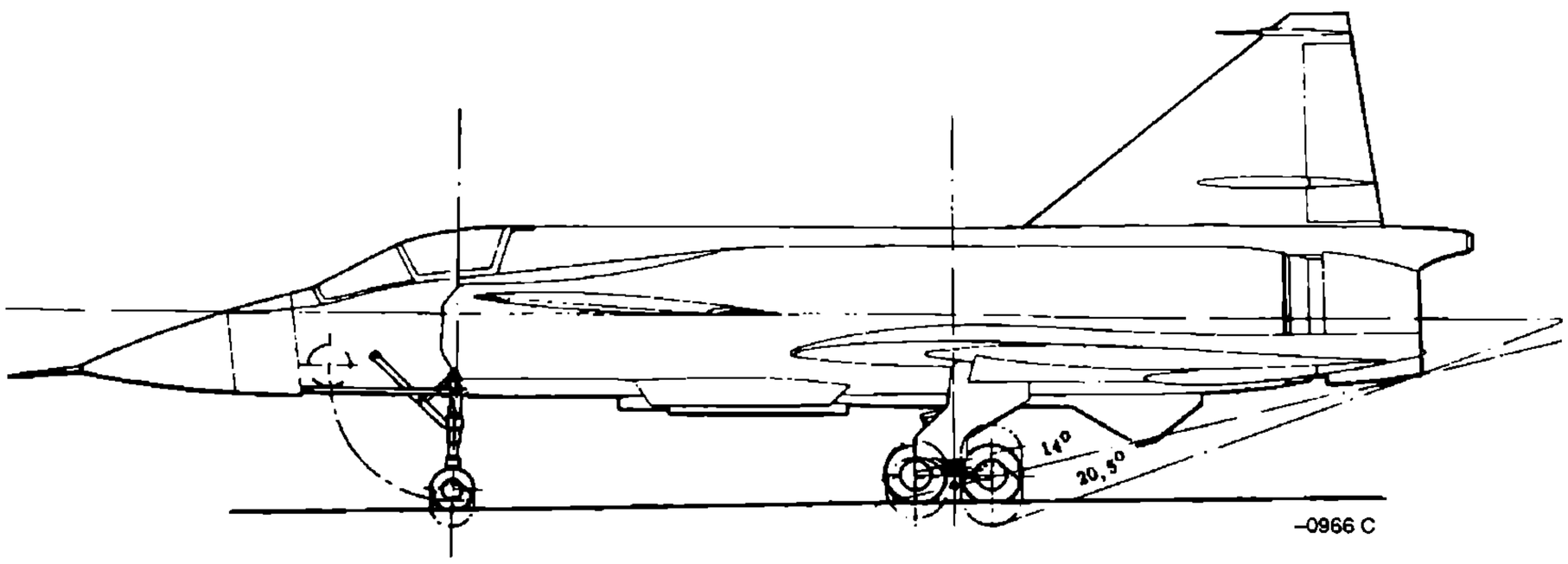


Bild 1. Tippvinkelbegränsning i samband med landning

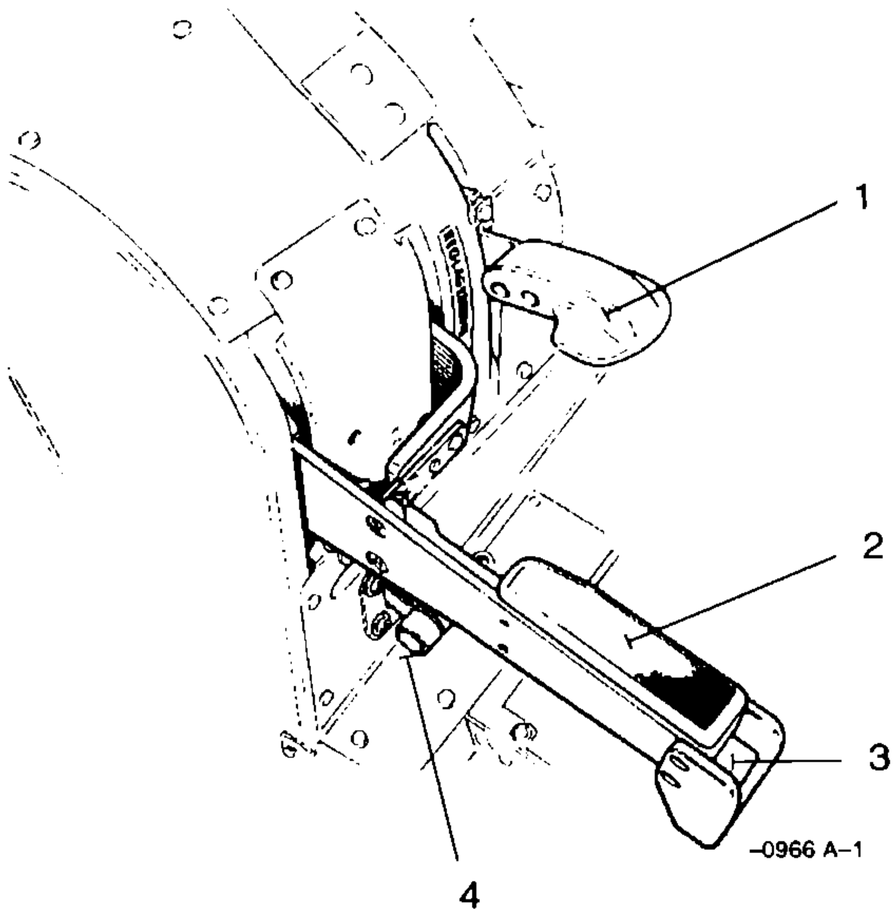
2 In– och utfällning av landställen

2.1 Landningsreglage

Landningsreglaget, se Bild 2, består av ett landställsreglage, linor och länkar för manövrering av landställ och nosvingeklaffar. Dessutom ingår i landningsreglaget ett elektriskt manöverdon, från vilket logiksignaler avges, som möjliggör för följande system att känna av landställsreglagets läge:

AFK
CK
Reversering
Tertiärluftslucka
Luftintagstätning
Rollväxel
Högalfavarning
Reservutfällning av landställ

Användningen av dessa logiksignaler redovisas i respektive delsystemavsnitt.



1 Reglagebromsspak
2 Landställsreglage
3 Tummanövrerad lägesspärr
4 Nödfrigöringsreglage för landställsreglage

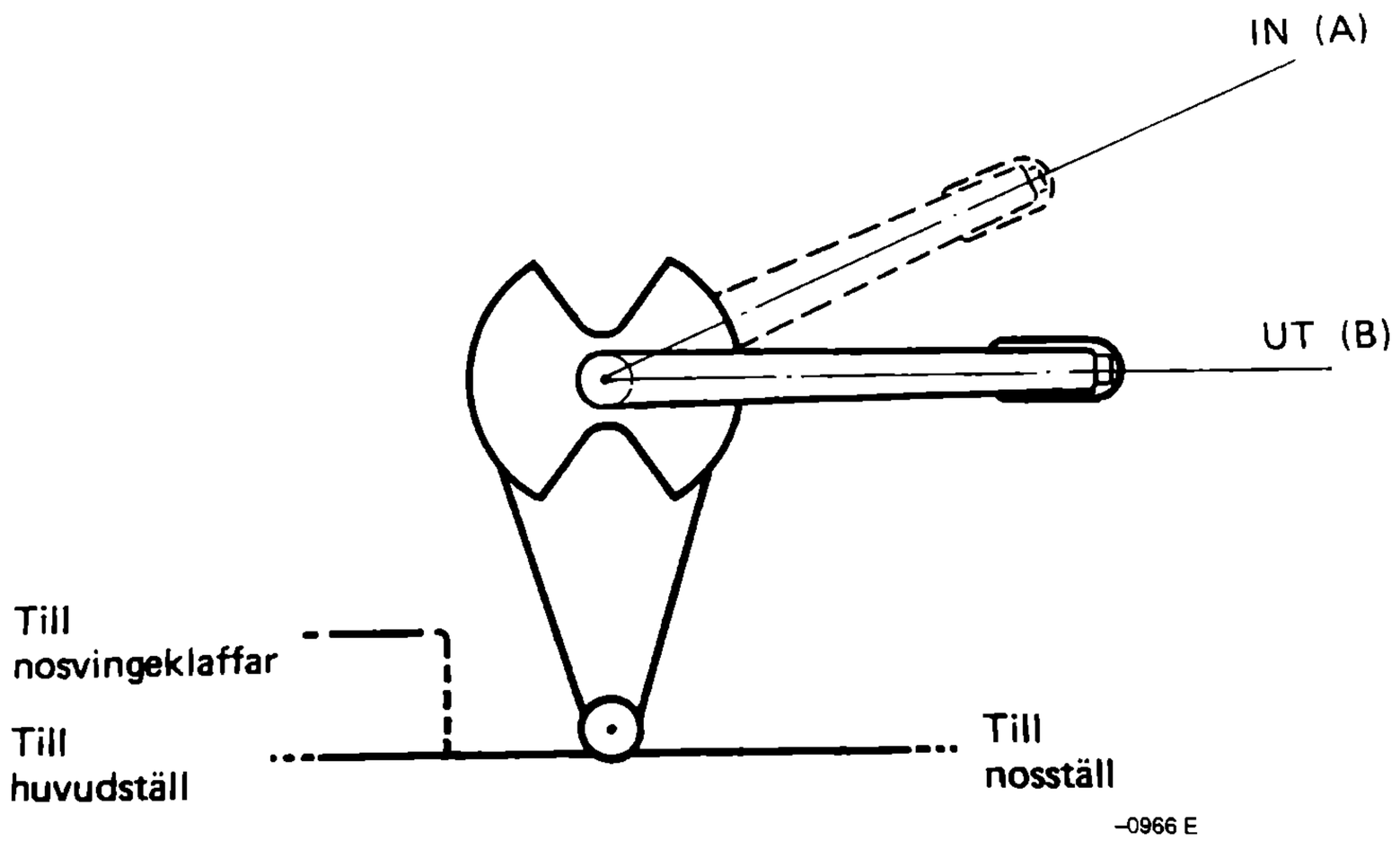


Bild 2. Landningsreglage, översikt och princip

Landställsreglaget kan ställas i två lägen, vilka ger följande funktioner på landställ, nosvingeklaffar och AFK:

LÄGE IN (A)	Övre spakläget. Landstället infällt, nosvingeklaffarna uppfällda –4° eller –7° beroende på lastalternativ, samt AFK mod 1 (fart 550 km/h).
LÄGE UT (B)	Nedre spakläget. Landstället utfällt, nosvingeklaffarna nedfällda +30°, samt AFK mod 2 (α12°).

Landningsreglaget innehåller nedanstående mekaniskt och/eller elektriskt manövrerbara spärrar, som måste föras undan innan landställsreglaget kan manövreras.

- Tummanövrerad mekanisk lägesspärr, som håller kvar landställsreglaget i inställt läge. Är lägesspärren inte helt i ingrepp lyser lampfältet LANDSTÄLL på vänster indikeringstablå.

- Mekanisk spärr, som påverkas av gasspaken och som omöjliggör infällning av landställen (rörelse UT till IN) om gasspakens läge motsvarar varvtal mindre än ca 85 %.

- Elektromekanisk spärr som förhindrar landställutfällning (spärrar landställsreglaget i läge IN) vid fart över 620 — 700 km/h eller machtal över 0,65. Uppgift om machtal och fart erhålls från luftdataenheten respektive fenpitotsystemet. För att möjliggöra utfällning vid fel på nämnda informationer kan denna spärr frigöras manuellt genom att reglaget 2:4 dras uppåt. Härvid hakas spärren upp i frigjort läge till dess utfällningsrörelse skett.

2.2 In– och utfällning

In– och utfällning av landställen, vilket tar 6 — 8 s, sker normalt på hydraulisk väg med tryck från hydraulsystem 1.

Nos– och huvudställen låses mekaniskt i såväl infällt som utfällt läge. Vidare påverkas landställen i båda lägena av hydraultrycket. I infällt läge är av utrymmesskäl huvudställens stötdämpare hopdragna.

Varje ställ täcks i infällt läge av två luckor. Nosställsluckorna och de inre huvudställsluckorna är hydrauliskt manövrerade medan de yttre huvudställsluckorna är kopplade till ställen.

Av aerodynamiska skäl, samt för att begränsa nedsmutsningen av landställsrummen vid rullning på marken, fälls de inre huvudställsluckorna automatiskt in när ställen har fällts ut. Luckorna stör dessutom i utfällt läge radarhöjdmätarens funktion.

2.3 Reservutfällning

Vid tryckbortfall i hydraulsystem 1 kan landställen reservutfällas med landställsreglaget. Landställens och luckornas inlås manövreras alla (utom ett) mekaniskt via linor och stötstänger, och kan därför låsas upp på ordinarie vis genom att landställsreglaget förs till läge UT. Det hydrauliskt manövrerade inlåset intar automatiskt upplåst läge när hydraultrycket sjunker.

De inre huvudställsluckorna öppnas med tryck från hydraulsystem 2 via ett par beredskapscylindrar och hålls sedan kvar i öppet läge efter att huvudställen fällts ut. Huvudställen fälls ut av sin egen tyngd och av den lagrade tryckenergin i de hopdragna stötdämparna.

Nosstället och nosställsluckorna fälls ut av sin egen tyngd och av luftkrafterna.

Samtliga ställ låses i utfällt läge av fjäderkraften i upplåscylindrarna.

2.4 Indikering

Landställens låsning samt in– och utfällningsförlopp indikeras av lampfälten NOSSTÄLL, V STÄLL, H STÄLL och LANDSTÄLL på vänster indikeringstablå.

Indikeringskretsarna för lampfälten NOSSTÄLL, V STÄLL och H STÄLL är dubblerade. För vardera huvudstället och för nosstället finns sålunda ett lampfält om två lampor. Lampfälten lyser med fast grönt sken då ställen är låsta i utfällt läge.

Lampfältet LANDSTÄLL kan lysa med fast eller blinkande orange sken. Vid blinkande karaktär ges även huvudvarning. Lampfältet lyser med fast sken när landställen är under in– eller utfällning. Det övergår dock till blinkande sken om ställen inte låsts i in– respektive utfällt läge inom 10 s. Dessutom tänds lampfältet om den tummanövrerade lägesspärren inte går i ingrepp i respektive läge. Lampfältet lyser härvid med fast sken under 10 s, varefter karaktären blir blinkande.

Lampfältet LANDSTÄLL lyser också om landställsreglaget är i läge IN när flygplanet står på marken. Detta som varning för att landställsreglaget därvid är i ett sådant läge att vådainfällning kan ske när hydraulsystem 1 trycksätts. Lampfältet lyser med fast sken under 10 s varefter karaktären blir blinkande och huvudvarning ges. Lampfältet släcks när landställsreglaget förs till läge UT.

Lampfältet LANDSTÄLL står även i förbindelse med luftdataenheten, vilken tänder lampfältet med blinkande sken vid infällda landställ när farten understiger 375 km/h, flyghöjden (H_M) understiger 1500 m och gasspaksläget motsvarar varvtal < ca 90 %. Samma indikering erhålls även vid infällda landställ och gasspaksläge motsvarande < ca 90 % varvtal om fel uppstår på luftdataenheten (signalen LDOK upphör). Om landställsreglaget ställs i läge UT när ovannämnda indikering erhållits upphör huvudvarningen och indikeringen sker i enlighet med vad som beskrivits ovan under utfällning.

Exempel på olika indikeringskombinationer och hur dessa tolkas framgår av Bild 3.

2.5 Funktionskontroll

När landstället är utfällt kan strömställaren KONTROLL användas bl a för att kontrollera indikeringsströmställarna för infällt landställ. Om någon av dem felaktigt står kvar i påverkat läge, tänds lampfältet LANDSTÄLL när strömställaren KONTROLL hålls intryckt. Efter 10 s erhålls blinkande sken. Vid kontrollen är den optiska och akustiska huvudvarningen bortkopplad.

Felaktigt läge på någon av strömställarna kan, beroende på vilken strömställare som felat, ge felaktiga funktioner i följande system (jfr respektive delsystemavsnitt):

- Bränslesystem — flödesfördelare, lampfält BRÄ UPPF och BRÄ < 24.
- Belysning — taxiljus.
- Motmedel.

Indikeringstablå	Lampfälten anger:
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	Samtliga ställ är låsta ute
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	a. Pågående in– eller utfällning [1] b. Lägesspärren är ej i ingrepp [1] c. Landstället infällt vid fart < 375 km/h, höjd < 1500 m och gas–spaksläge < 90% varvtal [2] d. Landstället infällt vid luftdatafel och gasspaksläge < 90% varvtal [2]
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	Samtliga ställ och luckor är låsta inne. Ett eller flera av följande villkor är uppfyllda: fart > 375 km/h, höjd > 1500 m eller gas–spaksläge > 90% varvtal
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	Nosstället är ej låst ute (lampfältet NOSSTÄLL är helt släckt) [1] Övriga ställ betraktas som låsta ute
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	Fel på indikeringssystemet (i ett lampfält lyser endast en av lamporna) Samtliga ställ betraktas som låsta ute.
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	a. Lägesspärren är ej i ingrepp [1] b. Landställsreglaget är i läge IN när fpl står på marken [1] Samtliga ställ betraktas som låsta ute
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	Fel på indikeringssystemet (i ett lampfält lyser endast en lampa). Lampfältet LANDSTÄLL är tänt [1] pga något av följande: fel i indikeringssystemet, lägesspärren ej i ingrepp eller landställsreglaget i läge IN på marken Samtliga ställ betraktas som låsta ute.
LANDSTÄLL NOSSTÄLL V STÄLL H STÄLL	Fel på indikeringssystemet (lampfältet LANDSTÄLL är släckt trots helt släckt lampfält NOSSTÄLL) Nosstället betraktas som ej låst ute Övriga ställ betraktas som låsta ute

Typexempel

[1] Lampfältet LANDSTÄLL tänds med fast sken vilket efter 10 s övergår till blinkande sken och huvudvarning
[2] Lampfältet LANDSTÄLL tänds med blinkande sken och huvudvarning

Bild 3. Landställsindikering, exempel

3 Hjulbromssystem

Samtliga huvudställshjul har individuella hydrauliska skivbromsar anslutna till hydraulsystem 1. Bromsarna manövreras med hjälp av bromspedalerna på pedalstället. Då landställen fälls in bromsas huvudhjulen automatiskt.

Varje huvudhjul är försett med en automatiskt verkande bromsregulator, vars uppgift är att förhindra att hjulet låser sig under inbromsning. För att höja effektiviteten hos bromsregulatorn samt för att en jämnare bromsverkan ska erhållas finns för varje hjul dessutom en modulator.

I samband med sättning, innan huvudställens stötdämpare har fjädrat in samt vid kraftig aerodynamisk bromsning, är de främre huvudställshjulen inte i kontakt med banan. För att förhindra att dessa hjul därvid låses genom hjulbromsning blockeras bromstrycket till dem av magnetventiler, så länge nosstället är utfjädrat.

Då bromsarna ska parkeras, trycks bromspedalerna ned, varefter parkeringsbromshandtaget dras ut. Bromsarna frigörs då bromspedalerna åter trycks ned.

Vid ett eventuellt bortfall av trycket i hydraulsystem 1 bryter en backventil förbindelsen mellan bromssystemet och hydraulsystem 1. Istället erhåller bromssystemet tryck från en tryckackumulator. Denna är dimensionerad för ca 20 maximala pumpbromsningar. Vid 100 kp/cm^2 (9,8 MPa) börjar bromsverkan att avta för att vid 55 kp/cm^2 (5,4 MPa) vara helt obefintlig.

Bromstrycksmanometern anger kvävgastrycket i tryckackumulatorn, vilket normalt är detsamma som hydraultrycket i hjulbromssystemet. Bromstrycksmanometern är graderad från 0 till 350 kp/cm^2. Normalt arbetstryck är 210 kp/cm (20,6 MPa). I förarrummet avläst bromstryck kan p g a toleranser hos hydraulpump, säkerhetsventil och manometer variera mellan 202 och 270 kp/cm^2 (19,8 — 26,4 MPa) vid ordinarie arbetstryck i hydraulsystem 1. Vid fel på tryckackumulatorn, t ex om kvävgas läckt ut så att ackumulatorns kolv bottnar, så kan manometern visa ända ner till 0 kp/cm^2 utan att det är något fel på hydraultrycket i bromssystemet.

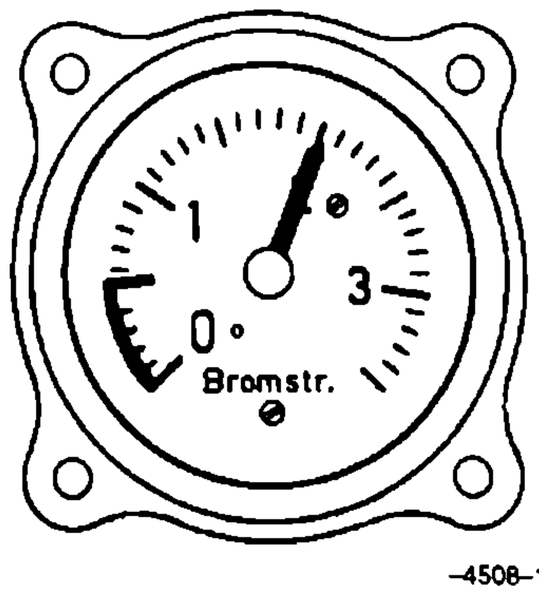


Bild 4. Bromstrycksmanometer

4 Noshjulsstyrning

Flygplanet har hydrauliskt styrbart noshjul. Styrningen sker med hjälp av sidroderpedalerna, vars rörelser förs vidare till noshjulets servo medelst länk– och hävarmar via en styrväxel. Noshjulsstyrningskretsen är ansluten till landställens utfällningskrets och erhåller därför hydraultryck enbart vid utfällda landställ.

Noshjulsstyrningen arbetar enligt direktstyrningsprincipen, dvs hjulet följer pedalernas rörelser både vid ökning och minskning av styrutslaget. Dock finns ett visst fjädrande spel mellan pedaler och servo som gör att noshjulet, då det utsätts för höga vridande moment, kan flöjla upp till ±4° från det av pedalerna bestämda utstyrningsläget. Vid fullt pedalutslag erhålls en noshjulsutstyrning av ca 30°. Vid utfjädrat nosställ påverkas styrväxeln så att rörelsen från pedalerna inte förs vidare till styrservot och noshjulet kommer därvid att neutralställas.

Styrservot har ca 10 % momentåterföring, vilket innebär att pedalerna om de är obelastade kommer att följa med i noshjulets rörelse när detta vid störningar utsätts för yttre krafter och härigenom kan föraren kontinuerligt följa upp noshjulets läge. Hålls pedalerna däremot fast, förhindras utstyrningen av hjulet, men istället kommer pedalkraften att öka till max 200 N (20 kp) utöver den kraft som pedalkraftsgivaren ger. När denna pedalkraft uppnåtts erhålls 100 % servo för att möjliggöra bland annat snäva svängar vid låg hastighet utan alltför höga pedalkrafter.

Noshjulet jazzdämpas, dels genom den förhållning som erhålls genom benets lutning och dels genom att tryckvätska tvingas passera genom ett genomströmningshål i styrservots hydraulcylinder. Genom det ovannämnda fjädrande spelet mellan hjul och pedaler medges en noshjulsflöjling av upp till ±4° utan att rörelsen förs vidare till pedalerna.

Vid bortfall av trycket i hydraulsystem 1 kommer noshjulsstyrningen inte att fungera. Vid hydraulbortfallet kommer emellertid viss oljevolym att innestängas i styrningskretsen, varvid jazzdämpningsfunktionen kvarstår.

Motor

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Gasgenerator	4
2.1	Huvudenheter	4
2.2	Gasgeneratorns bränsle– och reglersystem	6
2.2.1	Gasgeneratorpump	6
2.2.2	Bränsleinkopplingsventil	6
2.2.3	Bränsleregulator	6
2.2.4	Fördelningsventil	10
2.2.5	Spridare	10
2.2.6	GG–reglersystemets funktion	10
2.3	Indikering	12
2.3.1	Varvtalsindikering	12
2.3.2	Tryckförhållandeindikering	12
2.3.3	Utloppstemperaturindikering	12
3	Efterbrännkammare	15
3.1	Huvudenheter	15
3.2	EBK bränsle– och reglersystem	15
3.2.1	EBK–pump	15
3.2.2	Avtappningsventil	16
3.2.3	Hydraulpump	16
3.2.4	Bränsleregulator	16
3.2.5	Tändapparat	18
3.2.6	Avstängnings– och stegventiler	19
3.2.7	Spridare	19
3.2.8	Utloppsmunstycke	19
3.2.9	EBK–reglersystemets funktion	19
3.3	Indikering	20
3.3.1	Munstyckslägesindikering	20
3.3.2	EBK–zonindikering	20
4	Gasreglage	21
5	Luftavtappningssystem	22
6	Varmluftsystem	22
7	Ventilation	23
8	Hjälpapparatdrivning	23
9	Smörjsystem	24
10	Kylsystem	26
11	Brandskydd	26
11.1	Brandvarning	26
11.1.1	Brandvarning, motorrum	27
11.1.2	Brandvarning, startapparat	28

Innehåll (forts)

Sida

12 Startningssystem 31
12.1 Startapparat 31
12.2 Tändsystem 31
12.3 Motorstartning 31
12.4 Automatisk återstartning 32
12.5 Manuell återstartning 32

13 Utloppsejektor 34
13.1 Tertiärluftslucka 35

14 Dragkraftsreversering 36
14.1 Automatisk inkoppling efter förval 37
14.2 Manuell inkoppling efter sättning 38

Bilder

Sida

1 Jämförelse av prestanda för enkelströms– dubbelströmsmotor 3
2 Motor, översikt 5
3 Bränsle– och reglersystem gg, principschema 13
4 Bränsle– och reglersystem EBK, principschema 14
5 Gasspak 21
6 Hjälpapparatdrivning, blockschema 24
7 Smörjsystem, principschema 25
8 Kylsystem, översikt 26
9 Brandvarningssystem motorrum, principschema 27
10 Brandvarningssystem startapparat, principschema 28
11 Startningssystem, principschema 29
12 Utloppsejektor princip 34
13 Tertiärluftslucka, principschema 35
14 Dragkraftsreversering, princip 36
15 Dragkraftsreversering, principschema 37
16 Manöver– och indikeringsorgan, motor och AFK 40

1 Allmänt

Motor RM8A är en militär version av den civila turbojetmotorn Pratt & Whitney JT8D. Med utgångspunkt från denna grundkonstruktion har Volvo Flygmotor utvecklat en motor med större dragkraft för flygplan 37. Man har härvid bibehållit den civila motorns strömningsgeometri och infört de ändringar som varit nödvändiga, bl a ur hållfasthetssynpunkt, med hänsyn till den större dragkraften hos den militära motorn. Dessutom har motorn försetts med efterbrännkammare och nytt bränsle– och reglersystem.

Motor RM8A består av två huvuddelar, gasgenerator (gg) och efterbrännkammare (EBK), se Bild 2. Gasgeneratorn är av dubbelströmstyp, vilket innebär att luftflödet sedan det passerat de två första kompressorstegen delas upp i ett inre flöde, kompressorluftflödet, och ett yttre, fläktluftflödet. Kompressorluftflödet passerar genom låg– och högtryckskompressorerna, brännkammaren samt hög– och lågtrycksturbinerna. Fläktluften passerar genom den förlängda delen av skovlarna i de två första lågtryckskompressorstegen, vilka utgör fläkten, och leds därefter i en ringformig kanal, fläktkanalen, utanför kompressorluftströmmen. Efter turbinerna sammanförs den inre heta gasströmmen med den yttre fläktluftströmmen i diffusorn, som bildar inloppet till efterbrännkammaren.

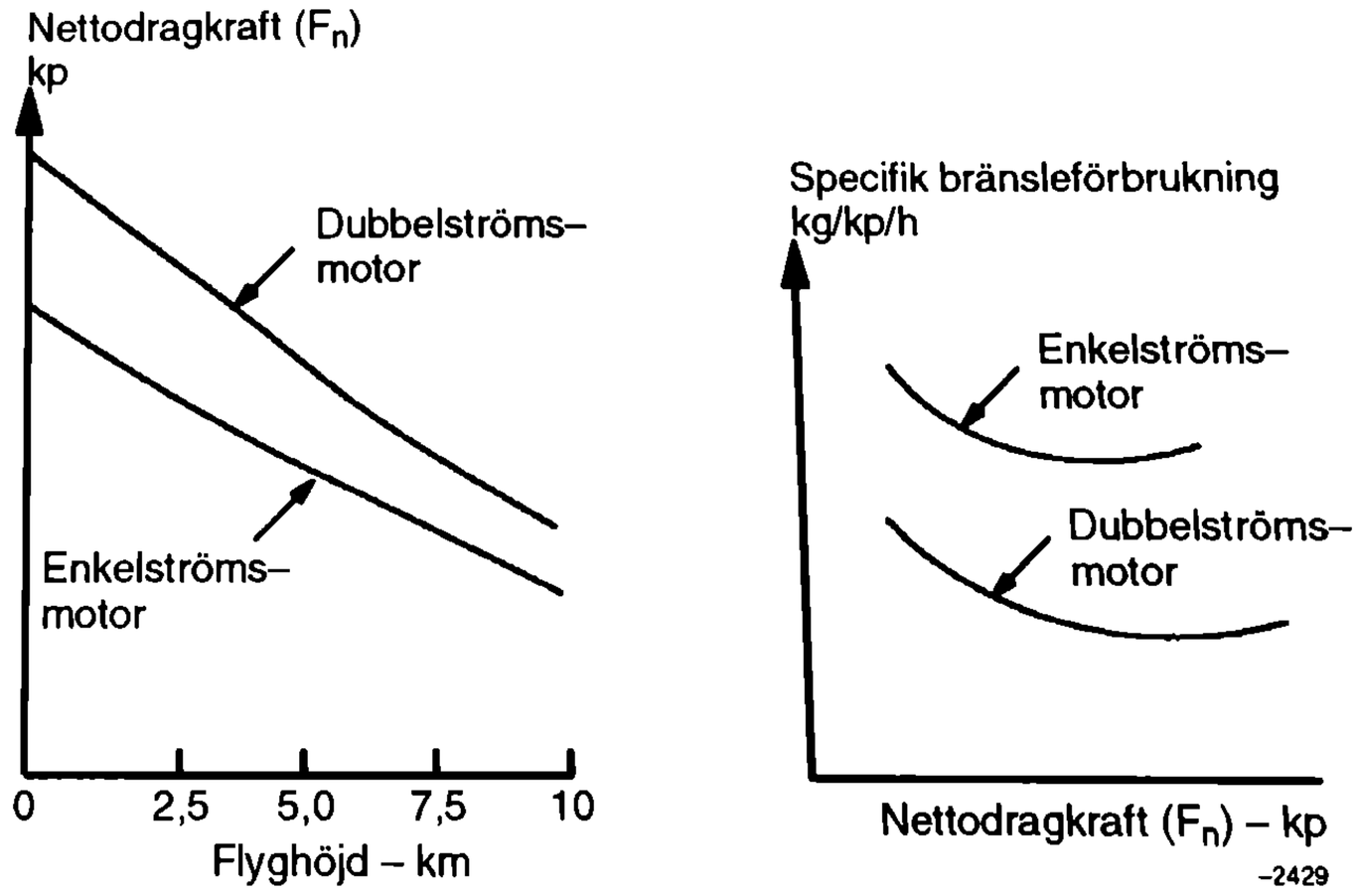


Bild 1. Jämförelse av prestanda för enkelströms– och dubbelströmsmotor. (Diagrammen är av principiell natur. Parametrarna varierar med såväl fart som höjd)

I en dubbelströmsmotor fördelas den med bränslet tillförda energin på en större luftmängd än i en enkelströmsmotor, vilket ger lägre bränsleförbrukning i förhållande till uttagen dragkraft, se Bild 1.

Fläktluftflödet ger dels ett avsevärt tillskott av syrerik luft till den heta gasströmmen dels en låg medeltemperatur före efterbrännkammaren. Denna kan därför ge ett stort dragkraftstillskott — ca 70 % vid statiska förhållan-

den. Dragkraftstillskottet från EBK för en enkelströmsmotor är av storleksordningen 30 % vid statiska förhållanden.

Förbränningen i efterbrännkammaren är uppdelad på tre zoner och dragkraften kan regleras steglöst inom varje zon. Mellan zonerna sker dock dragkraftsändringen språngvis.

Kompressorn är uppdelad på en lågtrycksdel (LT–del) och en högtrycksdel (HT–del) som roterar mekaniskt oberoende av varandra.

Nedanstående prestandatabell anger vissa data för motor vid statisk körning i provbock och med standardatmosfär (+15 °C och 101,325 kN/m^2).

Tabell 1. Prestandatabell för motor i provbock

Belastnings–förhållande	**Varvtal HT–rotor (100 % = 12278 r/m)**		**Dragkraft**		**Specifik bränsle–förbrukning**		**Nominell turbinutlopps–temperatur**	
	r/m	**%**	**kN**	**kp**	**kg / s · kN**	**kg / k_p · h**	**°C**	**P_{t7} / P_{t2}**
Max tänd EBK	11950	97,3	115,6	11790	0,0714	2,52	600	2,06
Max släckt EBK	11850	96,5	65,6	6690	0,0178	0,63	570	2,04
Max kontinuerlig	11450	93,3	56,0	5715	0,0173	0,61	530	1,88
Flygtomgång	9080	74,0	14,3	1460	0,0187	0,66	380	1,21
Marktomgång	7250	59,0	3,2	330	0,0382	1,35	280	1,02

I den efterföljande texten och på tillhörande scheman förekommer följande beteckningar och förkortningar:

B	Bränsleflöde
B/P_B	Bränsle — luftförhållande
MAV	Manöverarmsvinkel, gg bränsleregulator
P_{t2}	Totaltryck i gg luftintag
P_{t7}	Totaltryck efter turbinerna
P_B	Brännkammartryck
P_B/P_{t7}	Turbintryckförhållande (π_T)
P_{t7}/P_{t2}	Gg tryckförhållande (EPR)
T_{t2}	Totaltemperatur i gg luftintag

2 Gasgenerator

2.1 Huvudenheter

Gasgeneratorn kan framifrån räknat indelas i följande huvudenheter, se Bild 2.

Inloppsdelen inrymmer ett antal inloppsledskenor. Runt dess yttre främre del finns en luftintagstätning, vars uppgift är att på marken och vid låga farter, då undertryck råder i luftintaget, hindra luft att strömma omvänt i motorzonen, dvs i området mellan motorn och flygplanet.

Lågtryckskompressorn består av sex kompressorsteg. Efter de två första stegen, som ger tryckförhållandet 2:1, sker uppdelning på fläkt– och kompressorluftflödena. Dessa två flöden är ungefär lika stora.

Främre stativet, som innefattar motorns huvudupphängning, förbinder LT–kompressorn med HT–kompressorn och inrymmer ett antal luftavtappningsventiler.

Högtryckskompressorn består av sju kompressorsteg, som tillsammans med LT–kompressorn ger tryckförhållandet 17:1. I HT–kompressorns främre axeltapp finns uttag för hjälpapparatdrivning.

I luftfördelaren, som förbinder HT–kompressorn med brännkammarens flamrör sker tappning av högtrycksluft till flygplanets miljösystem.

Brännkammaren har nio ringformigt monterade flamrör. Två av dessa är utrustade med tändstift för tändning av gasgeneratorn. Dessutom finns i ett flamrör en sticklågetändare för tändning av efterbrännkammaren.

Turbinen är uppdelad på en 1–stegs HT–turbin, som sitter på samma axel som HT–kompressorn samt en 3–stegs LT–turbin som driver LT–kompressorn. Turbinerna liksom kompressorerna arbetar mekaniskt oberoende av varandra och har koncentriskt lagrade axlar.

Bakre stativet utgör utlopp för de två gasflödena från gasgeneratorn. Det är utformat att ge båda gasflödena en gynnsam inströmning i efterbrännkammaren.

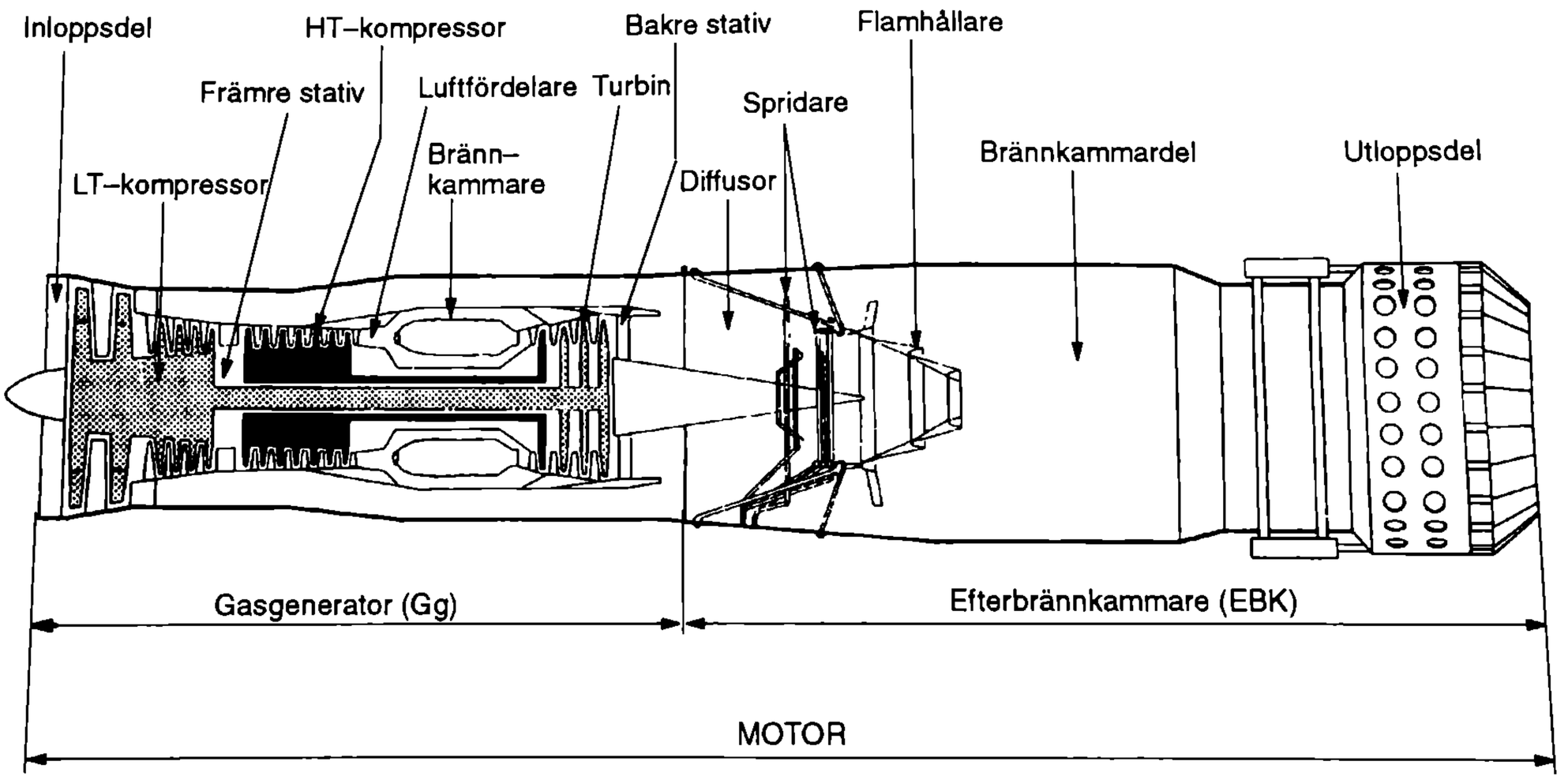


Bild 2. Motor, översikt

2.2 Gasgeneratorns bränsle– och reglersystem

Bränsleflödet till gasgeneratorns brännkammare regleras av ett hydromekaniskt reglersystem. Föraren begär via gasspaksläget en andel av den tillgängliga dragkraften. Reglersystemet ombesörjer att gasgeneratorn så fort som möjligt börjar leverera den begärda dragkraftsandelen, utan att råka i pumpning, slockna eller överhettas. Reglersystemet svarar också för att gasgeneratorn levererar den begärda andelen dragkraft oavsett förändringar i fart, höjd, lufttryck eller lufttemperatur. Sambandet mellan gasspaksläge och levererad dragkraftsandel är linjärt upp till max släckt EBK.

För samspelet mellan gasgeneratorns och efterbrännkammarens bränsle– och reglersystem sker visst informationsutbyte rörande drifttillstånd.

Den principiella uppbyggnaden av gasgeneratorns bränsle– och reglersystem framgår av Bild 3. Systemet består huvudsakligen av följande apparater:

- Gasgeneratorpump
- Bränsleinkopplingsventil
- Bränsleregulator
- Fördelningsventil
- Spridare

2.2.1 Gasgeneratorpump

Gg–pumpen utgörs av en centrifugalpump och en kugghjulspump kopplade i serie. Den är ansluten till gasgeneratorns växellåda som drivs av HT–rotorn. Pumpen lämnar ett bränsleflöde till bränsleregulatorn vilket är proportionellt mot pumpens varvtal. Eftersom motorns bränslebehov varierar vid olika flygfall kan överskottsbränsle ledas i retur från bränsleregulatorn till pumpen mellan dess centrifugal– och kugghjulssteg. Under första delen av motorns startningsförlopp återleds bränsle från bränsleregulatorn till gg–pumpen via en bränsleinkopplingsventil. Centrifugalpumpdelen levererar också bränsle till efterbrännkammarens hydraulpump och tändapparat.

2.2.2 Bränsleinkopplingsventil

I bränslesystemet ingår en bränsleinkopplingsventil, ansluten mellan bränsleregulatorns inlopp och gg–pumpen. Vid motorstart återleder bränsleinkopplingsventilen bränslet till gg–pumpen. När gasgeneratorns varvtal uppnått 11 — 16 % stoppar bränsleinkopplingsventilen återflödet samtidigt som den sluter strömmen till tändboxarna, se under Avsnitt 12 Startningssystem.

2.2.3 Bränsleregulator

Huvuddelen av bränsle– och reglersystemets funktioner inrymmes i bränsleregulatorn. Denna utgörs av en bränsleförande högtrycksdel och en hydromekanisk kalkylator. Dessutom ingår ett reservsystem (reservbränsleregulator) som är anslutet till den bränsleförande högtrycksdelen. Omkopplingen mellan huvudsystem och reservsystem utförs manuellt om fel skulle uppstå i kalkylatorn. Reservbränsleregulatorn gör det då möjligt att helt manuellt reglera bränsletillförseln till gasgeneratorn.

Gasspaken är mekaniskt förbunden med bränsleregulatorns manöverarm genom ett hävarms– och linsystem.

Anm
Manövrering av gasspaken med stillastående motor bör om möjligt undvikas för att vissa O–ringar inte ska skadas i bränsleregulatorn.

2.2.3.1 Bränsleförande högtrycksdel

Den bränsleförande högtrycksdelen har till uppgift att leda och reglera bränsleflödet, så att gasgeneratorn får rätt bränslemängd under alla driftförhållanden. Sektionen innehåller ett antal enheter som i korthet beskrivs nedan.

Servotrycksregulatorn förser såväl gasgeneratorns bränsleregulator (både bränsleförande högtrycksdelen och kalkylatorn) som efterbrännkammarens bränsleregulator med erforderligt servobränsle.

Överkopplingsventilen reglerar bränsleflödets väg endera över huvudsystemet eller över reservsystemet. Ventilen kan manövreras med hjälp av strömställaren BRÄNSLEREGL, se pos 22 på Bild 16. När denna ställs i läge MAN skiftar ventilen läge och leder bränslet över reservsystemet samtidigt som lampfältet MAN BR REG på höger indikeringstablå tänds.

Manöverventilen bestämmer bränsleflödet till spridarna. Flödet är helt proportionellt mot ventilens läge, vilket åstadkoms genom att ett konstant tryckfall hålls över ventilen. Manöverventilen får sina inställningsimpulser på mekanisk och hydraulisk väg från kalkylatorn.

Återströmningsventilen ser till att konstant tryckfall hålls över manöverventilen genom att leda tillbaka det bränsleöverskott som gasgeneratorn inte behöver till gg–pumpen. Flödet genom återströmningsventilen styrs av en tryckfallsregulator som känner av bränsletrycket före och efter manöverventilen.

Avstängningsventilen styrs på mekanisk och hydraulisk väg av gasspaken via bränsleregulatorns manöverarm. Avstängningsventilen hålls i öppet läge av bränsleflödet till gasgeneratorn när gasspaken är framförd förbi marktomgångsläget och varvtalet är över 11 — 16 %. Då gasspaken förs bakom marktomgångsstoppet stoppar avstängningsventilen bränsleflödet till gasgeneratorn (kupering). Samtidigt återleds bränslet till gg–pumpen under motorns utrullning eller vindmillning.

2.2.3.2 Reservbränsleregulator

Reservbränsleregulatorn är ansluten till överkopplingsventilen och dess flödesväg till avstängningsventilen är parallell med huvudsystemet. Överkopplingen från huvudsystem till reservsystem sker genom att strömställaren BRÄNSLEREGL ställs i läge MAN varvid överkopplingsventilen skiftar läge och leder bränslet över reservbränsleregulatorn. Härvid upphör kalkylatorns inverkan på bränsleregleringen och regleringen sker helt manuellt med gasspaken.

De ingående komponenterna i reservbränsleregulatorn beskrivs kortfattat nedan.

Reservbränsleregulatorns manöverventil manövreras direkt av gasspaken, via manöverarmen. Bränsleflödet genom manöverventilen är proportionellt mot gasspakens inställning. Vid marktomgång är manöverventilen helt stängd och då passerar bränsleflödet genom ett tomgångsmunstycke för att säkerställa tomgångsvarvtalet.

Reservbränsleregulatorns återströmningsventil har till uppgift att reglera tryckfallet över reservbränsleregulatorns manöverventil och återleda överskottsbränslet till gg–pumpen.

Reservbränsleregulatorns P_{t2}–system (P_{t2} = luftens totaltryck i motorns inlopp) fungerar som en viss höjdkompensering genom att vid ökande flyghöjd öka genomsläppet i återströmningsventilen. Vid en konstant inställning av gasspaken medför detta att bränsleflödet till gasgeneratorn minskar med ökande flyghöjd.

2.2.3.3 Kalkylator

Den hydromekaniska kalkylatorn består av ett antal integrerade reglerkretsar som tar hand om och bearbetar utifrån kommande signaler. Resultatet av utförda beräkningar överförs i form av hydrauliska ställkrafter till manöverventilen som reglerar bränsleflödet, så att gasgeneratorn tillförs rätt bränslemängd vid alla drifttillstånd.

Kalkylatorn består av följande reglerkretsar:

- Pådragssystem
- Varvtalsåterföringssystem
- Brännkammartrycksystem (P_B–system)
- Brännkammartryckbegränsare (P_B–begränsare)
- P_{t2}–system (totaltryck i motorinlopp)
- T_{t2}–system (totaltemp i motorinlopp)
- Turbintrycksförhållande ($P_B/P_{t7} = \pi_T$)

Dessutom innehåller kalkylatorn vissa kompletterande anordningar för följande funktioner:

- Zontändningsavdrag
- Slockningsavdrag
- Varvtalshöjning
- Luftavtappning

Reglerkretsarna utgörs av hydrauliska servosystem, bälgsystem, kugg– och länksystem samt ett antal två– och tredimensionella kammar vars profilering innehåller funktioner för beräkning av erforderligt bränsleflöde.

De för beräkningen i kalkylatorn inkommande signalerna ger information om följande:

- Gasspaksläge (MAV = manöverarmsvinkel)
- HT–rotorns varvtal
- Brännkammartryck (P_B)
- Totaltryck i motorns inlopp (P_{t2})
- Lufttemperatur i motorns inlopp (T_{t2})

Dessutom sker ett visst informationsutbyte mellan kalkylatorn och efterbrännkammarens bränsleregulator rörande vissa driftstillstånd.

2.2.3.3.1 Reglerprincip

Kalkylatorns reglerprincip bygger på att gasgeneratorns varvtal är ett relativt bra mått på den levererade andelen dragkraft. Eftersom sambandet mellan varvtal och dragkraftsandel varierar med lufttrycket och lufttemperaturen, tar kalkylatorn hänsyn till dessa när den översätter flygförarens begäran om dragkraftsandel till en begäran om varvtal. Genom att varvtalet är lätt att mäta exakt, kan kalkylatorn mycket noggrant reglera det verkliga varvtalet till det begärda värdet.

Vid denna reglering utnyttjar kalkylatorn att varvtalet styrs av förhållandet mellan bränsle och luft i gasgeneratorns brännkammare. När kalkylatorn håller bränsle — luftförhållandet på en konstant nivå genom att kompensera bränsleflödet för variationer i luftflödet, kommer alltså varvtalet att anta ett motsvarande konstant värde. Om varvtalet ändras på grund av någon yttre störning, justerar kalkylatorn bränsle — luftförhållandet i proportion till varvtalsfelet till dess att både varvtal och bränsle — luftförhållande åter antagit sina tidigare värden. Genom att på detta vis låta varvtalsfelet reglera bort sig självt, återför kalkylatorn snabbt och utan "översläng" varvtalet till det begärda värdet.

Max– och minbegränsning

Vid större varvtalsfel, som omedelbart efter ett kraftigt ändrat pådrag, skulle den proportionella regleringen ge oacceptabla värden på bränsle — luftförhållandet. Kalkylatorn väljer i sådana fall det största (eller minsta) bränsle — luftförhållande som kan användas vid det aktuella varvtalet och den aktuella lufttemperaturen. Den övre gränsen bestäms av pumpningsrisken och av turbininloppstemperaturen. Den undre gränsen bestäms av risken för utsläckning. Dessutom har bränsleflödet en fast, undre gräns som garanterar att bränslet finfördelas vid insprutningen i brännkammaren.

Brännkammartryckbegränsning

Av hållfasthetsskäl finns vidare i kalkylatorn en brännkammartryckbegränsare som automatiskt minskar bränsleflödet till gasgeneratorn om P_B tenderar att stiga över tillåtet värde.

Höjdkompensering

Regleringen av bränsle — luftförhållandet fungerar automatiskt som höjdkompensering eftersom bränsleflödet till gasgeneratorn kontinuerligt anpassas till luftflödet genom den. Dessutom påverkar lufttrycket och lufttemperaturen kalkylatorns uppfattning om vilket varvtal som motsvarar begärd dragkraftsandel. Detta kompenserar för de avvikelser som beror på att luft inte är en s k ideal gas, men ger också en viss höjdkompensering. Kalkylatorn använder för övrigt lufttrycket och lufttemperaturen för att bedöma om det av hänsyn till bland annat turbininloppstemperaturen och pumpningsrisken är nödvändigt att delvis frångå förarens önskemål om dragkraftsandel. Detta märks bl a genom att tomgångsvarvtalet stiger vid hög lufttemperatur.

Zontändningsavdrag

Vid tändning av efterbrännkammarens samtliga tre zoner och när zon 1 och 2 är tända minskas bränsleflödet till gasgeneratorn om samtidigt ytterlufttemperaturen är lägre än +15 °C. Varvtalet sänks därvid något (upp till ca 3 %) varigenom risken för pumpning i fläktstegen minskas.

Slockningsavdrag

Om EBK slocknar från pådrag zon 2 eller 3 erhålls en slockningssignal från EBK bränsleregulator. När slockningssignalen utlöses sänks bränsleflödet till gasgeneratorn snabbt, varvid ett motoravdrag erhålls. EBK–slockning medför nämligen en snabb trycksänkning efter turbinen, vilket om slockningsavdrag inte sker, skulle ge övervarvtal på LT–rotorn med pumpningsrisk som följd.

Varvtalsreglering i zon 1

För att ge ett större tillgängligt dragkraftsområde vid reglering inom efterbrännkammarens zon 1 regleras gasgeneratorns varvtal i denna zon med upp till cirka 2 %. Vid reglering i övriga zoner är varvtalet konstant.

Varvtalshöjning vid landning

Vid landning ökar kalkylatorns varvtalshöjare bränsleflödet till gasgeneratorn när nosstället är låst i utfällt läge och den automatiska fartkontrollen (AFK) är inkopplad. Varvtalsökningen är 0 % vid marktomgång men ökar linjärt till cirka 1,5 % vid max släckt EBK. Vid max släckt EBK erhålls därigenom en dragkraftsökning på cirka 3,5 %.

Luftavtappning

Kalkylatorn styr även avtappning av luft från LT–kompressorn för att vid vissa drifttillstånd minska pumpningsrisken. Kalkylatorn avger då en impuls till en luftavtappningsregulator för öppning av luftavtappningsventilerna. Detta sker vid varvtal under cirka 84 %, vid snabba gasavdrag som orsakar låga värden på B/P_B och vid utslockning av EBK.

2.2.4 Fördelningsventil

ets :

Fördelningsventilens uppgift är att fördela bränsleflödet till spridarnas primär– och sekundärmunstycken. Fördelningsventilen innehåller dessutom en avstängnings– och dräneranordning som vid kupering av motorn stänger bränsleledningen från bränsleregulatorn samtidigt som spridarna dräneras till atmosfären.

2.2.5 Spridare

I vardera av gasgeneratorns nio flamrör sitter en spridare. Dessa är av duplextyp, varmed avses att de har primär– och sekundärmunstycken. Primärmunstycket ska garantera tillfredsställande tryck och gynnsam bränsleinsprutning vid små bränsleflöden. Sekundärmunstycket har stort genomströmningstal för att trycknivån ska hållas inom rimliga gränser vid maximala bränsleflöden.

2.2.6 GG–reglersystemets funktion

Vid startning av gasgeneratorn börjar gg–pumpen leverera bränsle till bränsleregulatorn. Vid varvtal <11 — 16 % återleds dock detta bränsle till gg–pumpen via bränsleinkopplingsventilen. Då varvtalet ökar stänger bränsleinkopplingsventilen, varvid trycket byggs upp i bränsleregulatorn.

Vid automatisk reglering, dvs då strömställaren BRÄNSLEREGL står i läge AUT, leds bränslet via överkopplingsventilen till den av kalkylatorn styrda manöverventilen. För att denna ska ge rätt bränslemängd måste den arbeta med konstant tryckfall. Detta åstadkoms med hjälp av tryckfallsregulatorn, som via återströmningsventilen sänder tillbaka överskottsbränsle till gg–pumpen.

Den manuella bränsleregleringen är avsedd att användas endast vid fel på den automatiska regleringen. Den kopplas in genom att man ställer strömställaren BRÄNSLEREGL i läge MAN, varvid lampfältet MAN BR REG tänds. Överkopplingsventilen ombesörjer då att bränsle leds via reservsystemets manöverventil, vilken påverkas direkt av gasspaken utan inverkan av kalkylatorn. En viss fart– och höjdkompensering på reservbränsleflödet sker genom att reservsystemets återströmningsventil påverkas av totaltrycket i motorns inlopp och reglerar återströmningen till gg–pumpen med hänsyn till detta tryck. Omkopplingen till reservsystem sker mycket snabbt och utan avbrott i bränsletillförseln. Beroende på gaspaksläge och drifttillstånd kan dock bränsleflödet ändras vid omkopplingen. Detta kan i sin tur orsaka varvtalsändringar, pumpning, övertemperatur och andra störningar. Risken för kraftiga bränsleflödesändringar minskar om omkopplingen görs vid gaspådrag flygtomgång eller lägre. Vid

manuell bränslereglering måste gasspaken behandlas med stor försiktighet med hänsyn till risken för pumpning och övertemperatur.

Vid startning av motorn står överkopplingsventilen alltid i läge för reservreglering tills HT–rotorns varvtal nått ca 9 %, oberoende av strömställarens läge, och lampfältet MAN BR REG är därvid tänt. Med strömställaren stående i läge AUT pressar det ökande bränsletrycket överkopplingsventilen till läget för automatisk bränslereglering vid ungefär det nämnda varvtalet, varvid lampfältet ska slockna.

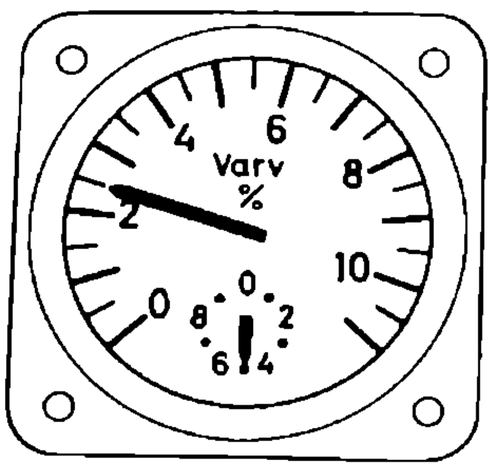
Både automatiskt och manuellt reglerat bränsle passerar efter respektive manöverventil ut från bränsleregulatorn via avstängningsventilen.

Fördelningsventilen fördelar bränslet till spridarnas primär– och sekundärmunstycken på så vis att det finfördelas oberoende av bränsleflödets storlek.

Spridarna finfördelar bränsleflödet, som sedan tillförs den brinnande bränsle — luftblandningen i brännkammarens flamrör.

2.3 Indikering

2.3.1 Varvtalsindikering

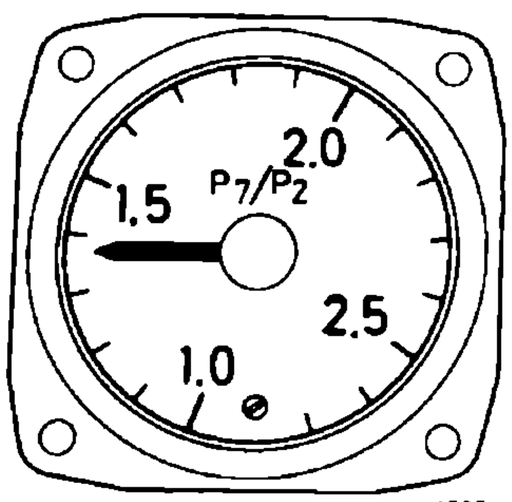


–4502

Varvtalsindikatorn, se bild, indikerar HT–rotorns varvtal. Den stora visaren rör sig efter en skala som är graderad från 0 till 110 % och den korta ett varv för 10 %.

Indikatorn är ett växelströmsinstrument och dess givare utgörs av en trefasgenerator, som drivs av motorns växellåda.

2.3.2 Tryckförhållandeindikering

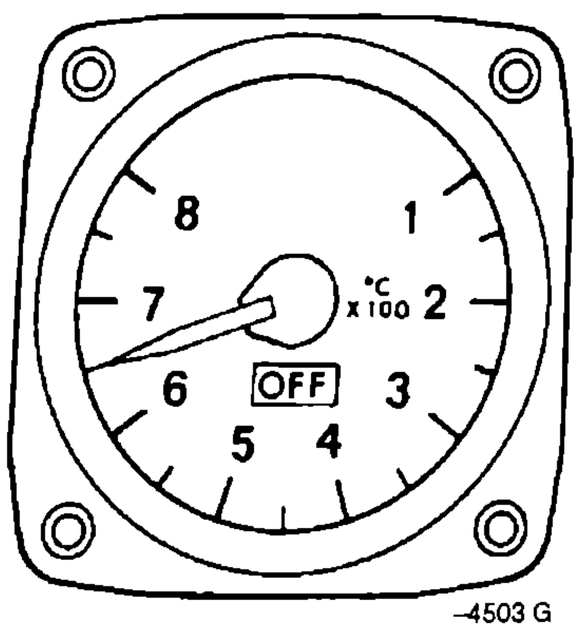


–4505

Förhållandet mellan gasgeneratorns utloppstryck och inloppstryck (P_{t7}/P_{t2} eller EPR) indikeras av tryckförhållandeindikatorn, se bild.

Indikatorn är ett elgoninstrument som styrs av en elgongivare vilken påverkas av tryckförhållandet via ett servosystem.

2.3.3 Utloppstemperaturindikering



–4503 G

Temperaturen på den från gasgeneratorn utströmmande gasen mäts med fyra termoelement placerade efter LT–turbinen. Termoelementens elektriska impulser överförs till utloppstemperaturindikatorn, se bild, på vilken utloppstemperaturen presenteras i °C. Indikatorn är likströmsdriven (huvudskena A) och fungerar därför även vid motorstartning utan BRAGG. Vid bortfall av strömförsörjningen till indikatorn visas ett OFF i ett fönster på denna.

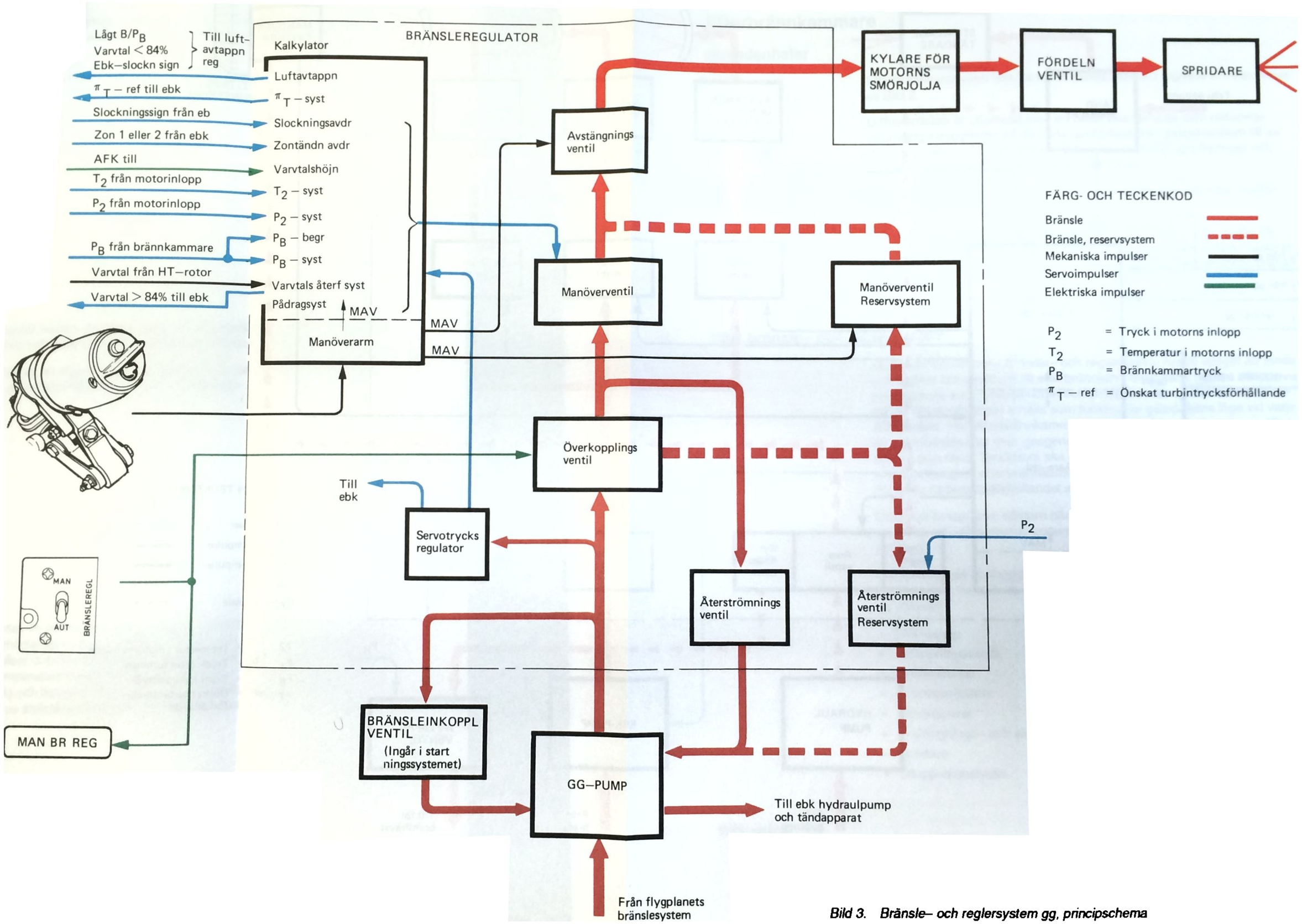
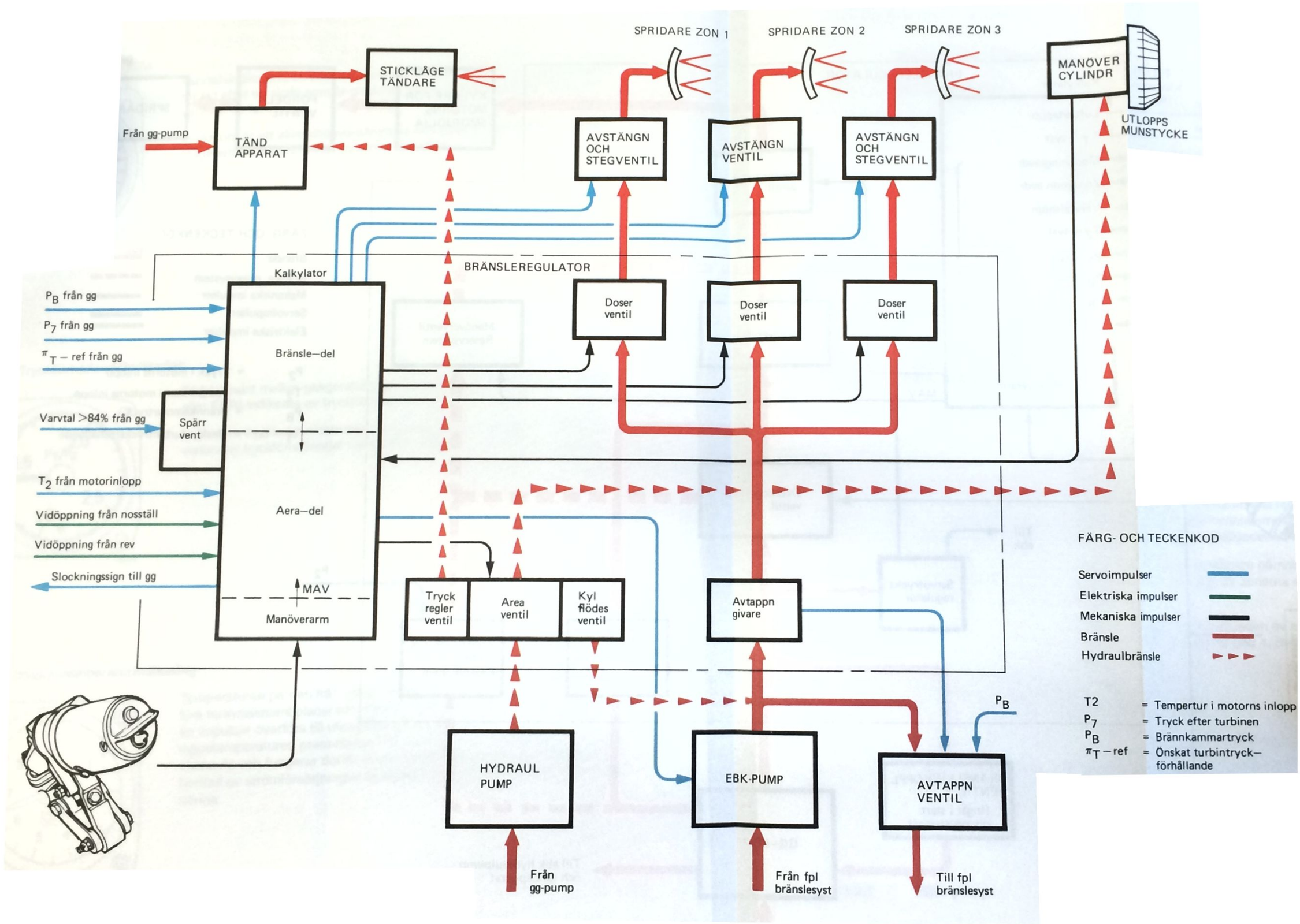


Bild 3. Bränsle– och reglersystem gg, principschema



–2463 Ö–1

Bild 4. Bränsle– och reglersystem EBK, principschema

3 Efterbrännkammare

3.1 Huvudenheter

Efterbrännkammaren kan framifrån räknat indelas i följande huvudenheter, se Bild 2.

Diffusordelen är utformad med en bakåt ökande area som reducerar strömningshastigheten på de båda gasflödena från gasgeneratorn till en för förbränningen lämplig storlek. Diffusorn innehåller spridarringar och flamhållare för efterbrännkammarens tre zoner.

I brännkammaren uppdelas förbränningen på tre koncentriska, ringformade förbränningszoner.

Utloppsdelen inrymmer ett utloppsmunstycke som har tjugo klaffar för reglering av utloppsarean. Klaffarna påverkas mekaniskt av fyra manövercylindrar, vilka genom servosystem styrs av efterbrännkammarens bränsleregulator.

3.2 EBK bränsle– och reglersystem

Efterbrännkammarens bränsle– och reglersystem har till uppgift att tända och reglera bränsleflödet till efterbrännkammaren samt reglera utloppsmunstyckets area. Bränsleflödet och utloppsarean regleras så att en bestämd dragkraftsandel erhålls som funktion av gasspakens läge vid varje drifttillstånd. När efterbrännkammaren är tänd ska reglerfunktionen tillse att tryckförhållandet över gasgeneratorns turbin hålls konstant trots variationer i gasvolym. Dessutom ska reglersystemet fungera så att tändning eller släckning av efterbrännkammaren inte åstadkommer sådana ändringar av turbintryckförhållandet att motorfunktionen störs.

Dragkraften kan som tidigare nämnts regleras steglöst inom tre zoner. Vid tändning och släckning av zonerna erhålls dock en språngvis dragkraftsändring.

Den principiella uppbyggnaden av efterbrännkammarens bränsle– och reglersystem framgår av Bild 4. Systemet består huvudsakligen av följande enheter:

- EBK–pump
- Avtappningsventil
- Hydraulpump
- Bränsleregulator
- Tändapparat
- Avstängnings– och stegventiler
- Spridare
- Utloppsmunstycke

3.2.1 EBK–pump

EBK–pumpen är en centrifugalpump monterad på motorns växellåda, som drivs av HT–rotorn. Pumpen har till uppgift att förse bränsleregulatorns högtryckssektion med huvudbränsle. Den är försedd med en av kalkylatorn styrd inloppsventil, som stänger bränsletillförseln när EBK är släckt.

3.2.2 Avtappningsventil

Efterbrännkammarens avtappningsventil har till uppgift att begränsa temperaturstegringen av bränslet i EBK–pumpen vid låga bränsleförbrukningar. Temperaturbegränsningen sker genom att ventilen återleder en del av bränsleflödet efter EBK–pumpen till flygplanets bränslesystem. Härvid erhålls alltid en viss minsta strömning genom pumpen.

Avtappningen sker i två steg beroende på gasgeneratorns brännkammartryck och EBK bränsleförbrukning.

3.2.3 Hydraulpump

Hydraulpumpen är placerad på motorns växellåda, som drivs av HT–rotorn. Pumpen får sitt arbetsbränsle från gg–pumpens mellansteg och levererar huvudsakligen bränsle för manövrering av efterbrännkammarens utloppsmunstycke. Pumpen förser dessutom reglersystemet med kylbränsle vid släckt EBK och tändapparaten med arbetstryck. Behovet av hydraulеffekt är stort under de korta moment då utloppsmunstycket ställts om men betydligt lägre under huvuddelen av tiden. Hydraulpumpen kan vara antingen en axialkolvspump eller en kugghjulspump. Axialkolvspumpen har steglöst varierbar pumpvolym och kan på så sätt anpassas till effektbehovet. Kugghjulspumpen har två kugghjulssteg och två tryckniväer, som tillsammans ger fyra olika effektsteg. Inom varje effektsteg anpassas kugghjulspumpens kapacitet till effektbehovet genom återledning av bränsle till inloppssidan.

3.2.4 Bränsleregulator

Bränsleregulatorn består av en hydromekanisk kalkylator och två bränsleförande högtryckssektioner för reglering av bränsle till spridarna och för reglering av utloppsmunstyckets area.

Bränsleregulatorn är medelst ett linsystem via gasgeneratorns bränsleregulator mekaniskt förbunden med gasspaken.

3.2.4.1 Högtryckssektion för huvudbränsle

Högtryckssektionen för huvudbränsle har till uppgift att leda och reglera bränsleflödet från EBK–pumpen så att efterbrännkammarens spridare tillförs rätt bränslemängd vid alla drifttillstånd.

Sektionen består i huvudsak av nedanstående komponenter.

Avtappningsgivaren ger impuls till avtappningsventilen när, på grund av stor bränsleförbrukning, avtappning av bränsle ska upphöra.

Doserventilernas uppgift är att reglera huvudbränsleflödets storlek till spridarsystemet i relation till utsignalen från kalkylatorn. Tryckfallet över doserventilen hålls konstant, varför bränsleflödet genom den blir en direkt funktion av dess läge. Huvudbränslesektionen är försedd med tre doserventiler, en för varje zon.

3.2.4.2 Högtryckssektion för areareglering

Den primära uppgiften för den bränsleförande högtryckssektionen för areareglering är att förse utloppsmunstyckets manövercylindrar med hydraulbränsle för reglering av utloppsmunstyckets area. Dessutom utnyttjas hydraulbränslet från hydraulpumpen för kylning av vissa apparater i reglersystemet vid släckt EBK samt som arbetstryck i tändapparaten.

Sektionen består i huvudsak av nedan kortfattat beskrivna komponenter.

Areaventilen, som styrs av kalkylatorn, reglerar hydraulbränslet till manövercylindrarna. Areaventilen är konstruerad för att lämna kylflöde i neutralläge. Flödet bestäms av areaventilen och strypningar placerade i serie med manövercylindrarna.

Tryckreglerventilens uppgift är att säkerställa funktionen på areaventilen samt att ge tändapparaten ett lagom avpassat arbetstryck.

Kylflödesventilen leder bränsle från hydraulpumpen till bränsleregulatorn för kylning av de bränsleförande delarna vid släckt EBK.

3.2.4.3 Kalkylator

Den hydromekaniska kalkylatorn består egentligen av två kalkylatorenheter, en för areareglering och en för bränslereglering. Dessa två enheter är funktionsmässigt i hög grad sammankopplade och ska betraktas som en kalkylatorenhet. Kalkylatorns reglerkretsar erhåller följande signaler utifrån.

- Gasspaksläge (manöverarmsvinkel = MAV)
- Lufttemperatur i motorinloppet (T_{t2})
- Gasgeneratorns brännkammartryck (P_B)
- Tryck efter turbinen (P_{t7})
- Önskat turbintrycksförhållande (π_T–ref)

Kalkylatorn jämför och sammanställer uppgifter om:

- bränsleflödet
- utloppsarean
- tryckförhållandet över turbinen ($P_B/P_{t7}=\pi_T$)

och resultatet av dessa beräkningar överförs därefter som styrsignaler dels till doserventilerna för reglering av bränsleflödet och dels till areaventilen för reglering av utloppsarean.

Kalkylatorns reglerprincip bygger på att jämvikt ska råda vid alla driftförhållanden mellan gasspaksläge (begärd dragkraft), bränsleflöde och utloppsarea samtidigt som tryckförhållandet över turbinen ska hållas vid ett av gasgeneratorn givet värde.

Ändring av efterbrännkammarens dragkraft initieras med gasspaken. Förs gasspaken framåt inom EBK–området ökar utloppsarean. Bränsleflödet måste samtidigt anpassas till utloppsarean. Reglerkretsarna är därför anordnade så att storleken på utloppsarean får styra bränsleflödets storlek. Bränsleflödet anpassas samtidigt också med hänsyn till temperaturen i motorns inlopp (T_{t2}) och brännkammartrycket i gasgeneratorn (P_B), vilka storheter är ett direkt mått på aktuellt luftflöde genom motorn.

Väsentligt för motorfunktionen är att rätt tryckförhållande över turbinerna ($P_B/P_{t7}=\pi_T$) hålls. Vid släckt EBK regleras detta tryckförhållande av gasgeneratorn. Vid tänd EBK rubbas dock förhållandet lätt genom de tryckändringar som EBK ger upphov till och därför trimmar kalkylatorn kontinuerligt utloppsarean och bränsleflödet så att π_T hålls vid ett av gasgeneratorn givet värde (π_T–ref).

För att säkerställa efterbrännkammarens och hela motorns funktion vid såväl normala som onormala drifttillstånd är kalkylatorn vidare försedd med vissa kompletterande funktioner.

En av dessa funktioner ser till att tändning av zon 1 sker mot stängt utloppsmunstycke. Detta underlättar tändningen, speciellt på hög höjd. Den automatiska arearegleringen träder i funktion först när tändförloppet avslutats. En annan funktion ser till att bränsleflödet momentant begränsas till en konstant låg nivå vid tändning av zon 2 och 3. För stort bränsleflöde till dessa zoner ger nämligen kraftiga trycksvängningar i motorn och skulle kunna orsaka pumpning i fläktstegen.

Om efterbrännkammaren slocknar, sjunker trycket efter turbinen och om därvid π_T överstiger ett visst värde (inträffar vid utslockning under pådrag till zon 2 eller 3) påverkas en slockningsventil som stoppar bränsletillförseln till spridarna och stänger utloppsmunstycket. En slockningssignal sänds också till gasgeneratorns bränsleregulator, som momentant minskar bränsleflödet i gasgeneratorns brännkammare. Denna funktion förhindrar övervarvtal och minskar risken för pumpning i LT–kompressorn. Vid utslockning av EBK från pådrag < zon 2 aktiveras inte slockningsventilen, varför utloppsmunstycket då förblir i öppet läge, vilket tillsammans med en eventuell kompressorpumpning ger en kraftig dragkraftsminskning. Utloppsmunstycket stänger åter när gasspaken förs tillbaka till läget max släckt EBK, vilket för övrigt måste ske innan förnyad tändning kan initieras.

Vid markkörning med infjädrat nosställ och lågt gaspådrag öppnas utloppsmunstycket helt, s k vidöppning, varigenom utloppstemperatur och dragkraft reduceras. Utloppsmunstycket vidöppnas också i samband med dragkraftsreversering för att den avlänkade gasstrålen ska få en gynnsam strömning genom tertiärluftintaget.

3.2.4.4 Spärrventil

Efterbrännkammarens bränsleregulator är försedd med en spärrventil, vars uppgift är att vid dragkraftsreversering blockera det servomatningstryck som erhålls från gasgeneratorn vid varvtal över ca 84 % och som fordras för EBK–tändning. Vid reversering skulle annars detta servomatningstryck och det vidöppna utloppsmunstycket ge EBK–tändning även om gasspaken inte förts förbi spärrläget för max släckt EBK. Spärrventilens blockering av servomatningstrycket upphör om gasspaken förs förbi tändläget för EBK zon 1, varvid EBK–tändning erhålls.

3.2.5 Tändapparat

Vid tändning av EBK ska tändapparaten med hjälp av en sticklågetändare tända det i efterbrännkammaren insprutade bränslet. Sticklågemunstycket är placerat i ett av gasgeneratorns flamrör.

Tändapparaten innehåller en ackumulator som vid släckt EBK fylls med bränsle från gg–pumpen. Vid tändning av EBK sker tömning av ackumulatorn med hjälp av bränsle från hydraulpumpen på impuls från stegventilen zon 1 vid tändning av zon 1.

Bränslet från hydraulpumpen utnyttjas också för kylning av tändapparaten. Kylningen erhålls genom att bränsle vid såväl släckt som tänd EBK tillåts cirkulera genom tändapparaten.

3.2.6 Avstängnings– och stegventiler

Avstängningsventilerna och stegventilerna är placerade i bränsleledningarna mellan bränsleregulatorn och spridarna.

Avstängningsventilerna ger vid små bränsleflöden ett visst mottryck till EBK bränsleregulator, och stänger av bränsletillförseln till spridarna vid släckning av EBK–zonerna. Stegventilerna har till uppgift att fördela bränsleflödet mellan spridarnas primär– och sekundärmunstycken i zon 1 och 3.

3.2.7 Spridare

Spridarsystemet består av ett antal spridarringar placerade i de tre EBK–zonerna. Spridarringarna i zon 1 och 3 är uppdelade på primär– och sekundärmunstycken för att trots förekommande stora flödesvariationer hålla spridartryckfallen inom lämpliga gränser.

3.2.8 Utloppsmunstycke

Omställningen av utloppsmunstyckets area ombesörjs av fyra manövercylindrar som regleras av bränsleregulatorn med bränsle från hydraulpumpen.

Uppgift om utloppsmunstyckets läge återförs till bränsleregulatorn via ett linsystem.

3.2.9 EBK–reglersystemets funktion

3.2.9.1 Släckt EBK

Vid släckt EBK är EBK–pumpens inloppsventil stängd. Hydraulpumpen, som är i funktion så länge som gasgeneratorn är igång, levererar hydraulbränsle till utloppsmunstycket, dels för att hålla detta stängt, dels för kylning. Utloppsmunstycket öppnas dock helt under markkörning med gaspaken i marktomgångsläge samt vid dragkraftsreversering.

Bränsle från hydraulpumpen leds också via kylflödesventilen till bränsleregulatorns inlopp och håller därvid reglersystemet fyllt fram till avstängningsventilerna. Dessutom erhåller tändapparaten hydraulbränsle via tryckreglerventilen och tändapparatens ackumulator hålls fylld med bränsle från gg–pumpen.

3.2.9.2 Tänd EBK

Tändning av EBK initieras när gasspaken förs förbi tändläget för zon 1. För att kalkylatorns reglerkretsar ska kunna starta tändningsförloppet måste emellertid dessa tillföras ett servomatningstryck från gasgeneratorn, vilket endast sker om gasgeneratorns varvtal överstiger ca 84 %. Under detta varvtal är alltså tändfunktionen blockerad.

Vid tändning öppnar servomatningstrycket EBK–pumpens inkopplingsventil och pumpen börjar leverera bränsle till bränsleregulatorn.

Samtidigt som doserventilen för zon 1 avpassar bränsleflödet till lämpligt värde avger kalkylatorn, dels en aktiveringsimpuls till tändapparaten och dels öppningsimpuls till avstängningsventilen i zon 1. Bränslet kan därvid passera genom spridarringarna och ut i brännkammaren. Tändapparaten

erhåller samtidigt en signal från zon 1 stegventil varvid ackumulatorn urladdas och sticklågan utlöses.

Samtidigt som servomatningstryck erhålls till kalkylatorn avger denna impuls till areaventilen så att den håller utloppsmunstycket stängt under tändningsförloppet. När tändapparatens ackumulator har tömts frigörs den automatiska regleringen av utloppsarean.

Tändning av zon 2 och 3 sker genom att gasspaken förs förbi respektive zons känselstopp. Därvid öppnar zonernas avstängningsventiler och det totala bränsleflödet till EBK liksom utloppsarean ökar. Bränsleflödet begränsas dock till ett konstant lågt värde vid själva tändtillfället för att minska tryckstörningarna i motorn.

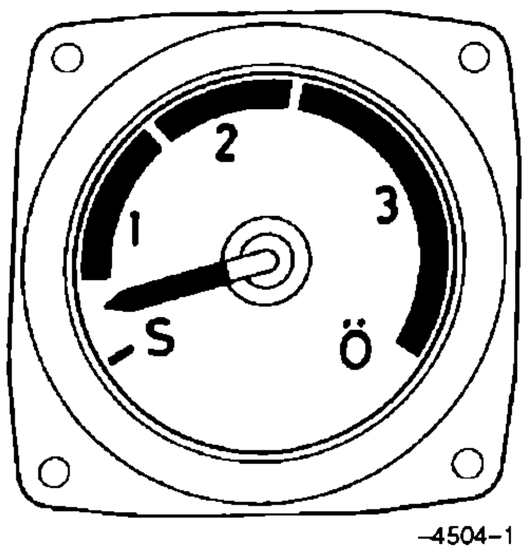
En ändring av pådraget inom en zonsektor medför en motsvarande ändring av utloppsarean. Utloppsarean påverkar i sin tur bränsleflödet. Samtidigt påverkar turbintrycksförhållandet både utloppsarean och bränsleflödet.

Släckning av EBK–zonerna sker genom att gasspaken förs bakåt förbi respektive zons känselstopp. Därvid stänger avstängningsventilen tillförseln av bränsle till zonen och samtidigt intar utloppsmunstycket aktuellt läge för det nya drifttillståndet.

Anm
P g a känselstoppens utformning måste gasspaken klart föras ner i nästa zon för att släckning av en zon med säkerhet ska ske.

3.3 Indikering

3.3.1 Munstyckslägesindikering

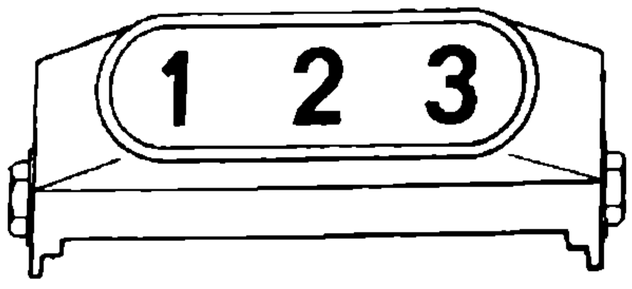


–4504–1

Munstyckslägesindikatorn indikerar öppet och stängt läge hos motorns utloppsmunstycke samt anger vilka EBK–zoner som är i funktion.

Indikatorn är ett elgoninstrument vilket styrs av en elgongivare som är mekaniskt kopplad till en lintrissa i utloppsmunstyckets återföringssystem.

3.3.2 EBK–zonindikering



–4549

Zonindikatorn indikerar vilken EBK–zon som är begärd av föraren. Strömmen till indikatorns lampor sluts över tre mikroströmbrytare i gasreglaget. När gasspaken förs fram förbi respektive zons känselstopp tänds siffran för den begärda zonen medan tidigare zoners lampor fortfarande lyser. Denna indikator visar således endast gasspakens läge.

Anm
Vid pådrag och avdrag förekommer vissa avvikelser mellan zonindikatorns och munstyckslägesindikatorns indikeringar. Munstyckslägesindikatorns visare kan således indikera i annan zon än gasspaksläget (zonindikatorn) visar.

Genom inverkan av fart och höjd blir avvikelsen större under flygning än vid statisk körning. Dessa avvikelser är betingade av motorns reglerautomatik och är inte någon felfunktion.

4 Gasreglage

Motorns dragkraft regleras antingen manuellt i luften och på marken av föraren med hjälp av gasspaken eller automatiskt i luften med hjälp av en automatisk fartkontroll (AFK). Gasspakens rörelser överförs till motorns reglersystem via linor och länkarmar. AFK är mekaniskt sammankopplad med gasreglaget och omställningsimpulserna från den överförs således via samma länksystem.

Regleringen av motordragkraften sker steglöst mellan marktomgång och max släckt EBK. När gasspaken förs förbi läget för max släckt EBK sker en stegvis ökning av dragkraften allteftersom EBK–zonerna tänds. Mellan zonernas tändlägen sker dock dragkraftsregleringen steglöst.

Inom gasspakens rörelseområde finns två spärrlägen och fyra känselstopp.

Eftersom gasspaken reglerar avstängningsventilen i gasgeneratorns bränsle– och reglersystem är gasspaken försedd med en spärr som markerar marktomgångsläget (öppen HT–kran). Dessutom finns en spärr som markerar max släckt EBK.

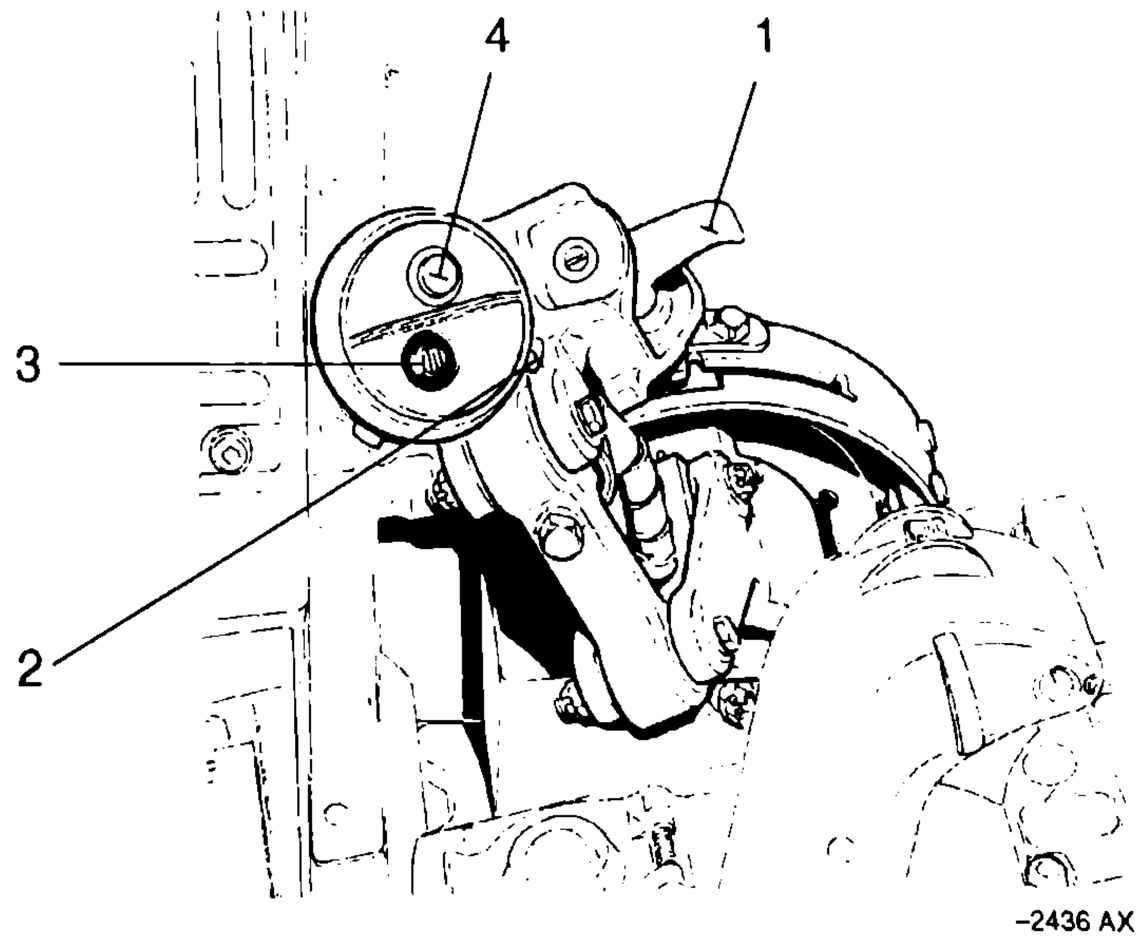
Ett känselstopp finns för flygtomgångsläget och tre känselstopp för EBK–zonernas tändnings– och släckningslägen.

Förs gasspaken från sitt bakre läge (stängd HT–kran) snäpper spärren 1 (Bild 5) ner då marktomgångsläget passerats.

Förs gasspaken vidare stoppas den av spärrläget max släckt EBK. För att gasspaken ska kunna passera detta läge måste den föras i sidled utåt varefter den kan föras förbi känselstoppen för tändning av EBK–zonerna upp till läget max tänd EBK.

Dras gasspaken tillbaka från läget max tänd EBK passerar den känsel–stoppen för släckning av EBK–zonerna och snäpper förbi läget max släckt EBK. Förs gasspaken vidare bakåt passerar den känselstoppet för flygtomgång och stoppas av marktomgångsspärren. För att detta läge ska kunna passeras måste spärren 1 (Bild 5) lyftas, varvid gasgeneratorns avstängningsventil stänger och bränsletillförseln till gasgeneratorn stoppas (kupering).

Gasspakens rörelsetröghet avpassas med reglagebromsspaken, med vilken även AFK kopplas in när spaken ställs i friläge (nedre ändläget, förbi känselstoppet).



1 Spärr, tomgångsstopp — HT–kran
2 Urkopplingsknapp AFK
3 Strömställare, luftbroms
4 Strömställare, KB

Bild 5. Gasspak

5 Luftavtappningssystem

I gasgeneratorns kompressor kan, som tidigare nämnts, strömningsstörningar (pumpning) uppstå. Störningarna består i avlösningar på kompressorns skovlar och uppträder när dessa under sin rörelse får för hög anfallsvinkel till den genomströmmande luften. Störningarna medför dragkraftsförluster och kan leda till skador på och eventuellt utsläckning av motorn. Risken för störningar ökar med ökande flyghöjd.

Anm
Vid långvariga pumpningstillstånd kan föraren bli tvingad att kupera motorn för att förhindra värmeskador p g a för hög utloppstemperatur.

Störningar kan uppträda vid olika drifttillstånd och av skilda orsaker, vilka i korthet beskrivs nedan.

- Vid snabba gaspådrag erhålls, innan varvtalet hunnit öka, ett i förhållande till detta för högt brännkammartryck, vilket bromsar luftflödet genom HT–kompressorn så att risken för pumpning i denna ökar.
- Snabba gasavdrag resulterar i att HT–rotorn retarderar snabbare än LT–rotorn med följd att HT–kompressorn får allt svårare att ta emot den luft som LT–kompressorn levererar. Luftflödet i LT–kompressorn bromsas därvid med risk för pumpning i denna.
- Tändning och släckning av efterbrännkammaren förorsakar ändring av trycket efter turbinen. LT–rotorns varvtal som i viss mån är beroende av detta tryck, kommer därvid att ändras. Detta medför att strömningsbilden i LT–kompressorn störs och risk för pumpning i denna föreligger.
- Flygning med höga anfallsvinklar och/eller snedanblåsning orsakar strömningsstörningar i luftintaget, vilket medför risk för pumpning, i första hand i fläktstegen.

Genom att öka luftgenomströmningen genom LT–kompressorn kan risken för pumpning i denna minskas. För detta ändamål finns efter LT–kompressorns 6:e steg fjorton ventiler för avtappning av kompressorluft till fläktluftskanalen.

Luftavtappningsventilerna är enkelverkande, dvs öppningen ombesörjs av fjäderkrafter, medan stängningen sker på impuls från en luftavtappningsregulator. Denna påverkas dels direkt av tryckförhållandet över LT–kompressorn, dels via gasgeneratorns bränsleregulator av HT–kompressorns varvtal och brännkammarens bränsle — luftförhållande. Ventilerna är öppna om något av följande villkor är uppfyllt:

- Varvtalet är mindre än cirka 84 %.
- Bränsle — luftförhållandet är lågt (t ex vid snabba gasavdrag och EBK–utslockning).
- Tryckförhållandet över LT–kompressorn är högt.

6 Varmluftsystem

För att förhindra isbildning i gasgeneratorns främre del har motorn utrustats med ett varmluftsystem.

Från kompressorns 8:e steg tappas varmluft, vilken leds via två avstängningsventiler till inloppsdelens dubbelväggiga ytterring. Från denna fördelas den varma luften till inloppsledskenorna, passerar genom dessa och leds ut i inloppsluftströmmen.

Avstängningsanordningen i varmluftsystemet betjänas med strömställaren AVISN MOTOR i förarrummet, se pos 24 på Bild 16.

Vid tillslaget varmluftsystem erhålls en dragkraftsminskning av upp till 3,5 %.

7 Ventilation

Motorn omslutes av en sammanhängande ventilationszon, motorzonen, som löper från motorns luftintag till efterbrännkammarens utloppsmunstycke, där luften strömmar ut i ejektorn i stjärtkonen och kyler detta område.

Förbindelsen mellan luftintaget och motorzonen kan stängas av med hjälp av den s k luftintagstätningen. Denna utgörs av en elmanövrerad ringformad lucka som i stängt läge tätar mot motorns yttre, främre del.

Beroende på tryckförhållandena i motorns luftintag tas ventilationsluft till motorzonen in på två olika sätt enligt följande:

- Vid markkörning och flygning med fart < M 0,65 råder undertryck i luftintaget och då är luftintagstätningen stängd så att ventilationsluft inte kan strömma bakvägen in i luftintaget. I detta fartområde tas ventilationsluft in genom två tryckstyrda ventiler på kroppens undersida.
- När farten överstiger M 0,65 råder övertryck i luftintaget. Luftintagstätningen öppnas då på impuls från luftdataenheten när landställsreglaget står i läge IN, varvid motorzonen genomströmmas av luft från luftintaget.

Manövreringen av luftintagstätningen berörs även under Avsnitt 13 Utloppsejektor.

Hjälpapparatdrivning

För motorns drivning finns ett antal hjälpapparater. Dessa är mekaniskt anslutna till motorns växellåda, vilken är fastsatt på undersidan av gasgeneratorn. Växellådan får sin drivning via en axel och kuggdrev från HT–rotorns främre axeltapp, se Bild 6.

Till motorns växellåda är följande apparater anslutna:

- EBK–pump
- Gg–pump med bränsleregulator
- Bränslehydraulpump, EBK
- Varvmätargenerator

Förutom motorns växellåda finns ytterligare en växellåda, flygplanets växellåda, som är installerad omedelbart framför motorn och drivs via en axel av motorns växellåda.

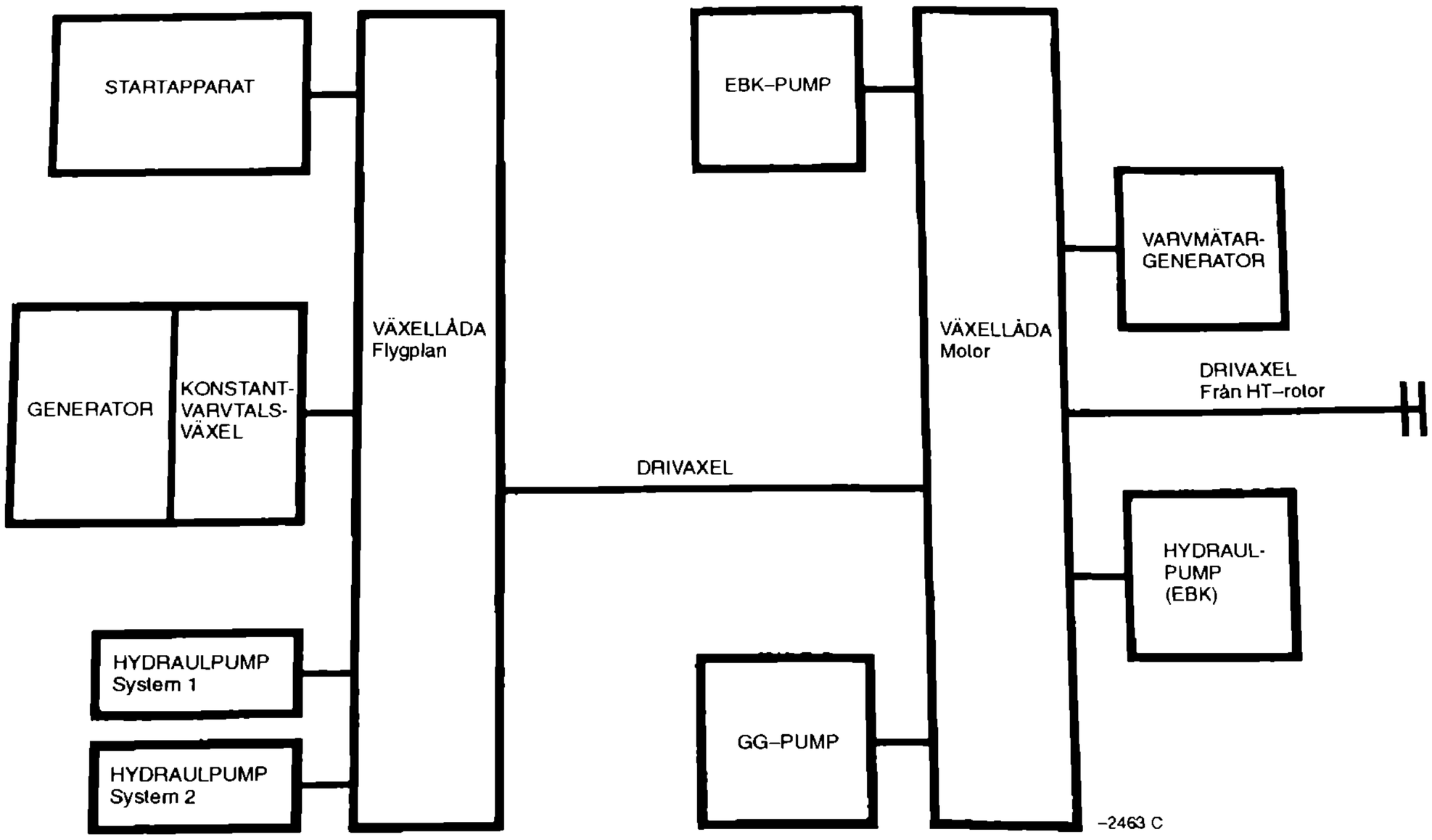


Bild 6. Hjälpapparatdrivning, blockschema

Utrymmet, där flygplanets växellåda är placerad, är avskilt från motorzonen med ett brandskott.

Till flygplanets växellåda är följande apparater anslutna:

- Startapparat
- Konstantvarvtalsväxel med generator (elaggregat)
- Två hydraulpumpar

Växellådan är så uppbyggd att drivningen av fortfarande intakta apparater inte upphör om brott skulle uppstå på drivningen till en apparat.

Flygplanets växellåda och generatorn är mekaniskt förbundna via en konstantvarvtalsväxel, som håller generatorns varvtal konstant inom gasgeneratorns normala varvtalsområde.

Smörjsystem

Motorns smörjsystem, se Bild 7, är ett slutet cirkulationssystem som förutom att åstadkomma tillfredsställande smörjning av gasgeneratorns rotorlager och kuggdreven i motorns växellåda även kyler dessa.

Värmen avleds från oljan i två oljekylare varav en är rammluftkyld och placerad i flygplanet, medan den andra är bränslekyld och placerad på motorn.

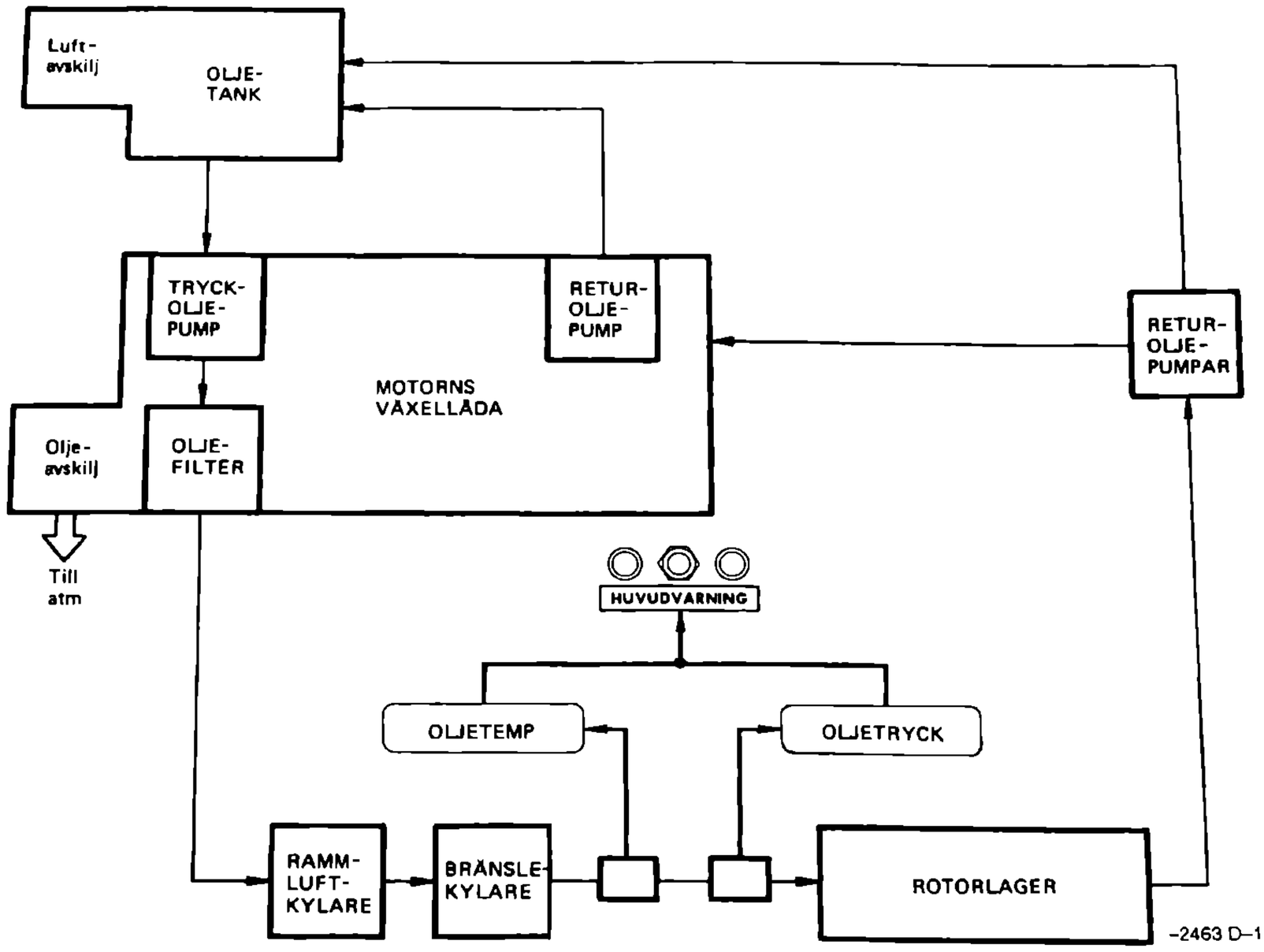


Bild 7. Smörjsystem, principschema

Oljan rinner med självtryck från oljetanken till motorns växellåda, i vilken en stor del av smörjsystemets enheter är inbyggda. I växellådan passerar oljan en tryckoljepump som via ett filter pressar oljan ut ur växellådan genom de två oljekylarna och vidare till rotorlagren. Efter rotorlagren leds oljan tillbaka till tanken av returoljepumpar, dels direkt och dels via växellådan.

För att avlägsna den luft som blandas med oljan då denna passerar rotorlagren finns en luftavskiljare i oljetanken och en oljeavskiljare i växellådan.

På tryckoljeledningen efter kylarna sitter en tryckgivare och en temperaturgivare. Tryckgivaren ger impuls till lampfältet OLJETRYCK på vänster indikeringstablå som tänds om oljetrycket underskrider tillåtet värde. Samtidigt ges huvudvarning. Om temperaturen överskrider tillåtet värde tänds lampfältet OLJETEMP på vänster indikeringstablå och huvudvarning ges.

Vid flygning med negativ lastfaktor garanterar smörjsystemet tillfredsställande smörjning under 10 s.

Anm

Vid negativ lastfaktor tänds lampfältet OLJETRYCK efter några sekunder.

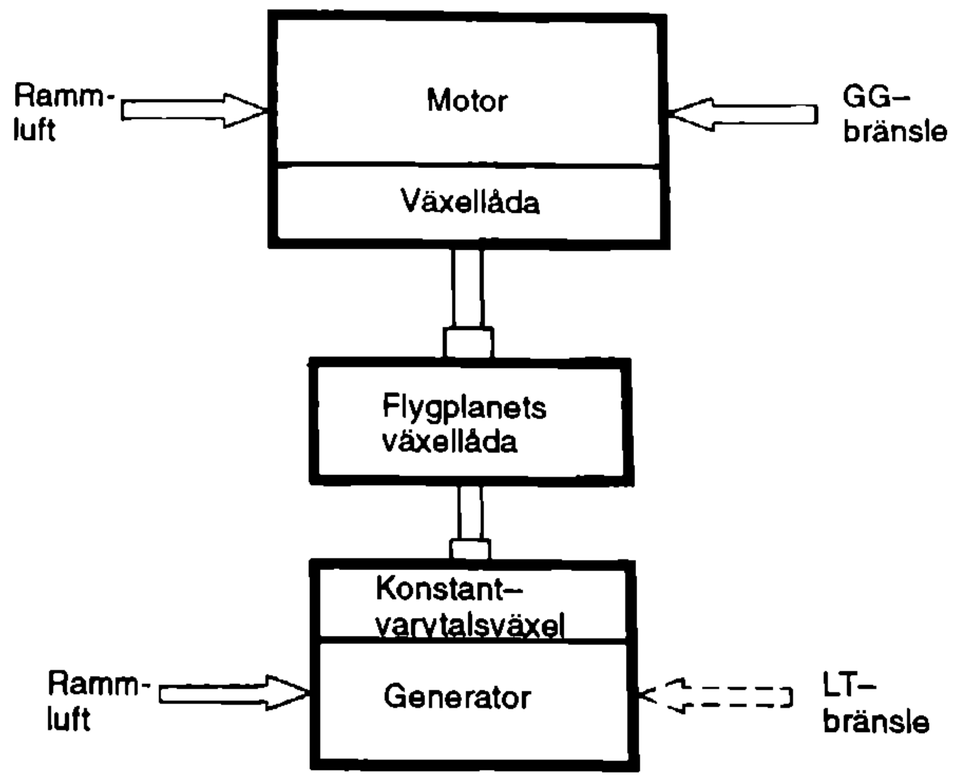
10 Kylsystem

I motorinstallationen ingår två kylsystem, se Bild 8, vars uppgift är att vid alla aktuella flygfall ombesörja tillräcklig kylning av oljan i motorn och elaggregatet (konstantvarvtalsväxel och generator).

För kylning av motorns olja finns som tidigare nämnts två kylare. Den ena använder rammluft som kylmedium och den andra bränsle från gasgeneratorn.

Konstantvarvtalsväxeln och generatorn har ett gemensamt oljesystem, vars olja kyls av två kylare. Den ena, som alltid är inkopplad, är en rammluftkylare medan den andra, som kopplas in när den förstnämndas kylkapacitet inte räcker till, är bränslekyld.

Oljan i flygplanets växellåda saknar kylning.



–2463 E

Bild 8. Kylsystem, översikt

11 Brandskydd

Motorrummet brandskyddas dels genom att det genomspolas av ventilationsluft, dels genom att särskilt utsatta ställen är försedda med strålningsskydd.

Om brand uppstår i startapparaten och angränsande utrymmen under motorstartning kan branden släckas med en brandsläckare som ansluts till ett rör, placerat i utrymmet där reservelaggregatet (vindmillan) fälls in.

11.1 Brandvarning

I motorinstallationen ingår två av varandra oberoende brandvarningssystem. Den ena varnar för brand i motorrummet, medan det andra varnar för brand i utrymmet där startapparaten är placerad.

Det senare systemet är emellertid inkopplat enbart under motorstartningsförloppet på marken och därefter så länge nosstället är infjädrat.

11.1.1 Brandvarning, motorrum

Motorrummets brandvarningssystem består av två lika system, som fungerar helt oberoende av varandra med undantag för kontrollfunktionen, som är gemensam.

De båda systemens givarslingor är av typ firewire och placerade bredvid varandra i motorrummet och på efterbrännkammaren vid framkanten av dess utloppsdel. Givarslingornas kapacitans ökar kraftigt vid ökande temperatur.

Systemets funktion framgår av Bild 9.

Om temperaturen i motorrummet och därmed laddningen i givarslingan överstiger ett visst värde avger laddningsavkännaren en signal till relä R1, som slår till, varvid lampfältet BRAND på vänster indikeringstablå tänds samt optisk och akustisk huvudvarning ges.

Varningen upphör om temperaturen sänks igen, t ex vid gasavdrag.

11.1.1.1 Funktionskontroll

Vid kontroll av brandvarningssystemet trycks strömställaren KONTROLL in, se pos 23 på Bild 16. Härvid slår relä R2 till, varvid en kondensator kopplas in parallellt med givarslingan. Den totala kapacitansen i systemet blir då den som enbart givarslingan har vid den temperatur då brandvarning ska ges. Laddningsavkännaren ger härvid signal till relä R1, varvid lampfälten BRAND tänds. Under funktionskontrollen ges inte huvudvarning.

På detta sätt kontrolleras såväl givarslingan som laddningsavkännaren och lampan i de två systemen samtidigt.

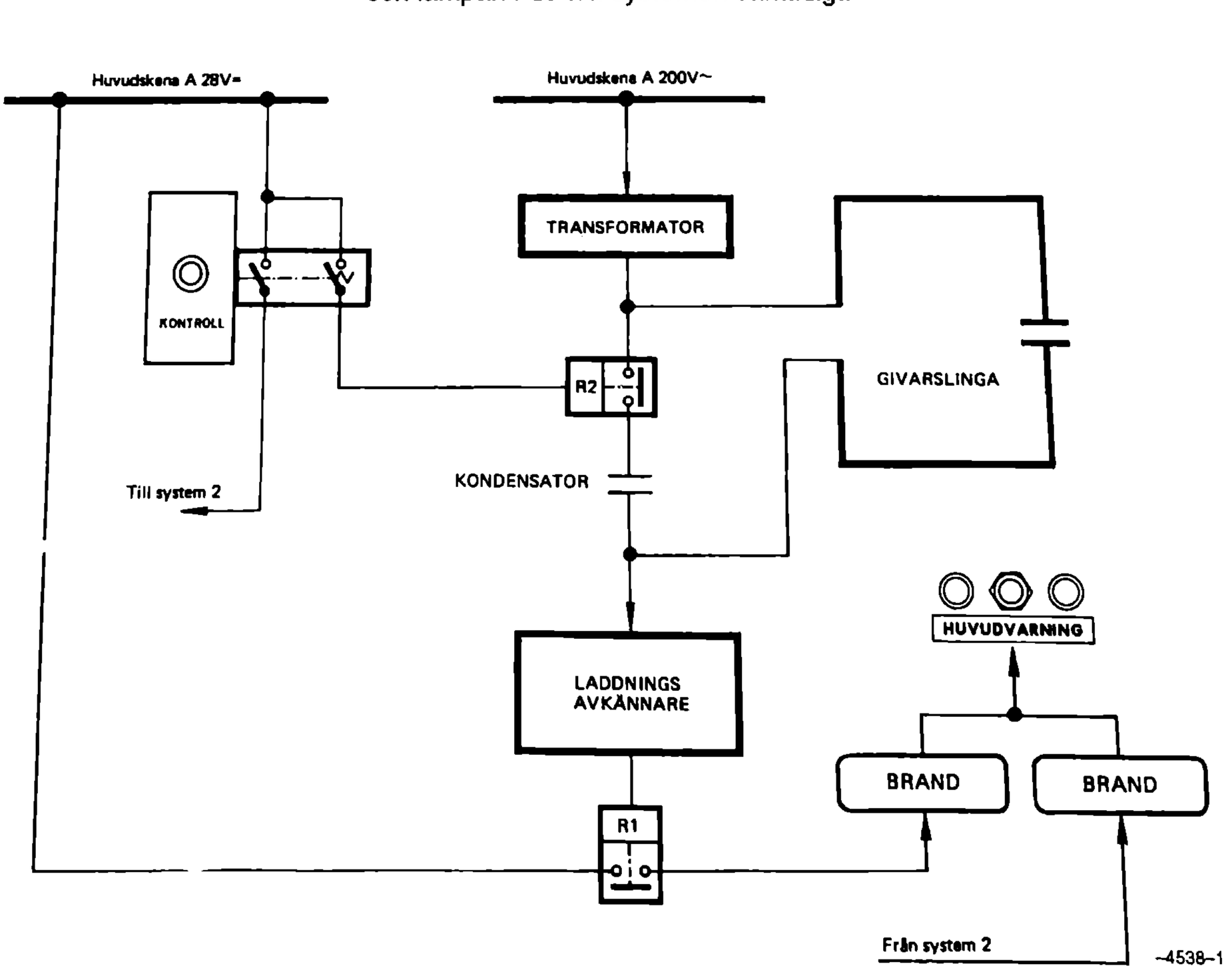


Bild 9. Brandvarningssystem, principschema

11.1.2 Brandvarning, startapparat

I startapparatens brandvarningssystem, se Bild 10, ingår en infrarödkänslig givare som är placerad i det undre apparatrummet, strax framför startapparatens luftintag.

Vid brand avger givarens fotocell en signal som via kontrollboxens förstärkare tänder lampfältet BRAND GTS på höger indikeringstablå samt ger optisk och akustisk huvudvarning. Samtidigt tänds även kontrollampan som sitter i utrymmet där reservelaggregatet fälls in. Denna lampa är så placerad att den under startningsförloppet ska övervakas av markpersonalen.

Om brand uppstår när startströmställaren är tillslagen, se Bild 11, kommer blockeringen av huvudvarningen att hävas när relä R2, Bild 10, slår till.

11.1.2.1 Funktionskontroll

Funktionskontroll sker genom att en vippströmställare, KONTROLL IR BRANDV, invid kontrollampan i utrymmet för reservelaggregatet, ställs i läge TILL. Varningssystemet kopplas då in via relä R2 varvid lampfältet BRAND GTS och kontrollampan tänds, samtidigt som huvudvarning ges.

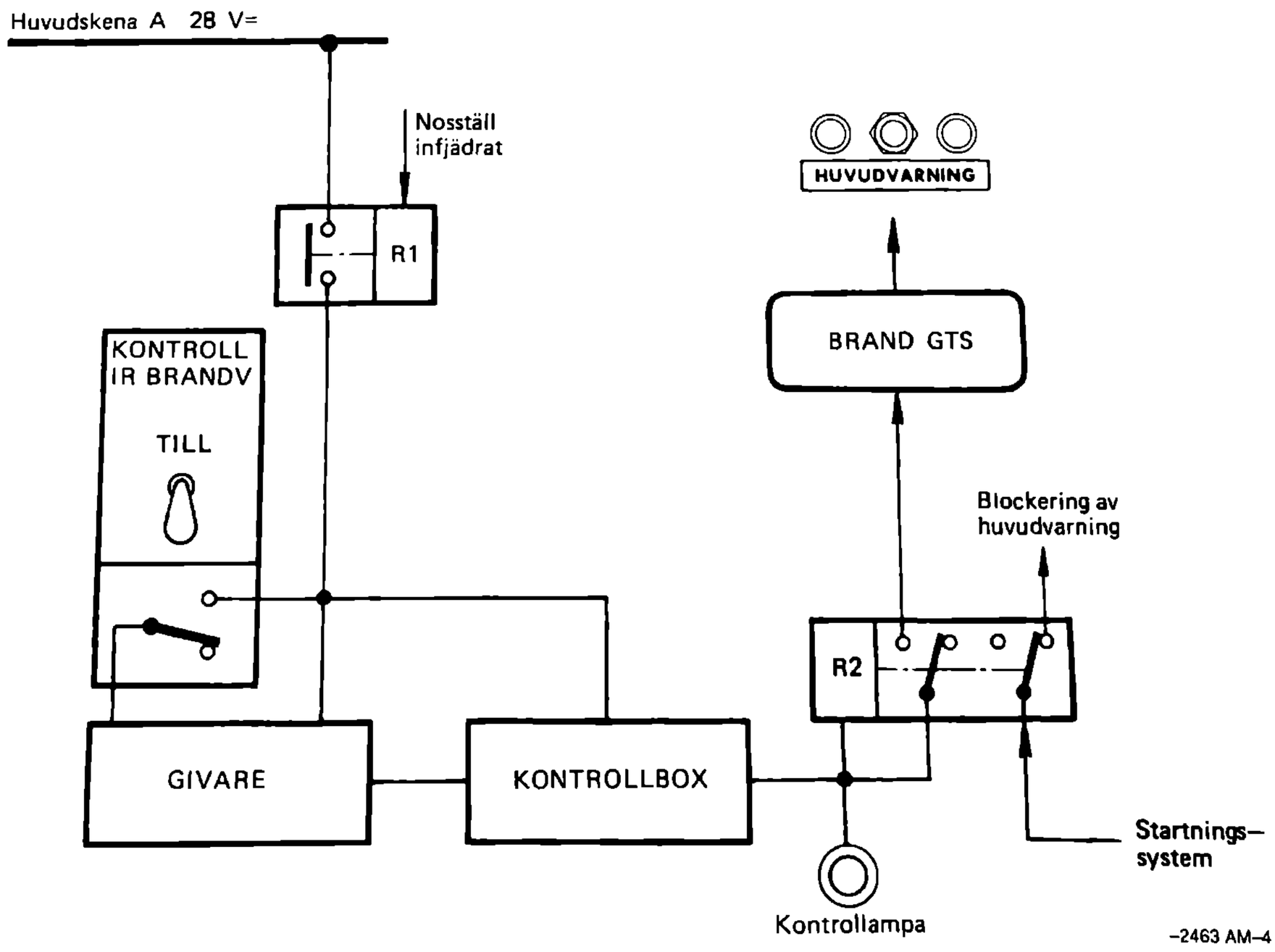


Bild 10. Brandvarningssystem startapparat, principschema

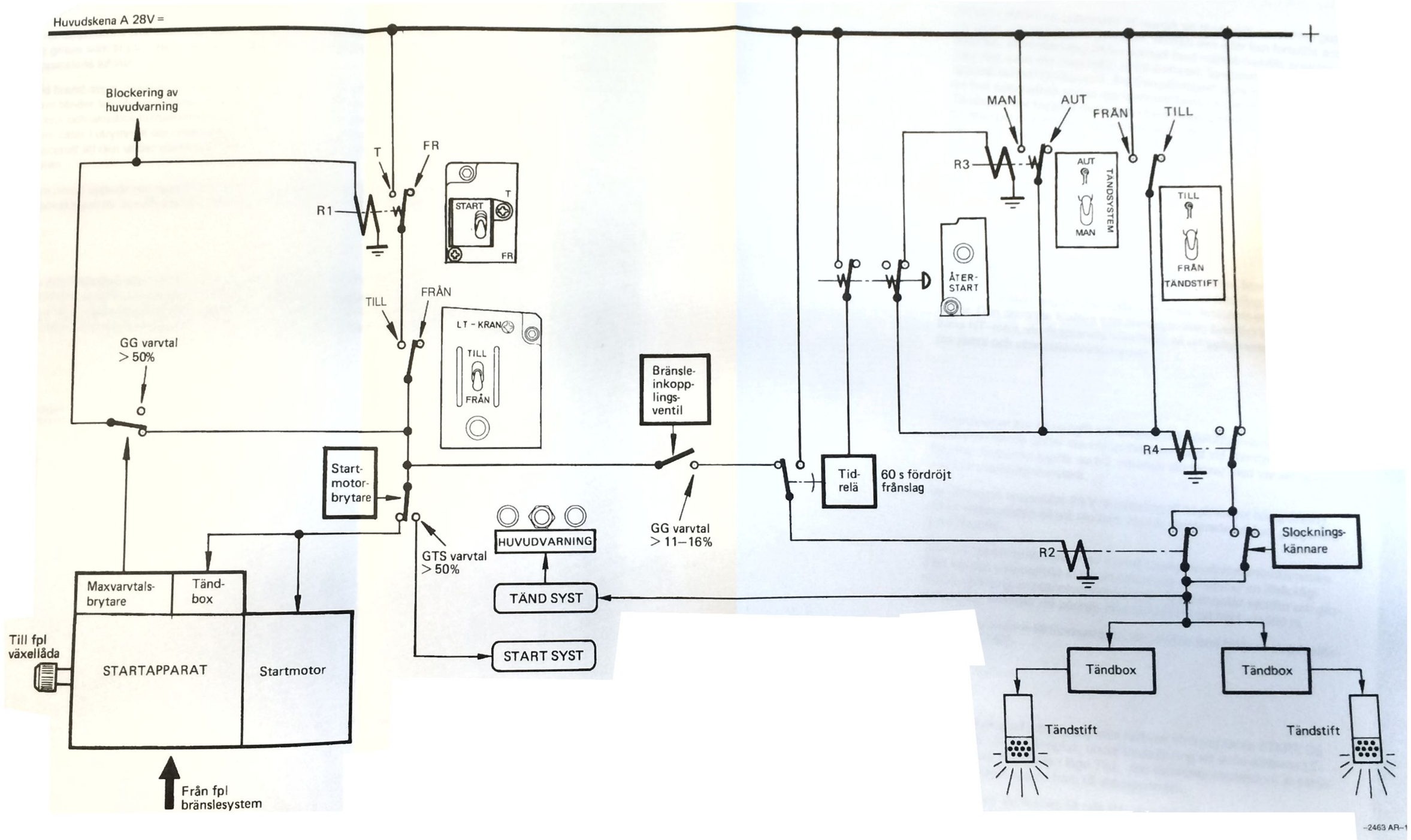


Bild 11. Startningssystem, principschema

12 Startningssystem

Motorns startningssystem har till uppgift att tända och accelerera gasgeneratorn upp till livhållningsvarvtal, varifrån den själv kan fortsätta accelerationen. Motorstartning utförs normalt med markströmkälla ansluten, men kan även ske med hjälp av fpl–batteriet. Systemet består av en startapparat och ett tändsystem. Startningsförloppet styrs elektriskt och arbetar helt automatiskt sedan startströmställaren i förarrummet slagits till. Tändsystemet kopplas dessutom i begränsad omfattning in automatiskt för återstartning om gasgeneratorn skulle slockna under flygning. Skulle den automatiska återstartningen inte fungera kan återstartningen även initieras manuellt. Vid återstartning behöver inte startapparaten kopplas in eftersom gasgeneratorn då förutsätts rotera (vindmilla).

Startningssystemets principiella uppbyggnad framgår av Bild 11.

12.1 Startapparat

Startapparaten (ibland förkortat GTS — Gas Turbine Starter) utgörs i princip av en turboaxelmotor som drivs med bränsle från flygplanets bränslesystem. För startning av startapparaten finns dessutom en eldriven startmotor. Den drivande kraften från startapparaten överförs till gasgeneratorns HT–rotor, via flygplanets växellåda, så att gasgeneratorn accelereras jämnt och utan belastningstoppar.

12.2 Tändsystem

Tändsystemet har till uppgift att antända bränsleluftblandningen i gasgeneratorns flamrör under startningsförloppet samt vid återstartning under flygning. Systemet består av två separata tändboxar med var sitt tändstift samt en slockningskännare.

Tändboxarna omvandlar 28 V likspänning till högfrekvent högspänning, vilken sedan matas till två tändstift som är monterade i två av gasgeneratorns flamrör.

Slockningskännaren känner av trycket i gasgeneratorns brännkammare. Den kopplar automatiskt in tändsystemet då den känner en tillräckligt snabb sänkning av brännkammartrycket, vilket sannolikt inträffar om gasgeneratorn slocknar vid pådrag max släckt EBK på höjd <11000 m.

Matningsströmmen till tändsystemet kan brytas med hjälp av strömställaren TÄNDSTIFT.

12.3 Motorstartning

Startningsförloppet sätts igång med hjälp av strömställaren START. Då denna ställs i läge T kopplas, under förutsättning att strömställaren LT–KRAN tidigare har ställts i läge TILL, den elektriska startmotorn in samtidigt som bränsle släpps fram till startapparaten.

Vidare sluts en strömkrets till relä R1, som slår till och håller kvar strömställaren START i läge T.

Anm
Startströmställaren måste hållas kvar i läge T ca 2 s för att relä R1 ska hinna slå till.

Startmotorn accelererar på ca 5 s startapparaten till livhållningsvarvtal, vilket är 50 % av dess maxvarvtal. Vid livhållningsvarvtalet bryter startmotorbrytaren strömmen till startmotorn, som därvid stannar. Samtidigt sluts strömmen till lampfältet START SYST.

När gasgeneratorns varvtal är lägre än ca 9 % är lampfältet MAN BR REG tänt, jfr Avsnitt 2.2 Gasgeneratorns bränsle– och reglersystem.

När startapparaten har accelererat gasgeneratorn till varvtal 11 — 16 % sluts strömmen i bränsleinkopplingsventilen med följd att relä R2 slår till. Samtidigt byggs bränsletrycket upp i gasgeneratorns bränsleregulator.

När relä R2 slår till erhåller tändboxarna och lampfältet TÄND SYST ström under förutsättning att strömställaren TÄNDSYSTEM står i läge AUT samt att strömställaren TÄNDSTIFT står i läge TILL (låsta med låstråd i respektive lägen).

Tändstiften antänder bränsleluftblandningen i gasgeneratorns flamrör och gasgeneratorn fortsätter att accelerera.

Då gasgeneratorns varvtal uppnått 47 — 50 % bryter maxvarvtalsbrytaren strömmen till relä R1, som slår ifrån, vilket medför att startströmställaren återfjädrar till frånslaget läge, varvid strömmen till tändsystemet och startapparaten bryts. Härvid kuperas startapparaten samt släcks lampfälten TÄNDSYST och STARTSYST och samtliga kretsar återgår till utgångsläge för nytt startningsförsök. Hela startningsförloppet tills gasgeneratorn uppnått marktomgångsvarvtal tar 30 — 40 s. Under startningsförloppet fram till att lampfältet STARTSYST släcks är huvudvarningen blockerad. Vid brand i startapparaten upphävs emellertid blockeringen. Behöver startningsförloppet av någon anledning avbrytas sker detta genom att startströmställaren ställs i frånslaget läge. Härvid kuperas startapparaten i enlighet med vad som beskrivits ovan.

12.4 Automatisk återstartning

Den automatiska återstartningen initieras av slockningskännaren. När denna känner av en tillräcklig snabb sänkning av brännkammartrycket sluts strömmen till tändboxarna och tändstiften samtidigt som lampfältet TÄND SYST tänds samt huvudvarning ges.

Slockningskännaren bryter åter strömmen till tändboxarna och lampfältet då sänkningen av brännkammartrycket upphör p g a att gasgeneratorn tänt igen eller genom att tändningen misslyckats.

Anm
Vid snabba gasavdrag från max släckt EBK på marken och på höjd < 3000 m samt vid pumpning kan p g a den snabba sänkningen av brännkammartrycket tändsystemet aktiveras, varvid lampfältet TÄNDSYST tänds. Detta är fullt normalt och föranleder ingen åtgärd.

Om fel uppstår på slockningskännaren så att den utan orsak strömsätter tändboxarna (lampfältet TÄND SYST lyser kontinuerligt under längre tid) kan den kopplas bort genom att strömställaren TÄNDSYSTEM ställs i läge MAN, varvid relä R4 drar. Strömställaren TÄNDSYSTEM kvarhålls därefter i detta läge av relä R3.

12.5 Manuell återstartning

Om motorn inte återstartar automatiskt kan återstartningen initieras manuellt. Detta sker genom att strömställaren ÅTERSTART trycks in under ca 2 s. Härvid kommer tidrelät och relä R2 att slå till, varvid tändboxarna och lampfältet TÄND SYST strömsätts.

Tidrelät slår ifrån efter ca 60 s, varvid strömmen till tändboxarna och lampfältet bryts och återstartningsförloppet upphör.

Har strömställaren TÄNDSYSTEM ställts i läge MAN (slockningskännaren bortkopplad) innan återstartningen initieras, kommer den automatiskt att fjädra tillbaka till läge AUT, genom att relä R3 blir strömlöst när återstartningsknappen trycks in.

Vid gasgeneratorvarvtal under 51 % kan återstartning också initieras manuellt med strömställare START, vilket bl a innebär att GTS startas. Vid gg–varvtal över 47 % erhålls dock ingen självhållning på strömställare START. Försök till återstartning med strömställare START vid gg–varvtal över 51 % orsakar att ett övervarvtalsrelä bryter strömmen till GTS för resten av flygningen.

13 Utloppsejektor

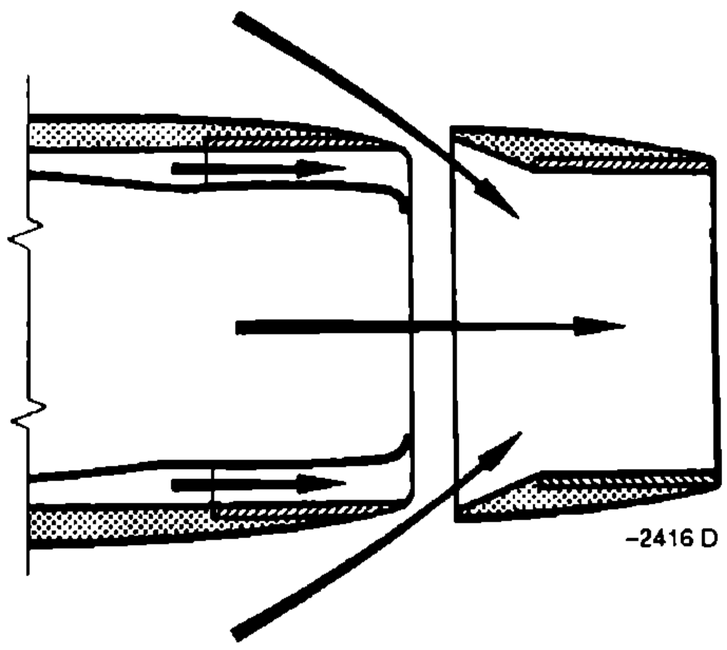
Stjärtkonen, som utgör flygkroppens avslutning bakåt, är så uppbyggd att dess bakre del verkar som ejektor när den genomströmmas av gasflödet från motorn. Detta ger ett dragkraftstillskott vid låg flygfart genom minskat basmotstånd efter motorns utlopp och vid hög fart genom överljudsexpansion av gasstrålen.

Minskningen av basmotståndet åstadkoms genom att luft strömmar in i ejektorn, vilket medför en tryckökning inuti ejektorn, se Bild 12.

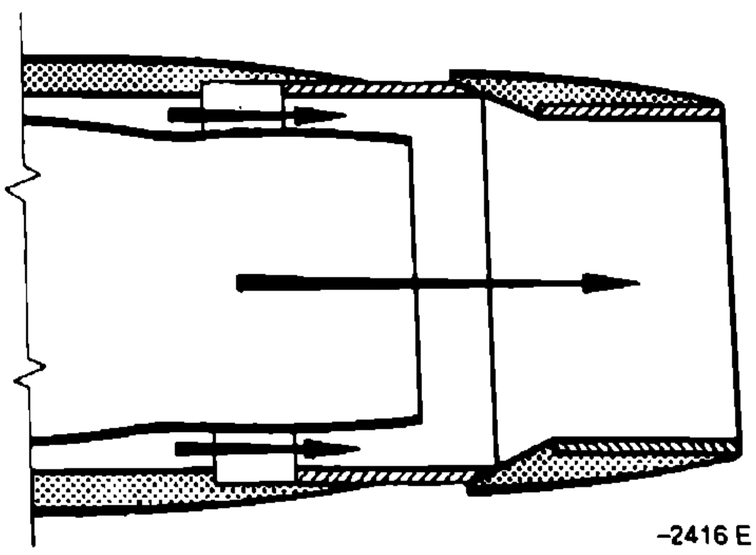
Luften tas in i ejektorn genom en spaltformad öppning, tertiärluftsintaget, som löper runt stjärtkonen.

När farten ökar avtar vinsten av att låta luften strömma in i ejektorn och vid överljudsfart blir det till och med en dragkraftsförlust, varför luftintaget vid vissa flygfall hålls stängt, se Bild 12.

Vid dragkraftsreversering tjänstgör tertiärluftsintaget som utloppsmunstycke för motorns gasstråle som därvid omlänkas av de tre reverseringsklaffarna i ejektorn, se Avsnitt 14 Dragkraftsreversering.



Öppen tertiärluftslucka



Stängd tertiärluftslucka

Bild 12. Utloppsejektor, princip

13.1 Tertiärluftslucka

Tertiärluftsintaget öppnas och stängs automatiskt med en cylindrisk skjutlucka, den så kallade tertiärluftsluckan. Denna är hydraulmanövrerad och ansluten till hydraulsystem 1. Luckans öppnings– respektive stängningstid är ca 5 s.

Magnetventilen, se Bild 13, som dirigerar tryckvätska till luckans öppnings– respektive stängningskrets, styrs av ett antal logikvillkor. Magnetventilen strömsätts, varvid luckan stängs, när följande villkor samtidigt uppfylls:

- Farten överstiger M 0,65.
- Landställsreglaget står i läge IN (landstället infällt).
- Gasspaken befinner sig framför läget för tändning av zon 2.
- Luftintagstätningen (i motorns inloppsdel) är öppen. Denna öppnar när de två förstnämnda villkoren uppfyllts.

Luckan öppnas åter när strömmen till magnetventilen bryts beroende på att något av de ovanstående villkoren upphör att gälla, t ex att farten sänks till M ≤ 0,65 eller att EBK zon 2 släcks.

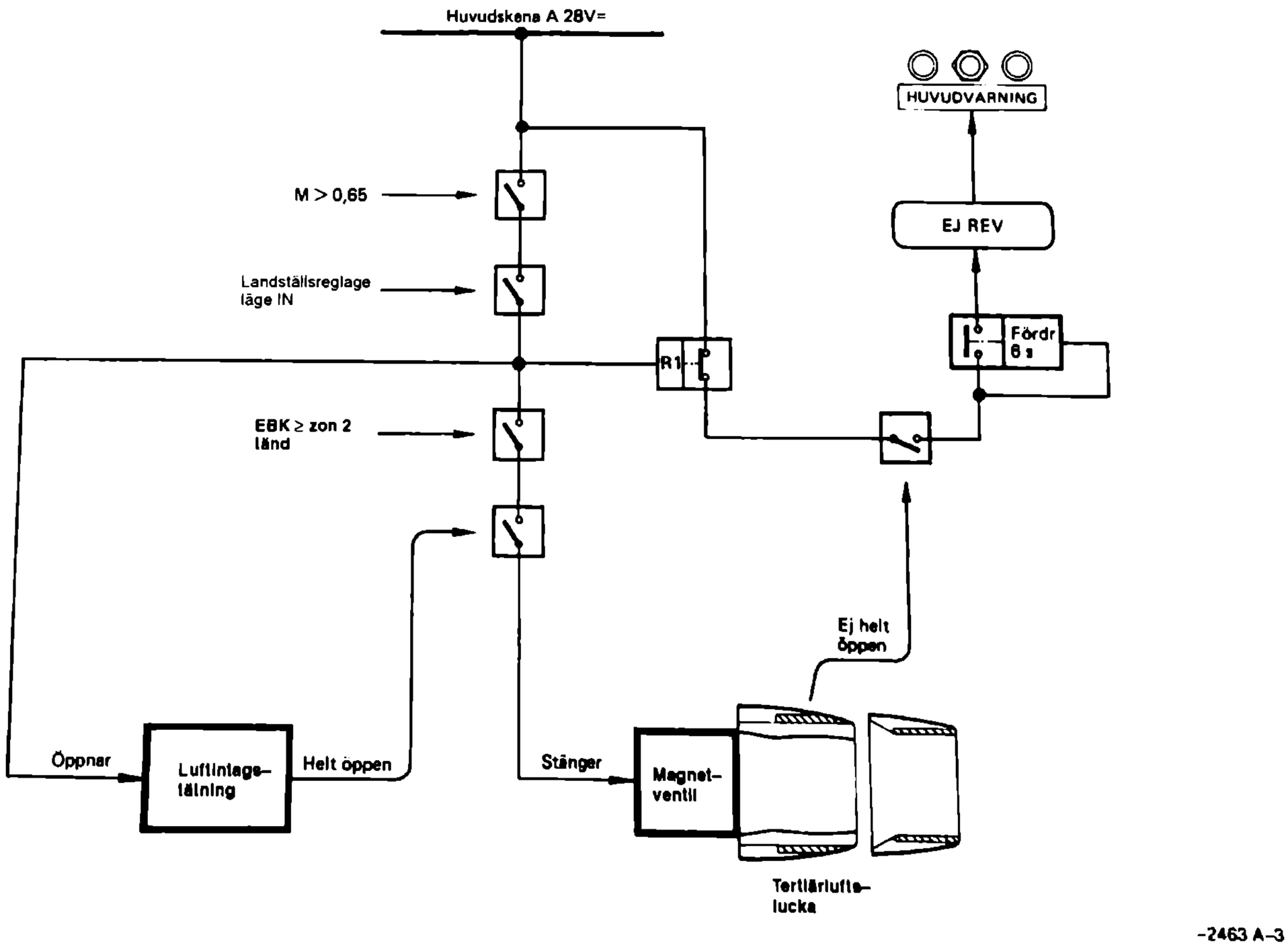


Bild 13. Tertiärluftslucka, principschema

Om tertiärluftsluckan p g a funktionsfel inte öppnar helt vid farter under M 0,65 eller vid utfällt landställ kommer lampfältet EJ REV på vänster indikeringstablå att tändas samtidigt som huvudvarning ges. Härvid upplyses föraren om att dragkraftsreversering inte går att utföra. Lampfältet får vid detta fel impuls över relä R1 samt över en mikroströmställare som påverkas av tertiärluftsluckan. För att obefogad varning inte ska erhållas i samband med manövrering av luckan, fördröjs impulsen till lampfältet 6 s, motsvarande luckans omställningstid.

Öppnings– och stängningslägena för tertiärluftsluckan och luftintagstätningen är samordnade i förhållande till flygtillståndet enligt nedanstående tabell. Beträffande luftintagstätning jämför även Avsnitt 7 Ventilation.

Tabell 2. Öppnings– och stängningslägen för tertiärluftslucka och luftintagstätning

Flygtillstånd		Luftintagstätning		Tertiärluftslucka	
		Stängd	Öppen	Stängd	Öppen
Machtal under 0,65	Alla motortillstånd	X			X
Machtal över 0,65	Släckt EBK eller tänd EBK zon 1		X		X
	Tänd EBK zon 2 — 3		X	X	

Anm
I tabellen förutsätts att landställsreglaget står i läge IN. Med landställsreglaget i läge UT kommer tertiärluftsluckan att vara öppen och luftintagstätningen stängd oberoende av flygtillstånd.

14 Dragkraftsreversering

Genom att omlänka gasstrålen från motorns utlopp framåt kan motorns dragkraft utnyttjas för att bromsa flygplanet under utrullningen efter sättningen. Härigenom kan flygplanets rullsträcka förkortas avsevärt.

Gasstrålen omlänkas genom att tre klaffar i stjärtkonens bakre del fälls ut och vänder gasstrålen framåt i sådan riktning att den strömmar ut genom tertiärluftsintaget som löper runt stjärtkonen, se Bild 14. Tertiärluftsintaget är så utformat att den undre delen av gasstrålen inte omlänkas fullt så mycket som den övre delen och sålunda erhålls ett visst nosned–moment under reverseringsförloppet. För att strömningen genom tertiärluftsintaget ska förbli tillfredsställande öppnas dessutom EBK utloppsmunstycke helt. Reverseringseffekten regleras med motorpådrag upp till max släckt EBK.

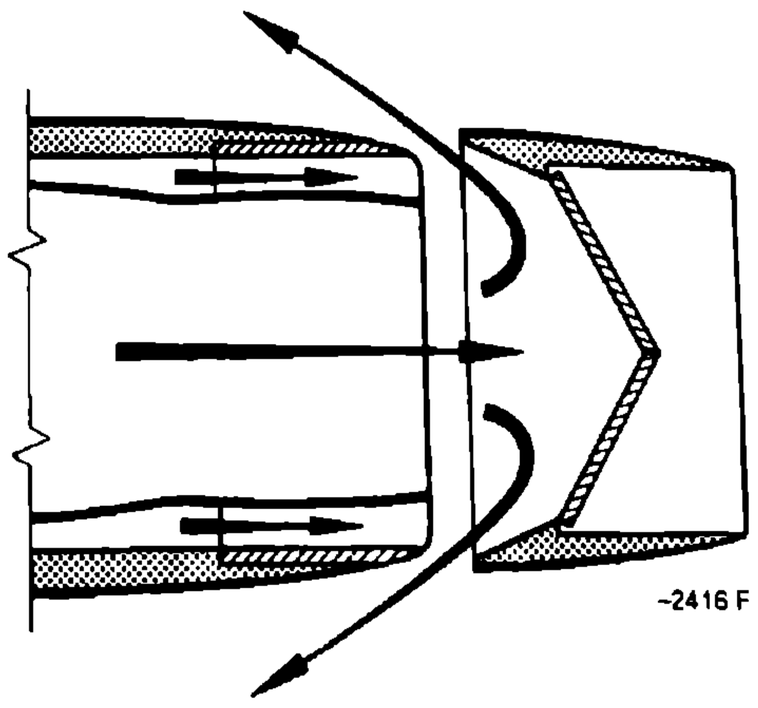
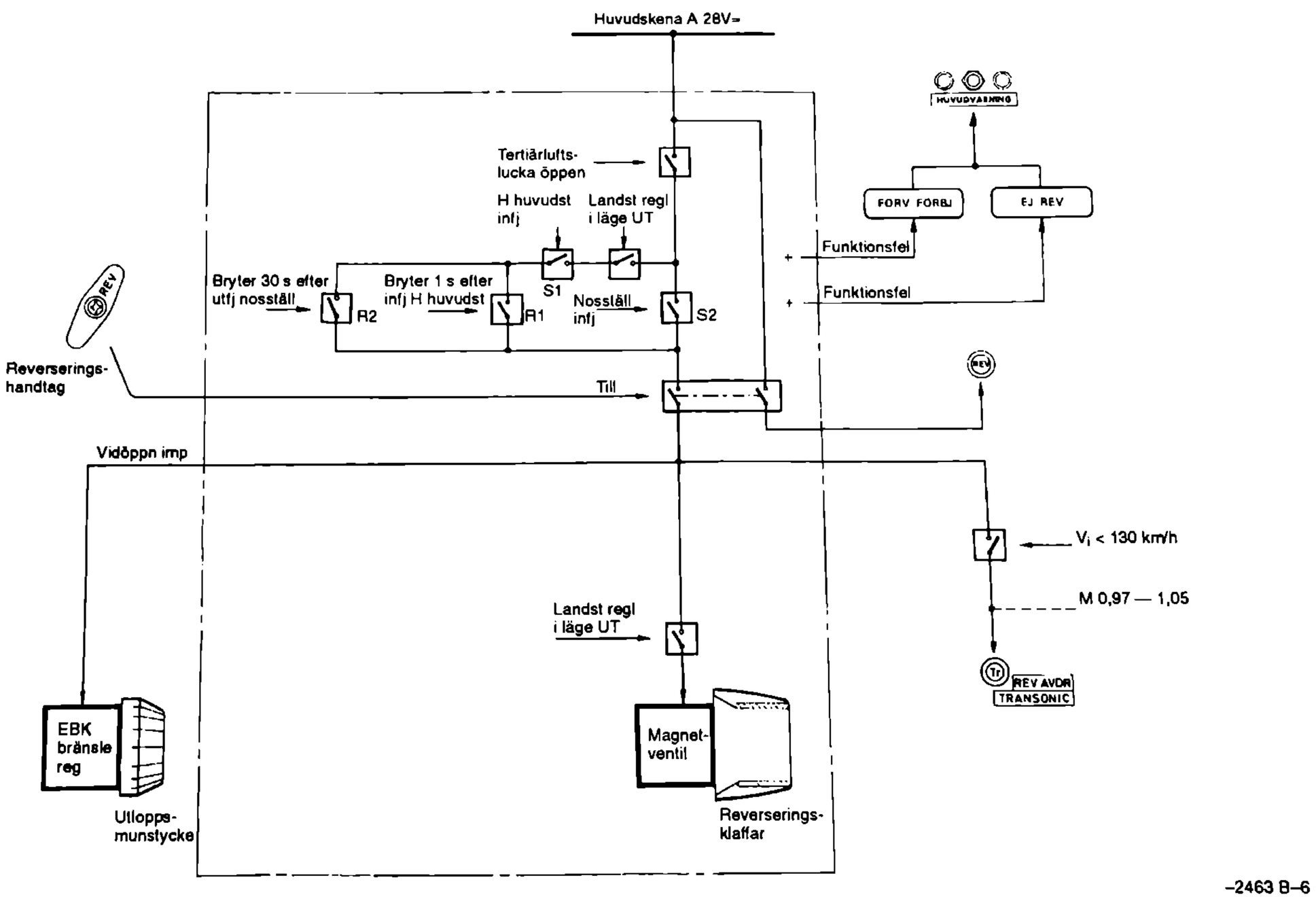


Bild 14. Dragkraftsreversering, princip

Användande av EBK vid reversering orsakar värmeskador på flygplanet.

Reverseringsklaffarna manövreras hydrauliskt med tryck från hydraulsystem 1. Utfällning respektive infällning av klaffarna, som tar ca 1,5 s, styrs elektriskt via en magnetventil, som dirigerar tryckvätska till klaffarnas ut– och infällningskrets.

Reverseringen kan initieras antingen automatiskt vid sättning när höger huvudställ fjädrar in, om förval gjorts genom att reverseringshandtaget dragits ut före sättningen, eller manuellt, om handtaget dras ut efter det att nosstället fjädrat in. I båda fallen avbryts reverseringsförloppet efter 1 s om inte nosstället fjädrar in, men startas åter så snart nosstället fjädrat in. Vid eventuellt förnyad utfjädring av nosstället fortlöper reversering-en ostörd under 30 s. Inkopplingslogiken framgår av Bild 15.



–2463 B–6

Bild 15. Dragkraftsreversering, principschema

14.1 Automatisk inkoppling efter förval

Reversering kan förväljas i luften så att automatisk inkoppling sker vid sättning. Förval sker genom att reverseringshandtaget dras ut, varvid indikeringslampan REV tänds.

Vid sättning, när höger huvudställ fjädrar in, sluts reverseringskretsen över strömställare S1, Bild 15. När reverseringskretsen slutits ges impuls dels till magnetventilen i EBK bränsleregulator för vidöppning av EBK utloppsmunstycke, dels till magnetventilen för reverseringsklaffarnas utfällning. Efter en sekund, när klaffarna vridits ungefär två tredjedelar av vinkeln till helt utfällt läge, faller ett tidrelä R1. Om nosstället inte har hunnit fjädra in under den sekunden, avbryts reverseringen och klaffarna går tillbaka mot infällt läge. När nosstället fjädrar in sluts reverseringskretsen i stället över strömställare S2. Om nosstället fjädrar ut hålls reverseringskretsen sluten i 30 s av ett tidrelä R2. Om även huvudstället fjädrar ut bryts reverseringen omedelbart.

När farten underskrider 130 km/h tänds indikeringslampan REV AVDR, vilket upplyser föraren om att risk föreligger att gasstrålen sugs in i luftintaget.

Anm
Lampan har även den funktionen att den tänds vid flygning i machtalsområdet 0,97 — 1,05 (TRANSONIC–lampa).

Reverseringen avbryts genom att reverseringshandtaget skjuts in. Magnetventilen blir därvid strömlös, varvid klaffarna återgår till infällt läge.

Initiering av reverseringsförloppet kan inte ske om tertiärluftsluckan inte är helt öppen (normalt öppen vid M < 0,65). Detta, samt vissa andra elektriska fel i reverseringssystemet som också förhindrar reversering, indikeras genom att lampfältet EJ REV på vänster indikeringstablå tänds och huvudvarning ges.

För att eliminera riskerna för felaktig initiering av reverseringen i luften på grund av elektriska felfunktioner i reverseringskretsarna finns dessutom en mikroströmställare som vid landställsreglageläge IN blockerar eventuell utfällningsimpuls till klaffarna.

Om sådana elektriska felfunktioner uppstår i reverseringskretsen att förvald reversering kan anses olämplig tänds lampfältet FÖRV FÖRBJ på vänster indikeringstablå samtidigt som huvudvarning ges. Efter sättning kan dock reverseringen initieras och användas på normalt sätt om behov föreligger.

14.2 Manuell inkoppling efter sättning

Vid manuell inkoppling kan reversering i princip initieras när höger huvudställ fjädrat in. Reverseringskretsen bryts dock efter en sekund och är sedan blockerad tills nosstället fjädrat in. Reverseringen är därefter oberoende av om nosstället tillfälligt fjädrar ut under upp till 30 s.

Funktionsförloppet överensstämmer i övrigt med vad som beskrivs ovan under Avsnitt 14.1 Automatisk inkoppling efter förval.

Bild 16. Manöver– och indikeringsorgan, motor och AFK, positionsförteckning

1 Landställsreglage
2 Reglagebromsspak
3 Strömställare, LT–KRAN
4 Strömställare, GENERATOR
5 Strömställare, ÅTERSTART
6 Strömställare, START
7 Strömställare, TÄNDSYSTEM
8 Strömställare, HUVUDSTRÖM
9 Gasspak
10 Urkopplingsknapp, AFK
11 Indikeringstablå, vänster
12 Reverseringshandtag
13 Indikeringslampa, REV
14 Huvudvarningslampor
15 Indikeringslampa, REV AVDR (TRANSONIC)
16 Varvtalsindikator
17 EBK–zonindikator
18 Tryckförhållandeindikator
19 Indikeringstablå, höger
20 Munstycksägesindikator
21 Utloppstemperaturindikator
22 Strömställare, BRÄNSLEREGL
23 Strömställare, KONTROLL
24 Strömställare, AVISN MOTOR
25 Strömställare, TÄNDSTIFT
26 Tryckströmställare α 15,5°
27 Indikeringslampa, AFK
28 Strömställare, LT–KRAN EBK
29 Automatsäkring, MOTOR, startningssystem

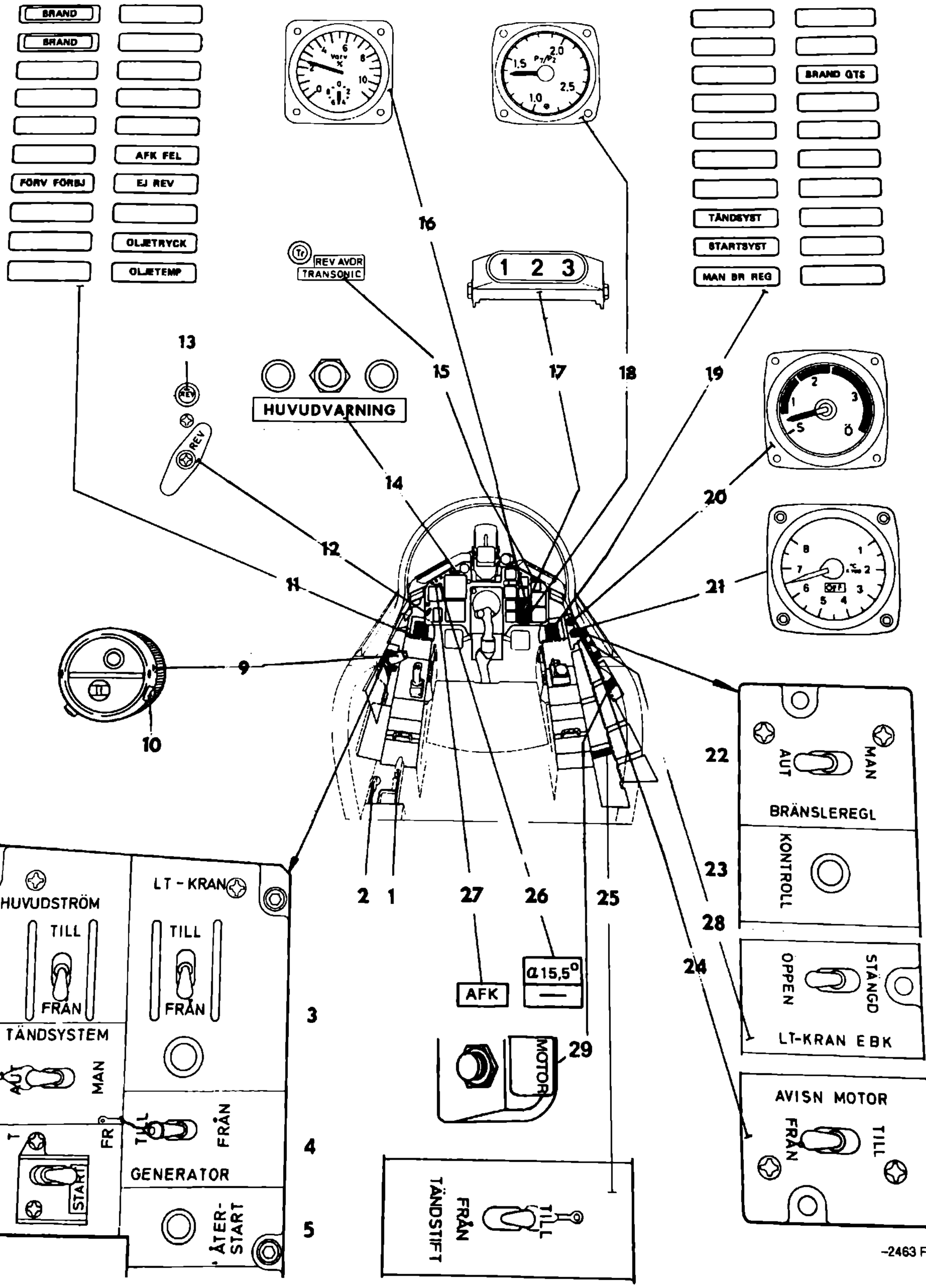


Bild 16. Manöver– och indikeringsorgan, motor och AFK

Automatisk fartkontroll

Innehåll

Sida

1 Allmänt 3
2 Funktionsmoder 3
3 Uppbyggnad 3
4 Funktionsövervakning 5

Bilder

Sida

1 AFK, principschema 4
2 Manöver– och indikeringsorgan, motor och AFK 7

1 Allmänt

AFK används företrädesvis under landningen för att avlasta föraren. Den reglerar automatiskt motorns dragkraft mellan ca flygtomgång och max släckt EBK genom att ställa om gasreglaget. AFK kan kopplas in oberoende av fart och gasspaksläge genom att reglagebromsspaken förs nedåt förbi känselstoppet (AFK TILL) vilket indikeras genom att lampan AFK på frontpanelen tänds. Sker inkoppling vid tänd EBK kan AFK inte korrigera farten. Om nosstället är låst i utfällt läge vid inkopplingen ges impuls till gasgeneratorns bränsleregulator att öka varvtalet och därmed motorns dragkraft. Vid max släckt EBK erhålls härvid en ökning av varvtalet på ca 1,5 % vilket motsvarar en dragkraftsökning på ca 3,5 %. Varvtalshöjningen kopplas bort först när reglagebromsspaken förs uppåt till läge AFK FRÅN eller när landstället fälls in.

2 Funktionsmoder

AFK arbetar i tre moder, vilka väljs enligt följande:

MOD 1 är inkopplad när landställsreglaget står i läge IN och ger en fart av 550 km/h.

MOD 2 är inkopplad när landställsreglaget står i läge UT och ger en jämviktsfart motsvarande anfallsvinkel 12° vid lastfaktor 1.

MOD 3 är inkopplad när landställsreglaget står i läge UT och strömställare α 15,5° på frontpanelen är intryckt, vilket ger en jämviktsfart motsvarande anfallsvinkel 15,5° vid lastfaktor 1.

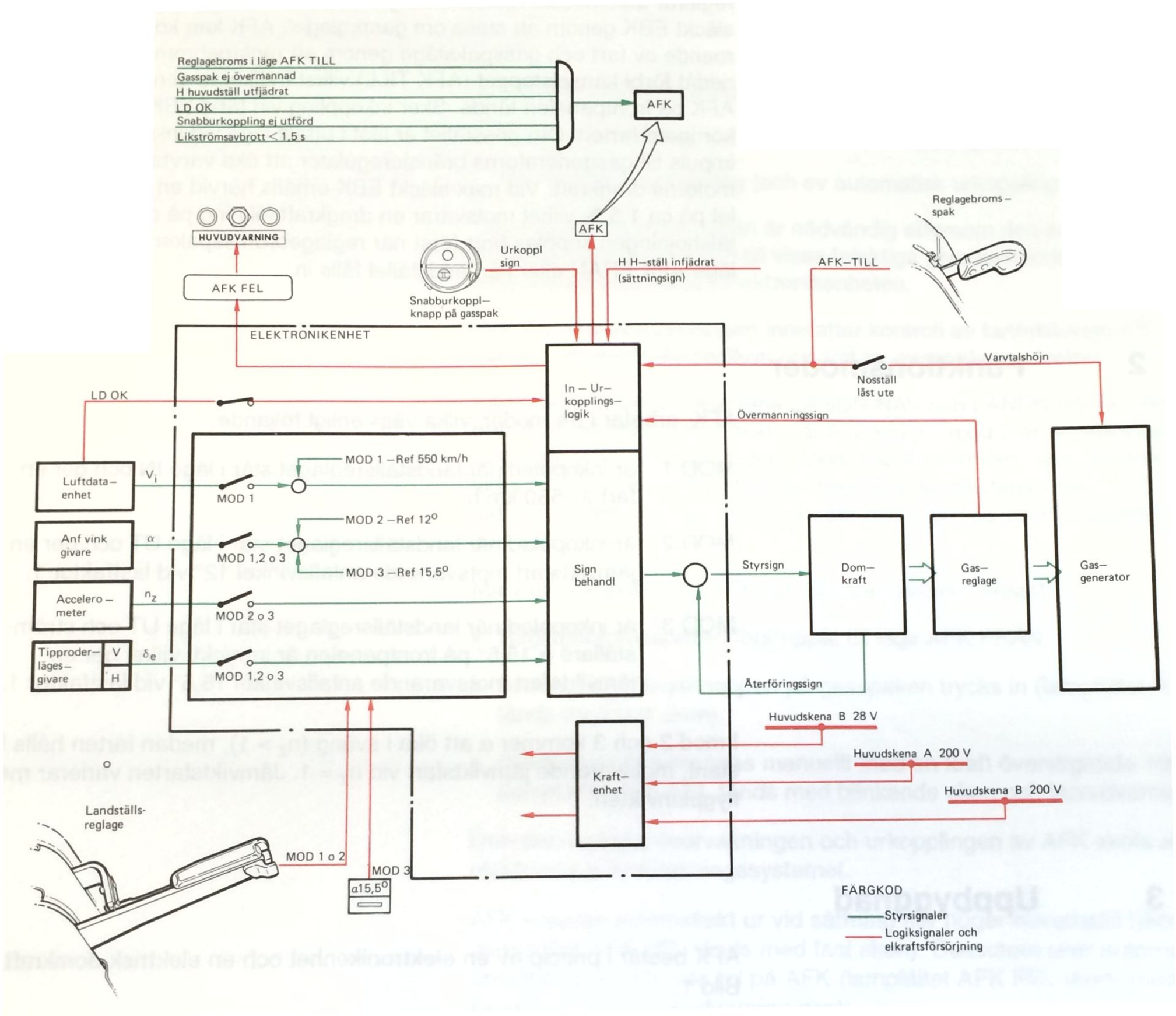
I mod 2 och 3 kommer α att öka i sväng ($n_z > 1$), medan farten hålls konstant, motsvarande jämviktsfart vid $n_z = 1$. Jämviktsfarten varierar med flygplanvikten.

3 Uppbyggnad

AFK består i princip av en elektronikenhet och en elektrisk domkraft, se Bild 1.

Elektronikenheten innehåller funktioner för beräkning och sammanställning av signaler från givare i flygplanet, vilka registrerar storheterna fart, anfallsvinkel, acceleration och tipprodervinkel. Med hänsyn till vilken AFK–mod som valts resulterar dessa beräkningar i styrsignaler till den med gasreglaget sammankopplade eldomkraften. Motorns dragkraft kommer därvid att regleras så att flygplanets fart hålls till det för vald mod angivna referensvärdet.

För att förhindra att domkraften styrs till ändläge innan flygplanet hunnit svara på en dragkraftsändring återkopplas en stabiliseringssignal till elektronikenheten från domkraften. Denna återföringssignal, tillsammans med styrsignalbehandlingen i elektronikenheten, är så utformad att systemet ger högre auktoritet vid pådrag än vid avdrag, vilket bland annat medför en fartökning (α–minskning) vid turbulens.



–2463 AS

Bild 1. AFK, principschema

Givarsignalerna till elektronikenheten används olika beroende på vilken AFK–mod som valts, enligt följande:

- Fartinformationen (V_i) används i mod 1 för att bilda fartfelet mellan aktuell fart och referensfart 550 km/h.
- Anfallsvinkelinformationen (α) används i mod 2 och 3 för att bilda anfallsvinkelfelet mellan aktuell anfallsvinkel och referensanfallsvinkel 12° resp 15,5°. Informationen används också i mod 1 för att snabba upp dragkraftssvaret vid anfallsvinkeländring, innan fartändringen registrerats.
- Accelerationsinformationen (n_z) används i mod 2 och 3 för att kompensera anfallsvinkelinformationen för belastning samt för uppsnabbning av systemet vid belastningsändringar.

- Tipprodervinkelinformationen (δ_e) används i samtliga moder för uppsnabbning av systemet vid ändring av tipproderutslaget.

4 Funktionsövervakning

AFK funktionsövervakning baseras på:

- Visuell övervakning (och ev manuell urkoppling av AFK).
- Automatisk övervakning (och ev automatisk urkoppling av AFK).

Den visuella övervakningen är nödvändig eftersom den automatiska övervakningen inte tar hänsyn till vissa felaktiga givarfunktioner eller till felaktig signalbehandling i elektronikenheten.

Den visuella övervakningen innefattar kontroll av fartfelsfenan i SI, α–indikatorn, och mach–fartindikatorn samt av gasspakens rörelser.

Fartfelsfenan anger i skedena LANDN NAV och LANDN P/O avvikelsen från AFK referens som i mod 1 är 550 km/h, i mod 2 är jämviktsvart motsvarande α 12° vid $n_z = 1$ och i mod 3 är jämviktsfart motsvarande α 15,5° vid $n_z = 1$. I mod 2 och 3 blinkar dessutom fartfelsfenan med 5 Hz (så kallad fartfelsvarning) när anfallsvinkeln överstiger ca 15,3° respektive ca 18,0°.

Manuell urkoppling av AFK kan ske på följande tre sätt:

- Reglagebromsspaken förs uppåt till läge AFK FRÅN.
- Snabburkopplingsknappen på gasspaken trycks in (lampfältet AFK FEL tänds med fast sken).
- Gasspaken övermannas manuellt med en kraft överstigande 100 N (lampfältet AFK FEL tänds med blinkande sken och huvudvarning ges).

Den automatiska övervakningen och urkopplingen av AFK sköts av det elektroniska övervakningssystemet.

AFK kopplas automatiskt ur vid sättning när höger huvudställ fjädrar in (lampfältet AFK FEL tänds med fast sken). Dessutom sker automatiskt urkoppling vid följande fel på AFK (lampfältet AFK FEL tänds med blinkande sken och huvudvarning ges):

- Vid bortfall av AFK växelströmsförsörjning längre tid än ca 2 s eller vid internt likströmsfel i AFK. Bortfall av AFK likströmsförsörjning orsakar också urkoppling, dock utan felvarning.
- Vid fel på luftdataenheten (LDOK upphör) med mod 1 inkopplad, dvs när AFK använder V_i–information.

Anm
AFK–urkoppling erhålls inte om α–givaren av någon anledning (ex tröghet) lämnar felaktig information, däremot tänds lampfältet CK (primärdatafel).

Återinkoppling av AFK efter såväl manuell som automatisk urkoppling sker genom att reglagebromsspaken förs uppåt till läge AFK FRÅN (felvarningen upphör) och därefter åter nedåt till läge AFK TILL.

AFK funktionsövervakning behandlas även i Flik 28 Funktionsövervakning.

Bild 2. Manöver– och indikeringsorgan, motor och AFK, positionsförteckning

1 Landställsreglage
2 Reglagebromsspak
3 Strömställare, LT–KRAN
4 Strömställare, GENERATOR
5 Strömställare, ÅTERSTART
6 Strömställare, START
7 Strömställare, TÄNDSYSTEM
8 Strömställare, HUVUDSTRÖM
9 Gasspak
10 Urkopplingsknapp, AFK
11 Indikeringstablå, vänster
12 Reverseringshandtag
13 Indikeringslampa, REV
14 Huvudvarningslampor
15 Indikeringslampa, REV AVDR (TRANSONIC)
16 Varvtalsindikator
17 EBK–zonindikator
18 Tryckförhållandeindikator
19 Indikeringstablå, höger
20 Munstyckslägesindikator
21 Utloppstemperaturindikator
22 Strömställare, BRÄNSLEREGL
23 Strömställare, KONTROLL
24 Strömställare, AVISN MOTOR
25 Strömställare TÄNDSTIFT
26 Tryckströmställare α 15,5°
27 Indikeringslampa, AFK
28 Strömställare, LT–KRAN EBK
29 Automatsäkring, MOTOR, startningssystem

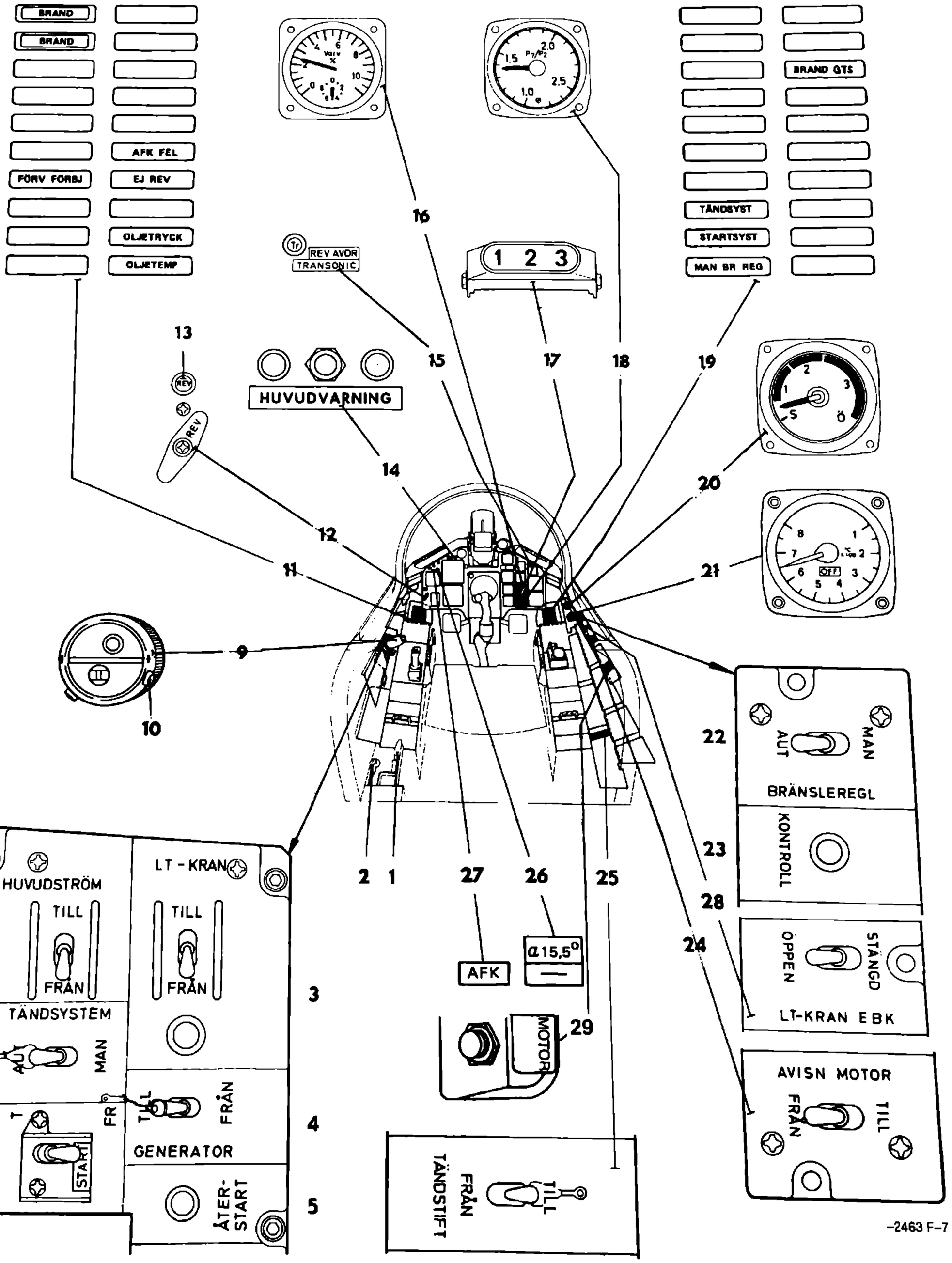


Bild 2. Manöver– och indikeringsorgan, motor och AFK

Bränslesystem

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Bränsletankar	3
2.1	Samlingstank	4
3	Påfyllningssystem	4
3.1	Deltankning	4
4	Matningssystem	5
4.1	Uppfordring från matartankarna	5
4.1.1	Tankarna 2, 3 och 4	5
4.1.2	Tankarna 5	6
4.1.3	Avstängningsventiler	6
4.1.4	Differensuppfordring	6
4.2	Intern transport i samlingstanken	6
4.3	Bränslematning till motorn	7
5	Tankluftssystem	7
5.1	Tankluft, inre tankar	7
5.2	Tankluft, extratank	8
6	Bränslesystemets funktion	8
6.1	Startning	8
6.2	Normal drift	9
6.3	Fällning av extratank	9
7	Fel i bränslesystemet	9
7.1	Varning BRÄ UPPF	10
7.1.1	Lågt tryck efter flödesfördelaren	10
7.1.2	Elkretsfel	10
7.1.3	Högt tryck i samlingstanken	10
7.1.4	Lågt tryck i samlingstanken	10
7.2	Varning TANKPUMP	10
7.3	Varning X–TANK BRÄ	11
8	Bränslemätsystem	15
8.1	Arbetssätt	15
8.2	Mängdindikering	16
8.3	Behovsindikering	16
8.4	Funktionsövervakning	17
8.5	Funktionskontroll	17
9	Manöver– och indikeringsorgan	18

Bilder

		Sida
1	Tankarrangemang, översikt	3
2	Bränslesystem, principschema	13
3	Bränslemätsystem, principschema	15
4	Manöver– och indikeringsorgan, bränslesystem	19

1 Allmänt

Flygplanets bränslesystem, som är ett lågtryckssystem, består av tankar, ledningar och apparater för påfyllning, förvaring och transport av bränslet till gasgeneratorns och efterbrännkammarens bränslesystem. De senare är högtryckssystem och beskrivs under Flik 9 Motor.

Beträffande bränslemängder och uttagbara tankvolymer hänvisas till hemlig del.

Maximal kapacitet till motorn är ca 68000 l/h varav 8000 l/h till gasgeneratorn och ca 60000 l/h till EBK.

Funktionsmässigt kan bränslesystemet betraktas som uppbyggt av tre delsystem, närmligen påfyllnings–, matnings– och tankluftssystem.

2 Bränsletankar

Flygplanet har åtta inre bränsletankar. Dessutom kan det utrustas med en fällbar extratank som hängs upp i en centralt placerad balk under kroppen, se Bild 1. Extratankens bränsleutrymmen är fyllda med skumplast (SAFOAM), som bildar ett nätverk och därigenom förhindrar explosion.

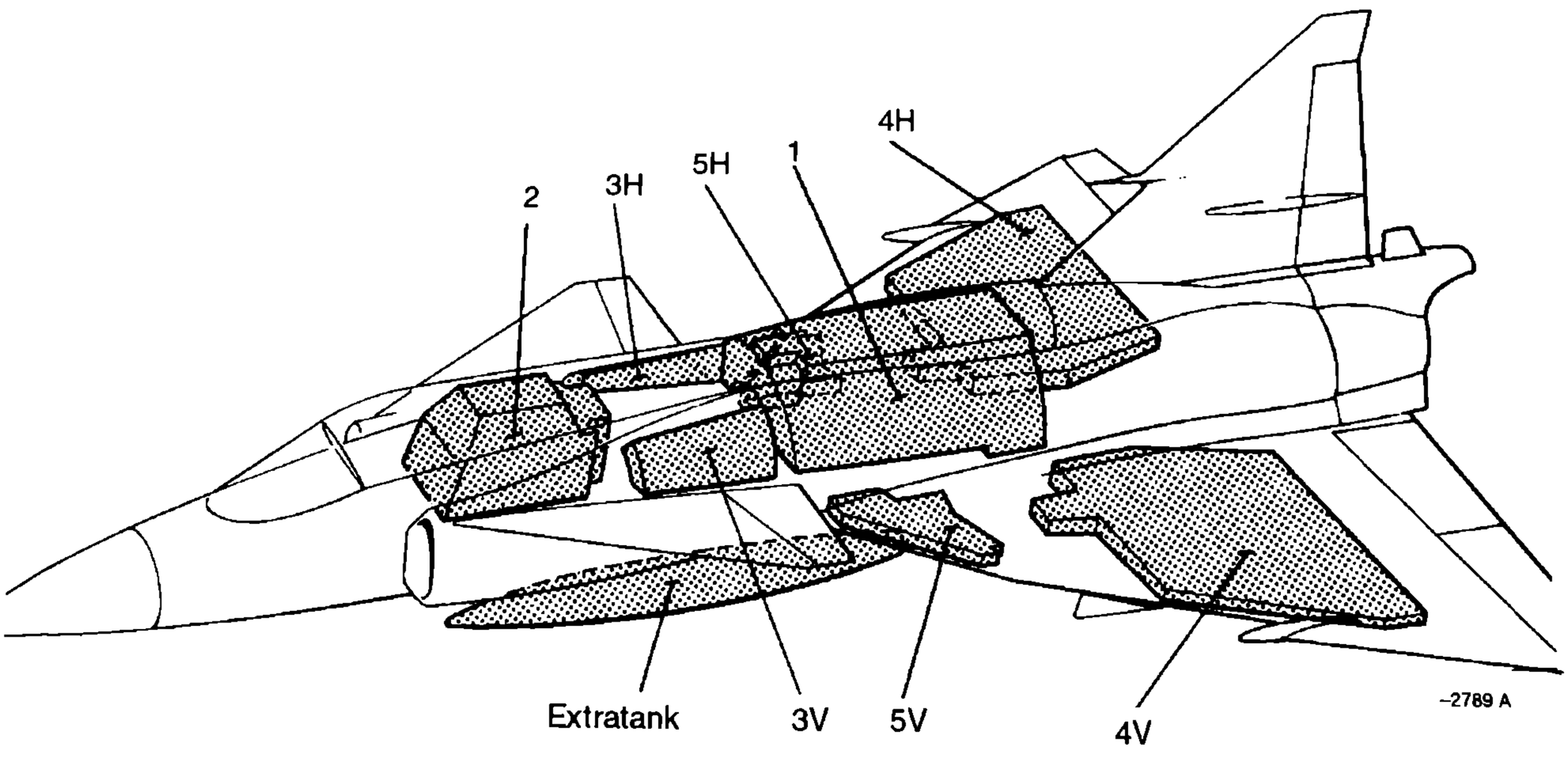


Bild 1. Tankarrangemang, översikt

De inre tankarna är utförda som tätade delar av kroppen respektive vingen (integraltankar) och har så långt som möjligt avgränsats från andra utrymmen i flygplanet genom dubbla plåtväggar. Extratanken är utförd i skalkonstruktion.

Tankarna indelas funktionsmässigt i samlingstank (tank 1) och matartankar (övriga tankar).

2.1 Samlingstank

Tank 1 är placerad i övre centrala delen av kroppen. Den är störst av de inre tankarna och utgör samlingstank, genom vilken allt bränsle måste passera på sin väg till motorn. Genom en mellanvägg, se Bild 2, är samlingstanken avdelad i en främre och en bakre del.

I den bakre delen finns två ryggflygningsfack som vardera rymmer ca 2 % bränsle. De är dimensionerade för flygning med negativ belastning vid max tänd EBK på lägsta höjd under den maxtid (10 s) som begränsas av motorns smörjsystem. För återfyllning av ryggflygningsfacken fordras 15 sekunders flygning med positiv belastning vid max släckt EBK. I ryggflygningsfacken är de eldrivna tankpumparna monterade.

3 Påfyllningssystem

Påfyllning av bränsle kan endast ske genom trycktankning. Tankningsutrustningens munstycke ansluts till påfyllningsanslutningen på undersidan av höger huvudvinge och därifrån leds bränslet genom ett särskilt ledningssystem till de olika tankarna. Först fylls tankarna 1 och 5, sedan övriga ordinarie tankar och sist extratanken. När tankarna är fyllda stänger ventiler styrda av nivågivare automatiskt av påfyllningen. Påfyllning av bränsle kan även ske med motorn igång (s k snabbtankning), exempelvis under motorberedskap.

Urluftning av tankarna under tankningsförloppet sker automatiskt genom tankluftssystemets försorg när tankningsluckan, dvs luckan över påfyllningsanslutningen, öppnas. När tankningsluckan öppnas vid snabbtankning stoppas också flödesfördelaren, vilken normalt sköter om uppfordringen av bränslet från tankarna 2, 3 och 4 till samlingstanken.

Tankningsförloppet övervakas av fyra indikeringslampor som visar, dels att ventilerna i bränslesystemet är klara för tankning, dels att tankarna har fyllts. Lamporna är, tillsammans med en strömställare för val av tankning av extratank eller ej, placerade på en tablå på höger landställsben.

Fyllning av helt tomma inre tankar tar ca 7,5 minuter. Ska även extratanken fyllas tar tankningsförloppet ca 9 minuter.

3.1 Deltankning

Påfyllningssystemet medger att tankarna kan deltankas, vilket är aktuellt vid t ex uppvisning och nödstart.

4 Matningssystem

Matningssystemet, se Bild 2, har till uppgift att förse motorn (gg och EBK) med erforderligt bränsle under alla förekommande driftförhållanden. Bränslets väg till motorn kan härvid indelas i följande tre etapper:

- Uppfordring från matartankarna till samlingstanken.
- Intern transport i samlingstanken.
- Bränslematning från samlingstanken till motorn.

4.1 Uppfordring från matartankarna

Uppfordringen till samlingstanken sker normalt, när det gäller de inre matartankarna, med en flödesfördelare och två strålpumpar. Från extratanken sker däremot uppfordringen enbart med hjälp av tryckluft. Bränslet från samtliga matartankar strömmar in i samlingstankens främre del.

4.1.1 Tankarna 2, 3 och 4

För att inte snedtömning och därmed för stor tyngdpunktsförskjutning ska uppstå styrs uppfordringen från tankarna 2, 3 och 4 av den från hydraulsystem 1 drivna flödesfördelaren.

4.1.1.1 Flödesfördelare

Flödesfördelaren är i princip en pump, bestående av fyra pumpelement, vars kapacitet är så avpassad att tankarna töms i det närmaste samtidigt.

Flödesfördelaren har två arbetsområden, högfart och lågfart, varigenom dess uppfordringskapacitet påverkas. I högfartsområdet är flödesfördelarens maximala kapacitet ca 58000 l/h och i lågfartsområdet maximalt ca 6500 l/h. Lågfartsområdet har tillkommit för att förbättra tömningen av tankarna 2 — 4 när lite bränsle återstår i dessa och samtidigt eliminera varvtalsrusning hos flödesfördelaren p g a luftinblandning i bränslet. Omkoppling till lågfart sker när ca 25 l bränsle återstår i tank 3H. Härutöver arbetar flödesfördelaren i lågfartsområdet vid utfällt landställ under förutsättning att gasspaken inte står i EBK–läge.

För att förhindra överfyllning av samlingstanken eller blockering av urluftningssystemet stoppas flödesfördelaren temporärt av en lägesgivare vid accelerationer i längdled och sidled (oren flygning) motsvarande följande flygtillstånd:

Stigning	> 60°
Dykning	> 30°
Roll höger	> 15°

Fel på flödesfördelaren indikeras av att lampfältet BRÄ UPPF tänds. Lampfältet tänds på impuls från tryckvakten 1, Bild 2, vilken känner av trycket efter flödesfördelaren. Se vidare Avsnitt 7 Fel i bränslesystemet.

4.1.2 Tankarna 5

Bränsleuppfordringen från tankarna 5 sker med hjälp av två strålpumpar 8, Bild 2, placerade i samlingstanken. De utgörs av ejektorer som genomströmmas av bränsle som återleds från gasgeneratorns matarledning.

4.1.3 Avstängningsventiler

I bränsleledningarna från flödesfördelaren och extratanken finns två avstängningsventiler 5 och 7, Bild 2, som reglerar nivån i samlingstanken så länge som bränsle finns kvar i matartankarna. Härigenom hålls samlingstanken fylld så länge som bränsleförbrukningen inte är större än tillströmningen. Ventilerna styrs av nivåventiler som är placerade i samlingstankens främre del. Nivåventilen som styr uppfordringen från extratanken är placerad på högre nivå än nivåventilen som styr uppfordringen från flödesfördelaren, vilket medför att extratanken töms först.

Två avstängningsventiler, 10 och 11, Bild 2, finns dessutom i uppfordringsledningen från extratanken. När denna är tömd stänger ventilerna och hindrar därigenom tankluften att strömma till samlingstanken och utsätta denna för högt tryck. För att under pågående uppfordring förhindra överfyllning av samlingstanken eller blockering av urluftningssystemet, stängs dessa ventiler också av samma lägesgivare och under samma flygfall som beskrivits ovan för flödesfördelaren.

Om ventilerna på grund av felfunktion, när mer än ca 3 % bränsle finns kvar, står i stängt läge så att extratanken inte kan tömmas, tänds lampfältet X–TANK BRÄ.

4.1.4 Differensuppfordring

Om flödesfördelaren stannar p g a fel (hydraulbortfall eller mekaniskt fel), passerar bränslet genom speciella shuntventiler med hjälp av tryckdifferens över ventilerna. Denna tryckdifferens skapas av att tryckluftsförsörjningen till samlingstanken stängs av samtidigt som den urluftas till atmosfären (differensuppfordring). Uppfordringskapaciteten begränsas härvid till 4000 ± 1000 l/h.

Vid differensuppfordring sker tömning av matartankarna okontrollerat. Tömningen av tankarna 4 släpar efter, vilket kan ge baktungt fpl. Ju högre bränsleförbrukningen härvid är, desto gynnsammare blir tyngdpunktsläget.

4.2 Intern transport i samlingstanken

Eftersom allt bränsle måste passera de eldrivna tankpumparna som är placerade i ryggflygningsfacken i samlingstankens bakre del, är det viktigt att denna del av tanken hålls väl fylld. Detta sker genom att bränslet endast kan strömma från främre till bakre del av samlingstanken genom klaffventilerna, som sitter i mellanväggen mellan tankens främre och bakre del. Dessutom sugs bränsle från främre till bakre delen av samlingstanken med hjälp av två strålpumpar 9, Bild 2.

Strålpumparna utgörs av ejektorer som genomströmmas av bränsle som återleds från gasgeneratorns matarledning via tre kylare.

Urluftningsenheten öppnar också för urluftning av tankarna när tankningsluckan öppnas i samband med bränslepåfyllning.

Urluftningstankarna utgör bl a expansionsutrymme för bränslet vid temperaturstegring under längre tids uppställning samt förhindrar att bränsle dräneras ut till atmosfären vid tankning. Det bränsle som samlas i urluftningstankarna återleds till bränsletankarna genom dränerledningar.

Om trycket i samlingstanken blir för högt eller för lågt tänds lampfältet BRÄ UPPF. Lampfältet får impuls via tryckvakten 2 respektive 3. Se Avsnitt 7 Fel i bränslesystemet.

5.2 Tankluft, extratank

I reducerventilen, som är placerad i extratanken, reduceras tankluftsövertrycket till 98,1 kPa, vilket är högre än övertrycket till de inre tankarna. Detta på grund av den större uppfordringshöjden och för att extratankens tömning sker enbart med hjälp av tryckluft.

Tryckutjämningsventilen fungerar som säkerhetsventil genom att öppna förbindelse till atmosfären om trycket i extratanken skulle över– respektive understiga tillåtet värde. Dessutom öppnar den för urluftning vid bränslepåfyllning.

Om tankluftstrycket i extratanken sjunker, när mer än ca 3 % bränsle finns kvar, så att uppfordringen från extratanken äventyras, kommer tryckvakten 12 att ge impuls till lampfältet X–TANK BRÄ.

6 Bränslesystemets funktion

Här nedan redogörs för bränslesystemets funktion när gasgeneratorn startas samt under normal drift.

6.1 Startning

Före startning lyser lampfälten BRÄ UPPF och TANKPUMP, den röda indikeringslampan invid strömställaren LT–KRAN, samt även lampfältet X–TANK BRÄ om extratanken är hängd och innehåller > 3 % bränsle.

LT–kranarna för gasgenerator och EBK öppnas genom att strömställaren LT–KRAN ställs i läge TILL (LT–KRAN EBK förutsätts stå i läge TILL). När båda LT–kranarna öppnat helt slocknar indikeringslampan för stängda LT–kranar.

Då startningsförloppet har initierats börjar efter hand flödesfördelaren och strålpumparna att arbeta. När tankluftstrycket i samlingstanken stigit till normalt värde släcks lampfältet BRÄ UPPF.

Vid inkoppling av flygplangeneratorn startar tankpumparna under förutsättning att strömställaren TANKPUMP står i läge NORM. När tankpumparna har byggt upp normalt arbetstryck släcks lampfältet TANKPUMP.

Lampfältet X–TANK BRÄ fortsätter att lysa tills tankluftstrycket i extratanken byggts upp, vilket sker först vid motorvarvtal ca 70 %.

6.2 Normal drift

Vid normal drift töms först extratanken, därefter de ordinarie matartankarna och till sist samlingstanken. Om förbrukningen överstiger uppfordringen från extratanken (ca 25000 l/h) tas bränsle från både extratank och ordinarie matartankar.

När landstället är utfällt och EBK är släckt, arbetar flödesfördelaren inom lågfartsområdet. Om landstället är infällt eller om EBK är tänd, arbetar flödesfördelaren inom högfartsområdet.

Vid flyglägen motsvarande stigning > 60°, dykning > 30° eller roll höger > 15°, stoppas flödesfördelaren och uppfordringen från extratanken temporärt.

Då bränslet är i det närmaste slut i tank 3H, övergår flödesfördelaren till lågfartsområdet. När bränslemängden understiger 24 % och landstället är infällt, tänds lampfältet BRÄ < 24 samtidigt som huvudvarning ges. Lampfältet förblir tänt under resten av flygningen.

6.3 Fällning av extratank

Extratanken, som fälls på elektrisk väg, kan fällas oberoende av hur mycket bränsle som finns kvar i den. I extratankens upphängningsbalk finns en fällmekanism innehållande två elkrutpatroner. Då strömställaren X–TANK trycks in utlöses fällmekanismen och tanken fälls. Samtidigt stänger extratankens avstängningsventil, som är placerad i flygkroppen, om inte tanken redan är tömd. Dessutom stängs tankluften av till extratanken då den lämnar flygplanet.

Om extratanken inte lämnar flygplanet vid fällning tänds indikeringslampan FÄLLD LAST i förarrummet med blinkande sken. Lampan släcks vid intryckning av huvudvarningens kvitteringsknapp.

För att förhindra fällning när flygplanet befinner sig på marken blockeras fällningskretsen när nosstället är infjädrat.

7 Fel i bränslesystemet

Fel i bränslesystemet indikeras av att lampfälten BRÄ UPPF, TANKPUMP eller X–TANK BRÄ tänds med blinkande sken. Vid de två förstnämnda indikeringarna ges även huvudvarning.

Anm 1
Flygföraren underlättar felsökning efter erhållen BRÄ UPPF–varning om han lämnar strömställarna LT–KRAN och HUVUDSTRÖM tillslagna.

Anm 2
Lampfältet BRÄ UPPF kan tändas även vid tryckbortfall i hydraulsystem 1, eftersom flödesfördelaren då stannar.

7.1 Varning BRÄ UPPF

7.1.1 Lågt tryck efter flödesfördelaren

Om trycket efter flödesfördelaren är för lågt (bevakas av tryckvakt 1, Bild 2) när den arbetar i högfartsområdet, tänds lampfältet BRÄ UPPF. Högfartsområdet kopplas bort för resten av flygningen. Dessutom öppnar urluftningsenheten förbindelsen mellan samlingstanken och atmosfären. Uppfordring kommer då att ske med tryckluft (se Avsnitt 4.1.4 Differens-uppfordring) om flödesfördelaren skulle ha stannat helt. Lampfältet BRÄ UPPF förblir tänt tills huvudströmmen bryts.

Anm
Om gasspaken förs fram förbi läget för tändning av EBK innan motorn har startats, men med HUVUDSTRÖM och LT–KRAN tillslagna, erhålls efter 10 s BRÄ UPPF–varning för lågt tryck efter flödesfördelaren.

7.1.2 Elkretsfel

Fel på elkretsarna som styr inkopplingen av flödesfördelarens högfartsområde kan orsaka att detta felaktigt kopplas bort. Vid vissa av dessa fel ges varning BRÄ UPPF så länge felet kvarstår.

7.1.3 Högt tryck i samlingstanken

Om trycket i samlingstanken är för högt (bevakas av tryckvakt 2, Bild 2) när flödesfördelaren är inkopplad, tänds lampfältet BRÄ UPPF. Flödesfördelarens högfartsområde kopplas bort för resten av flygningen. Lampfältet BRÄ UPPF förblir tänt tills huvudströmmen bryts.

7.1.4 Lågt tryck i samlingstanken

Om trycket i samlingstanken är för lågt (bevakas av tryckvakt 3, Bild 2) när flödesfördelaren är inkopplad och landstället är utfällt, tänds lampfältet BRÄ UPPF. Lampfältet släcks om trycket åter blir normalt.

Anm
Felet kan orsakas av att urluftningsenheten inte stängt efter avslutad bränslepåfyllning.

7.2 Varning TANKPUMP

Lampfältet TANKPUMP tänds om bränsletrycket efter tankpumparna är för lågt, vilket kan ha orsakats av att en eller båda tankpumparna stannat. Om båda tankpumparna stannar, t ex vid generatorbortfall, eller om föraren stoppar dem genom att ställa strömställaren TANKPUMP i läge AVST, transporteras bränslet till motorn enbart med hjälp av tanklufttrycket.

Vid fel på en tankpump kommer samlingstanken att snedtömmas om inte den andra tankpumpen också stoppas. Vid snedtömning finns risk för att den fungerande tankpumpen suger luft när det ännu återstår ungefär 7 % bränsle, och därigenom orsakar motorstopp. Detta undviks om den fungerande tankpumpen stoppas vid 10 % bränsle.

7.3 Varning X–TANK BRÄ

Lampfältet X–TANK BRÄ tänds om fel har uppstått på bränsleuppfordringen från extratanken genom att tankluftstrycket i extratanken är för lågt eller någon av (eller båda) extratankens avstängningsventiler har stängt.

Varningen, som endast kan uppträda om mer än ca 3 % bränsle finns kvar, innebär att extratankens bränslemängd blir outtagbar. Av den anledningen kopplas extratankens bränslegivare bort, med följd att mätsystemet därefter endast indikerar kvarvarande bränslemängd i de inre tankarna.

Anm

För att föraren inte i onödan ska störas av förekommande falska varningar (negativ lastfaktor, turbulens och dylikt vid tömd tank) erhålls inte huvudvarning vid indikering X–TANK BRÄ.

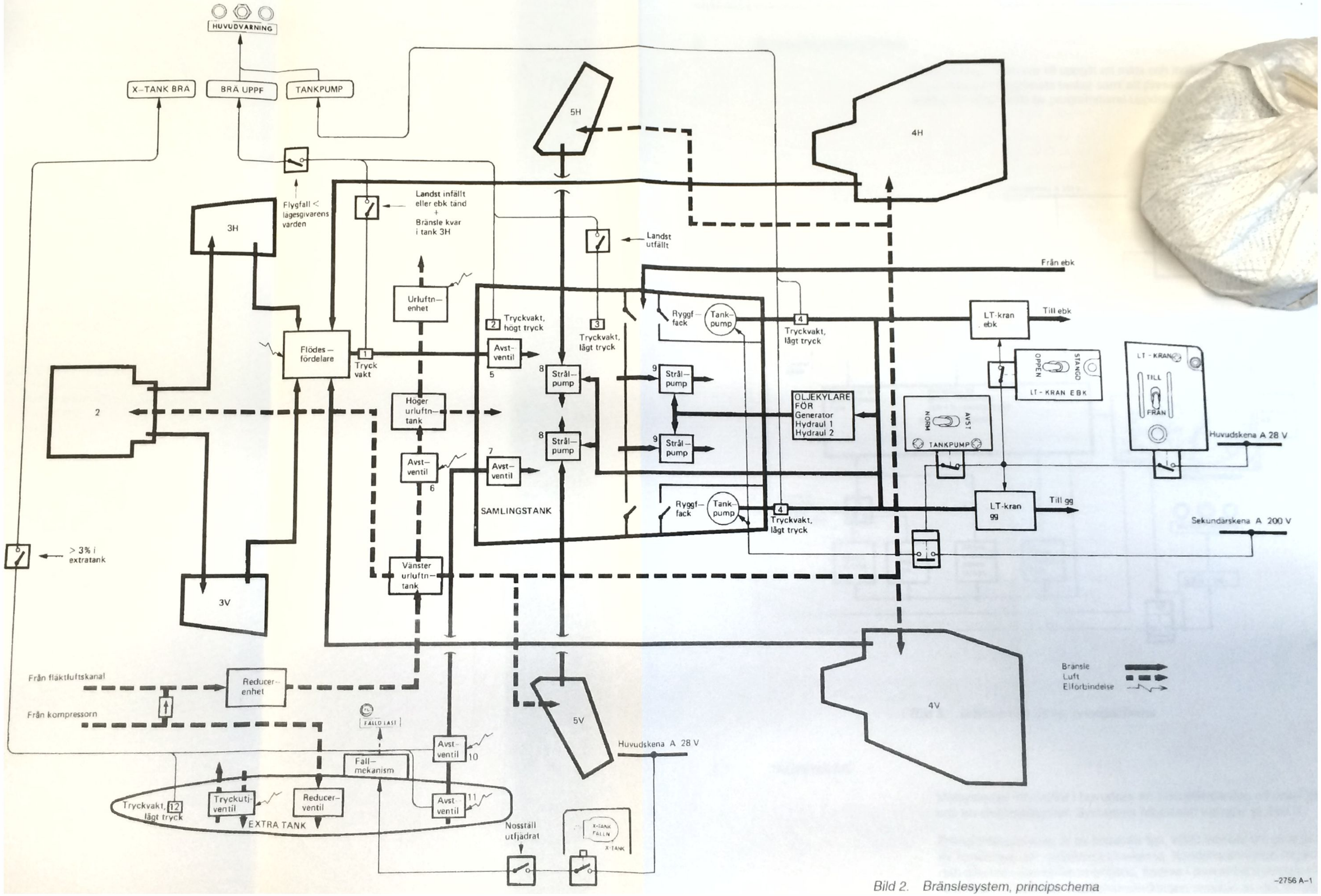
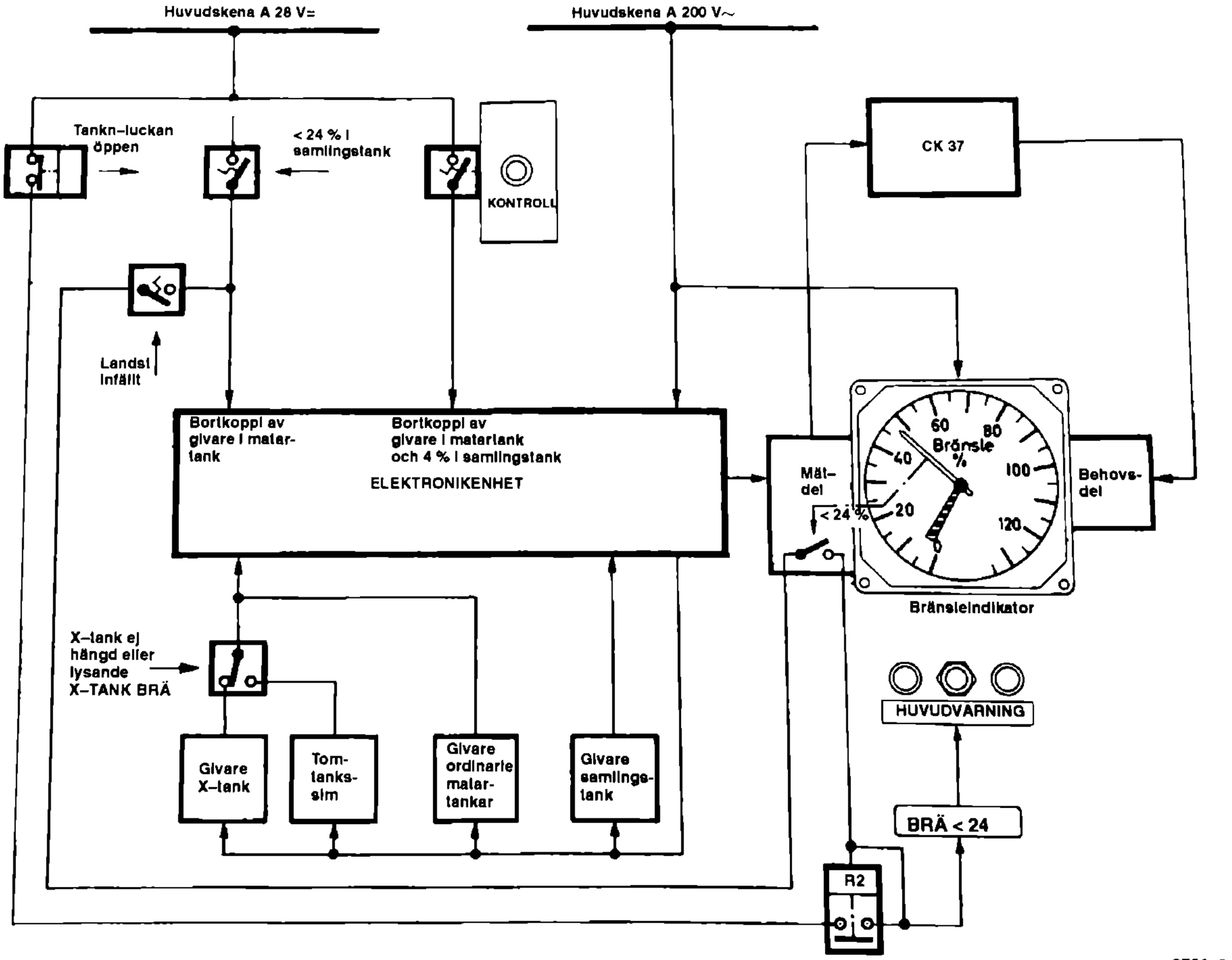


Bild 2. Bränslesystem, principschema

–2756 A–1

8 Bränslemätsystem

Bränslemätsystemet har till uppgift att mäta och indikera kvarvarande bränslemängd i flygplanets tankar samt att presentera erforderlig bränsleåtgång för fullgörande av programmerat uppdrag.



–2756–3

Bild 3. Bränslemätsystem, principschema

8.1 Arbetssätt

Mätsystemet innehåller i huvudsak en bränsleindikator, ett antal givare och en elektronikenhet. Systemets arbetssätt framgår av Bild 3.

Bränslemätsystemet är av kapacitiv typ, vilket innebär att givarna utgörs av kondensatorer nedsänkta i tankarna. Kondensatorernas kapacitans, och därmed växelströmsmotstånd, ändras i överensstämmelse med nivåändringen i tankarna. Kapacitansändringen orsakas av det förhållandet att bränslet har ungefär dubbelt så stor dielektricitetskonstant som luft.

Givarna är indelade i två grupper. Den ena gruppen omfattar givarna i samlingstanken och den andra gruppen givarna i matartankarna. Då extratanken inte är hängd, eller vid fel på bränsleuppfordringen från extratanken, så att dennas bränslemängd blir outtagbar (lampfältet X–TANK BRÄ tänds), kopplas automatiskt en tomtankssimulator in istället för extratankens givare.

Via elektronikenheten matas givarna med växelspänning. Den ström som härvid flyter genom givarna och som är proportionell mot bränslenivån i tankarna, avkänns av elektronikenheten, vars utsignal styr bränsleindikatorns mätdel.

8.2 Mängdindikering

Mätsystemet visar ungefär 107 % vid fulla inre tankar när flygplanet är tankat med flygfotogen 75 och står plant. Extratankens bränslemängd visas som tillägg till den ordinarie mängden. Då samtliga tankar är fyllda med bränsle visar indikatorn ungefär 133 %.

Flygplanets aktuella bränslemängd erhåller CK från bränsleindikatorns mätdel.

Under flygning kan felvisning av bränslemängd uppgå till ± 3 % inom attitydområdet +20° nos upp till –10° nos ned. Vidare erhålls viss felvisning då flygplanet utsätts för sidaccelerationer (oren flygning) samt under acceleration och retardation.

När bränslenivån i samlingstanken sjunker under ca 24 % friläggs en nivåströmställare i tankens främre del. Bränslemätsystemet kopplar då bort givarna i matartankarna, så att eventuellt outtagbart bränsle i dessa inte indikeras av bränslemätaren.

När 24 %–strömställaren i samlingstanken är frilagd, bränslemätaren indikerar mindre än 24 % och landstället är infällt, tänds lampfältet BRÄ < 24 och huvudvarning erhålls. Lampfältet förblir tänt till dess att tankningsluckan öppnas.

Anm
Vid hög bränsleförbrukning är inte uppfordringen från matartankarna tillräcklig för att hålla samlingstanken fylld. Detta kan orsaka att givarna i matartankarna kopplas bort i förtid, vilket i sin tur kan utlösa varning BRÄ < 24. Givarna i matartankarna kopplas åter in när bränslenivån i samlingstanken stiger över 24 %–strömställaren.

Vid tankning från bränslemängder mindre än 24 % kommer bränslemätaren att visa enbart samlingstankens volym, tills nivån i denna stigit över 24 %–strömställaren. Eftersom samlingstanken och tankarna 5 fylls först, kommer detta i normala fall inte att innebära någon större felvisning.

8.3 Behovsindikering

Indikatorns behovsdel styrs av CK37 och indikerar med den s k slipsen (indikatorns randiga visare) erforderlig bränslemängd för det av föraren inmatade uppdraget. Principen för beräkning av bränslebehovet beskrivs i Flik 24 Navigeringssystem.

8.4 Funktionsövervakning

Automatisk indikering av fel i signalbehandlingen till indikatorns mät– och behovsdel presenteras genom att mät– respektive behovsdelens visare vrids moturs mot 0 % och stannar utanför mätområdet.

8.5 Funktionskontroll

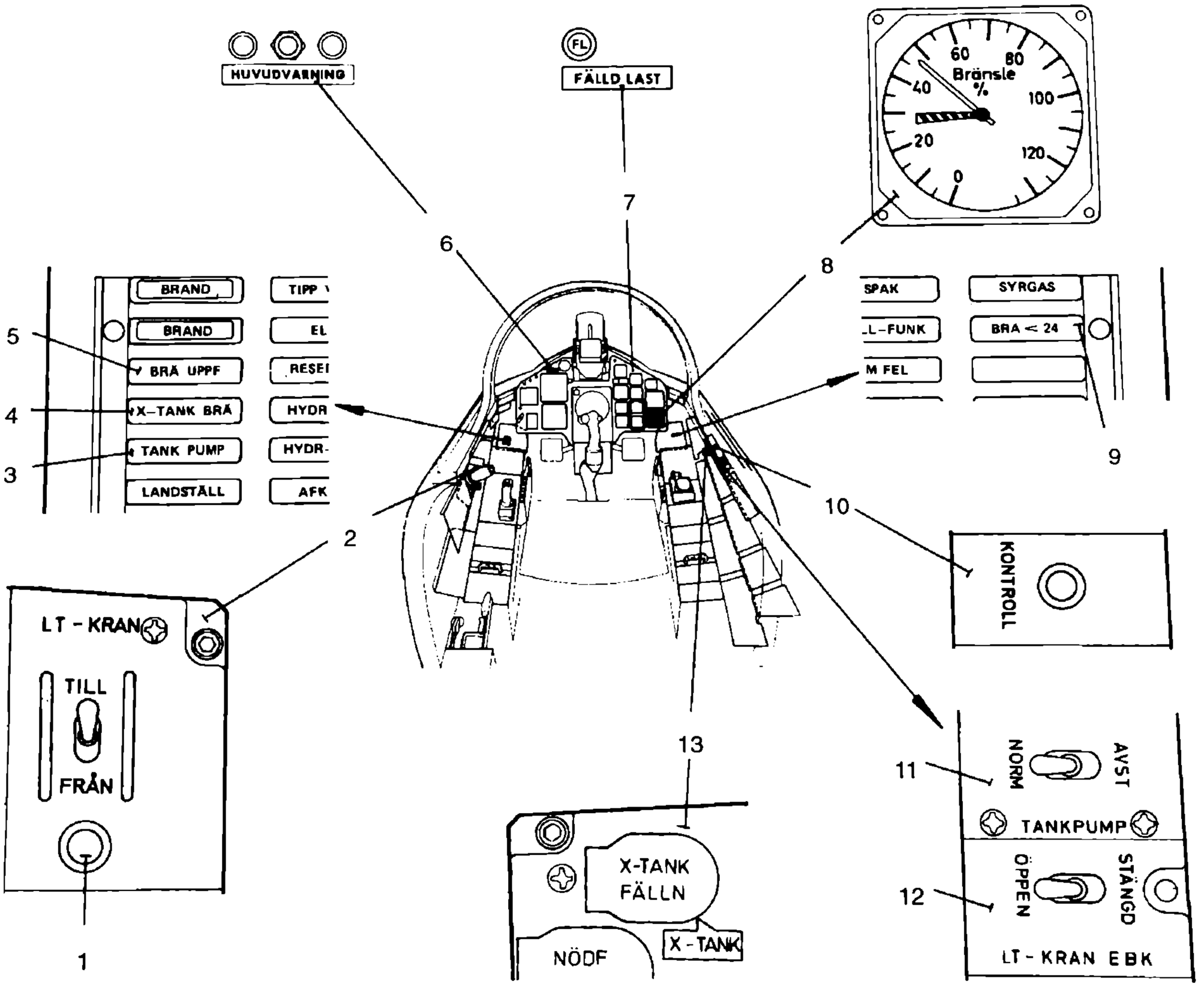
Om strömställaren KONTROLL (se Bild 4) trycks in när skedesväljaren inte står i skede FK, kontrolleras utsignalen från bränsleindikatorns mätdel. Härvid kopplas givarna i matartankarna bort och bränslemängden i samlingstanken, minus ca 4 %, presenteras på indikatorn vid normal funktion. Cirka 29 % indikeras vid full samlingstank.

Behovsdelens visare ska samtidigt inta samma läge som bränslevisaren, vilket indikerar att CK får korrekt information om bränslevisarens läge.

9 Manöver– och indikeringsorgan

Följande manöver– och indikeringsorgan ingår i bränslesystemet, se Bild 4.

Strömställare LT–KRAN (2)	Strömställare för öppning och stängning av både gasgeneratorns och efterbrännkammarens LT–kranar.
Strömställare LT–KRAN EBK (12)	Strömställare för manövrering av enbart efterbrännkammarens LT–kran när strömställaren LT–KRAN står i läge TILL.
Indikeringslampa LT–KRAN (1)	Röd indikeringslampa som lyser när någon av LT–kranarna inte står i öppet läge.
Strömställare TANKPUMP (11)	Strömställare, som i läge AVST används för att bryta strömmen till tankpumparna vid felvarning TANKPUMP.
Lampfält TANKPUMP (3), X–TANK BRÄ (4), BRÄ UPPF (5)	Lampfält på vänster indikeringstablå, som varnar för fel i bränslesystemet.
Bränsleindikator (8)	Indikator, som visar kvarvarande bränslemängd samt erforderlig bränslemängd för programmerat uppdrag.
Lampfält BRÄ < 24 (9)	Lampfält på höger indikeringstablå, som lyser när bränslemängden i samlingstanken understiger 24 %.
Strömställare X–TANK (13)	Tryckströmställare för fällning av extratanken.
Indikeringslampa FÄLLD LAST (7)	Orange indikeringslampa, som blinkar om extratanken inte lämnar flygplanet vid fällning.
Strömställare KONTROLL (10)	Tryckströmställare för funktionskontroll av bl a bränslemätsystemet.



1 Indikeringslampa, LT–KRAN
2 Strömställare, LT–KRAN
3 Lampfält, TANKPUMP
4 Lampfält, X–TANK BRÄ
5 Lampfält, BRÄ UPPF
6 Huvudvarningslampor
7 Indikeringslampa, FÄLLD LAST
8 Bränsleindikator
9 Lampfält, BRÄ < 24
10 Tryckströmställare, KONTROLL
11 Strömställare, TANKPUMP
12 Strömställare, LT–KRAN EBK
13 Tryckströmställare, X–TANK

–2756 B

Bild 4. Manöver– och indikeringsorgan, bränslesystem

Styrsystem

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Styrningsnivåer	6
3	Grundstyrsystem	6
3.1	Tipp– och rollstyrkanal	9
3.1.1	Styrspak	9
3.1.2	Differential	9
3.1.3	Vingroder	9
3.1.4	Variabla växlar	9
3.1.5	Spakkraftsgivare	11
3.1.6	Trimning	12
3.2	Nosvingeklaffsystem	12
3.3	Sidstyrkanal	13
3.3.1	Pedaler	13
3.3.2	Sidroder	14
3.3.3	Pedalkraftsgivare	14
3.3.4	Trimning	14
4	Styrautomat	14
4.1	Styrautomatfunktioner	15
4.1.1	Spakkraftsstyrning	15
4.1.2	Attitydhållning	16
4.1.3	Höjdhållning	19
4.1.4	Automatisk trimning	20
4.1.5	Nödtrimning under ATT eller HÖJD	20
4.2	In– och urkopplingslogik	23
4.2.1	Inkoppling	23
4.2.2	Urkoppling	24
4.3	Indikering av felfunktioner	27
4.4	Övervakningssystem	28
4.4.1	SPAK–övervakare	28
4.4.2	Servoövervakare	28
4.4.3	Serietrimövervakare	28
4.4.4	Hållfunktionsövervakare	28
4.5	Funktionskontroll	29
5	Luftbromssystem	29
6	Högalfavarningssystem	29
6.1	Arbetssätt	30
6.2	Funktionskontroll	31

Bilder

		Sida
1	Styrsystem, blockschema	3
2	Yttre styrorgan, översikt	4
3	Vinkeldefinitioner	5
4	Grundstyrsystem, princip	7
5	Spakkraftsgivare tipp, princip	11
6	Styrspak och sidroderpedaler, översikt	13
7	Bankningsvinkel vid standarsväng, diagram	18
8	Styrautomat, principschema	21
9	Styrautomat, modschema	25

Bilder (forts)

Sida

10 Högalfavarningssystem, principschema 32
11 Manöver– och indikeringsorgan, styrsystem 34

1 Allmänt

Styrsystemet har till uppgift att automatiskt eller på kommando från föraren styra och stabilisera flygplanet i tipp–, roll– och girled. Det består av följande delsystem, se Bild 1.

- Grundstyrsystem (GSA)
- Styrautomat (SA 06)
- Luftbromssystem

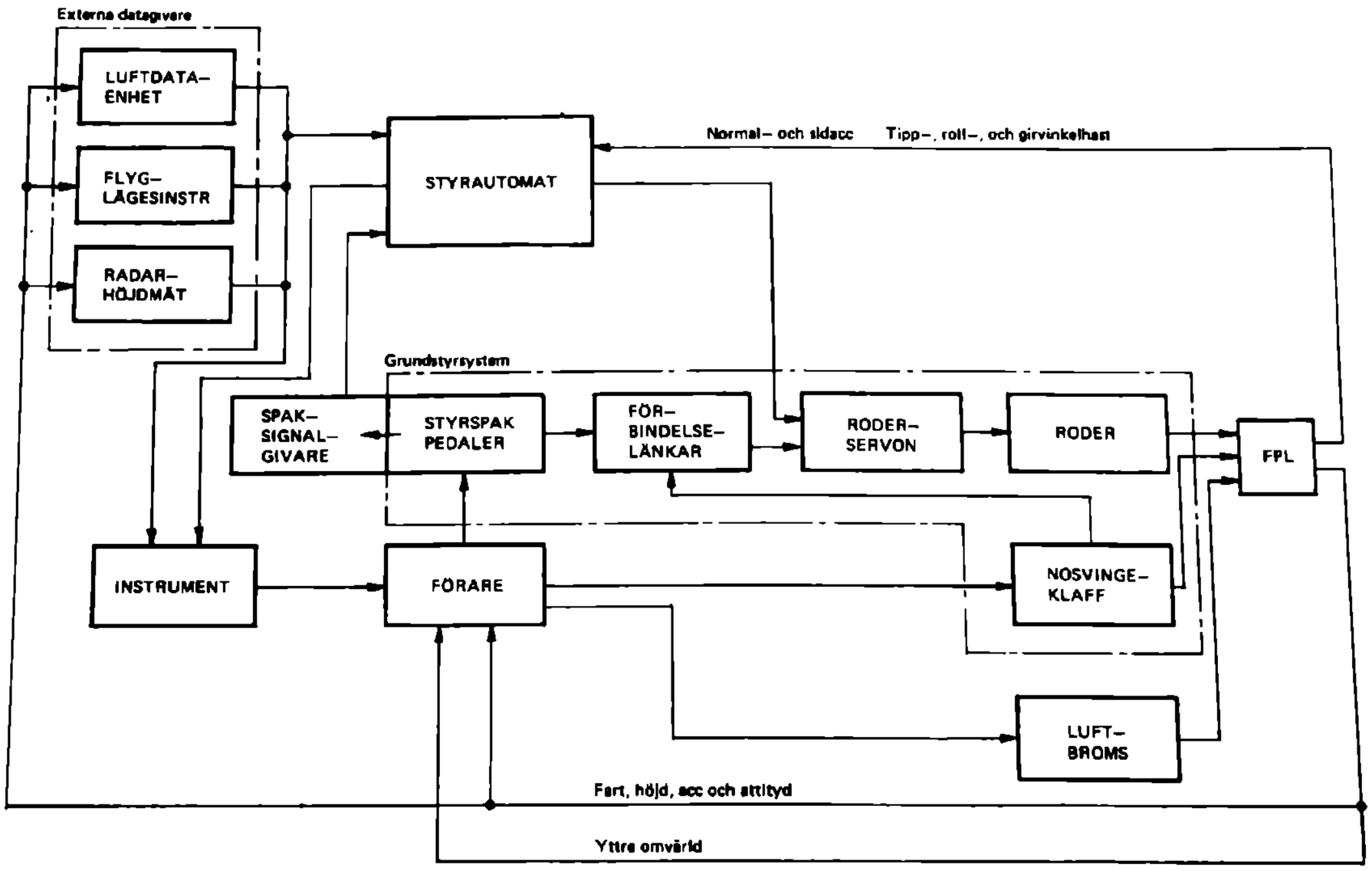


Bild 1. Styrsystem, blockschema

Grundstyrsystemet är den fundamentala enheten i styrsystemet. Den är utformad att helt separat eller tillsammans med styrautomaten ge flygplanet erforderliga styregenskaper.

Styrautomatens uppgift är att förbättra flygplanets flygegenskaper samt att medelst hållfunktioner avlasta föraren. Den hämtar information dels från interna givare i styrsystemet, dels från vissa externa datagivare. De senare utgörs av:

- Luftdataenheten (LD)
- Flyglägesinstrumentet (FLI 37)
- Radarhöjdmätaren (RHM)

För styrning i tipp– och rolled finns ett rodersystem i huvudvingens bakkant. Dessa roder är på vardera sidan uppdelade i två delroder; ett innerroder och ett ytterroder. Styrning i girled sker med ett konventionellt sidroder placerat i fenans bakkant.

Nosvingeklaffarna, som är placerade i vardera nosvingens bakkant, har till uppgift att öka flygplanets lyftkraft under start– och landningsmomenten.

Det i styrsystemet ingående luftbromssystemet består av fyra hydraulmanövrerade klaffar placerade på flygkroppens bakre del, över och under vingen.

De yttre styrorganens placering framgår av Bild 2.

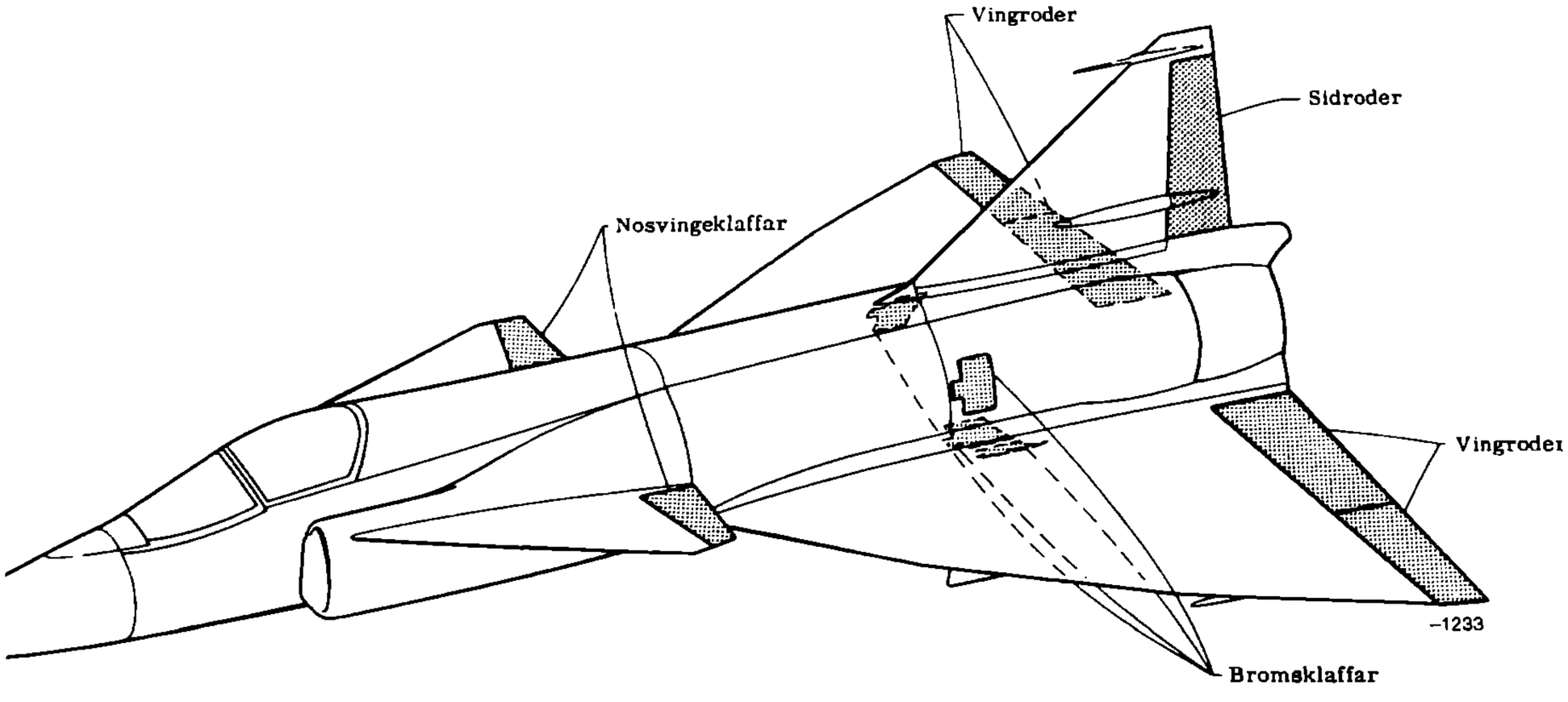


Bild 2. Yttre styrorgan, översikt

Definitionen av flygplanets tipp–, roll– och kursvinkel, betecknade med Θ, ϕ respektive ψ, framgår av Bild 3.

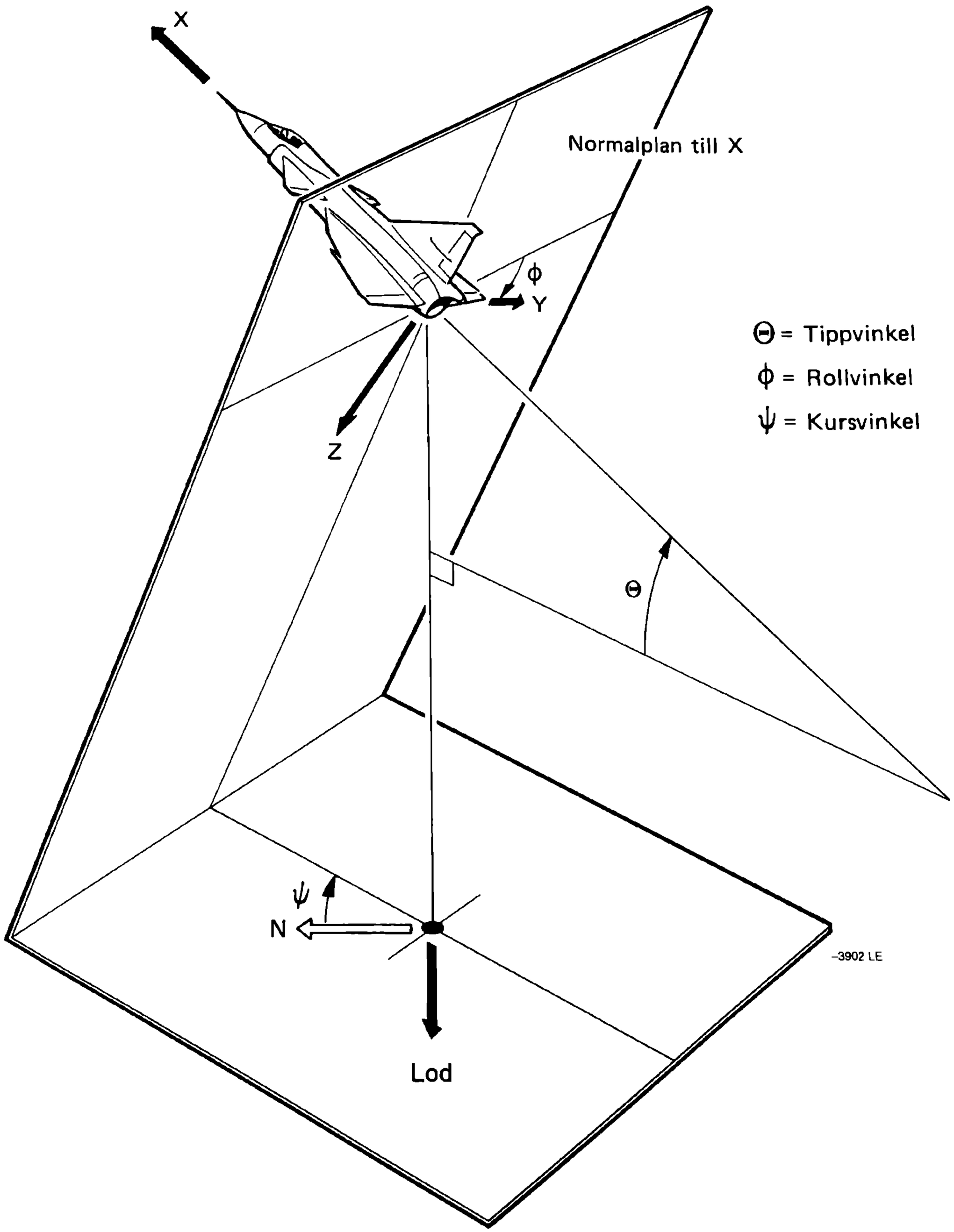


Bild 3. Vinkeldefinitioner

2 Styrningsnivåer

Beroende av de i styrsystemet ingående enheternas funktionsmässiga tillstånd kan följande styrningsnivåer åstadkommas:

Normalstyrning (man eller aut), som fordrar att grundstyrsystemet, styrautomaten, interna och externa datagivare fungerar normalt och som bygger på samverkan mellan dessa.

Manuell normalstyrning består av ett stabilitetsförbättrande system (dämpning) och spakkraftsstyrning.

Den automatiska normalstyrningen består av ovannämnda dämpningssystem samt av ett långtidsstabiliserande system, som ombesörjer bland annat attityd–, kurs– och höjdhållning.

Normalstyrning beskrivs utförligare under Avsnitt 4 Styrautomat.

Reservstyrning, vilket innebär att enbart grundstyrsystemet är engagerat. Denna styrningsnivå används t ex vid funktionsfel på styrautomaten.

Reservstyrning beskrivs närmare under Avsnitt 3 Grundstyrsystem.

Nödstyrning, som innebär att grundstyrsystemet inte fungerar på avsett sätt, vilket nedsätter styrsystemets prestanda under normal nivå. Exempelvis orsakar bortfall av trycket i hydraulsystem 1 bl a att det uttagbara rodermomentet halveras och att luftbromsarna inte kan fällas ut.

3 Grundstyrsystem

Grundstyrsystemet, se Bild 4, är huvudsakligen ett mekaniskt–hydrauliskt system som innehåller anordningar för omvandling av spak– och pedalkommandon till roderrörelser. Systemet är uppdelat på en tipp–, en roll– och en sidstyrkanal. Manövrering av rodren sker på konventionellt sätt med styrspak och sidroderpedaler.

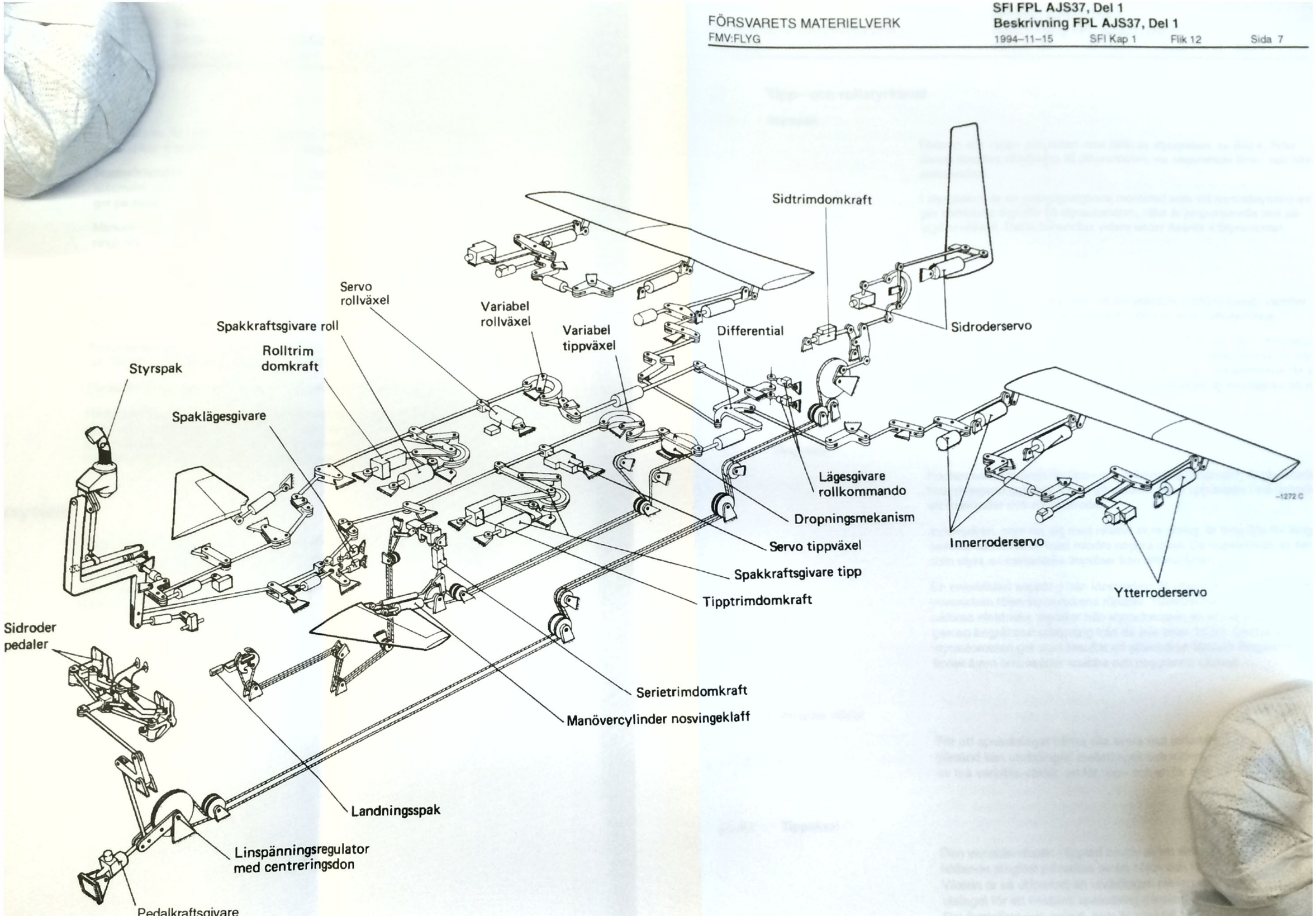


Bild 4. Grundstyrsystem, princip

3.1 Tipp– och rollstyrkanal

3.1.1 Styrspak

Föraren styr i tipp– och rolled med hjälp av styrspaken, se Bild 4. Från denna överförs rörelserna till differentialen, via separerade länk– och hävarmssystem.

I styrspaken är en spaksignalgivare monterad som vid normalstyrning avger elektriska signaler till styrautomaten, vilka är proportionella mot pålagd spakkraft. Detta behandlas vidare under Avsnitt 4 Styrautomat.

3.1.2 Differential

Styrspakens rörelser i tipp och roll sammanförs i differentialen, varefter den sammansatta rörelsen vidarebefordras till innerroderservona.

En ren tippstyrrörelse med spaken har till följd att höger– och vänsterrodret gör utslag åt samma håll, medan de vid en ren rollstyrrörelse rör sig lika mycket åt var sitt håll. Vid kombinerad tipp– och rollstyrrörelse rör sig vingrodren osymmetriskt eftersom tipproderutslaget då överlagras på rollroderutslaget.

3.1.3 Vingroder

Rodren som används för tipp– och rollstyrning (vingroder) är placerade i huvudvingens bakkant. De är på vardera sidan uppdelade i två delroder; ett innerroder och ett ytterroder.

Innerrodren, som rör sig med relativt stora utslag, är avsedda för långsamma korrektioner med mindre noggrannhet. De manövreras av servon som styrs av mekaniska impulser från differentialen.

En enkelriktad koppling från innerrodren till ytterrodrens servon medför att ytterrodren följer innerrodrens rörelser. Ytterroderservona kan dessutom påföras elektriska signaler från styrautomaten så att de yttre rodren kan ges en begränsad utstyrning från de inre (max 10,4°). Denna styrning från styrautomaten ger som resultat att ytterrodren förutom långsamma korrektioner även ombesörjer snabba och noggranna sådana.

3.1.4 Variabla växlar

För att spakutslaget bättre ska svara mot rodereffektiviteten vid olika flygtillstånd kan utväxlingen mellan spak och roderservon ändras med hjälp av två variabla växlar, en för tipp– och en för rollstyrning.

3.1.4.1 Tippväxel

Den variabla växeln i tippled består av ett länksystem, vars hävarmsförhållande steglöst påverkas av ett höjd– och fartstyrt hydrauliskt servo. Växeln är så utformad att utväxlingen mellan spak och roder ökar (roderutslaget för ett bestämt spakutslag minskar) med ökande rodereffektivitet. Det flygfallsstyrda servot, som är anslutet till hydraulsystem 2, får höjd– och fartinformationer från fenpitotsystemet.

Om fel uppstår så att växelns läge inte överensstämmer med flygfallet låses växeln i befintligt läge. Samtidigt varnas föraren genom att lampfältet TIPP VÄXEL på vänster indikeringstablå tänds och huvudvarning ges. Genom att därefter vid lämpligt tillfälle ställa strömställaren TIPP VÄXEL i läge LANDN kan växeln manövreras från det låsta läget till ett läge som är avpassat för landningsfart. Efter att strömställaren har ställts i läge LANDN förblir lampfältet TIPP VÄXEL tänt.

Vid tryckbortfall i hydraulsystem 2 kommer (utan att TIPP VÄXEL–varning ges) växeln att låsas i befintligt läge men kommer efter hand att driva mot landningsläget p g a läckage. Växeln kan även vid detta fel manövreras till landningsläget med hjälp av strömställaren TIPP VÄXEL (lampfältet TIPP VÄXEL kommer då att tändas).

3.1.4.2 Rollväxel

Den variabla växeln i rolled består av ett länksystem vars hävarmsförhållande påverkas av ett fartstyrt hydrauliskt servo som är anslutet till hydraulsystem 2. Växeln kan inta två alternativa lägen, högfartsläget eller lågfartsläget, av vilka lågfartsläget ger minsta utväxlingen, dvs största roderutslaget för ett bestämt spakutslag. Växlingen från högfarts– till lågfartsläge eller vice versa sker automatiskt när farten passerar 350 km/h och tar ca 5 s.

För att öka säkerheten i omställningsfunktionen får växeln fartinformationer från två håll, dels från en tryckbrytare i luftdataenheten och dels från en tryckbrytare som styrs från fenpitotsystemet. Omställningslogiken är därvid utformad enligt följande:

- Om landställsreglaget står i läge IN fordras att båda fartinformationerna visar $V_i < 350$ km/h för att växeln ska inta lågfartsläge.
- Om landställsreglaget står i läge UT behöver endast en av fartinformationerna visa $V_i < 350$ km/h för att växeln ska inta lågfartsläge.

Det ovannämnda betyder att om de båda fartinformationerna p g a fel inte överensstämmer, kommer växeln att inta högfartsläge vid infällt landställ och lågfartsläge vid utfällt landställ. Felet innebär dessutom (efter en fördröjning av ca 3 s) att lampfältet ROLLVÄXEL på höger indikeringstablå tänds.

Anm
Om växeln står i lågfartsläge vid farter > 350 km/h blir flygplanet överkänsligt vid styrning i rolled. Analogt med detta blir rollauktoriteten försämrad vid farter < 350 km/h om växeln står i högfartsläge.

Vid tryckbortfall i hydraulsystem 2 kommer växeln, om bortfallet inträffar vid farter under 350 km/h, att så småningom driva mot högfartsläge p g a läckage. Passeras omställningsfarten ställer växeln om till högfartsläge på normalt sätt och stannar därefter kvar i detta läge. Inträffar hydraulbortfall vid farter över 350 km/h kommer växeln att stanna i högfartsläge. Vid hydraulbortfall kommer ingen ROLLVÄXEL–varning att erhållas.

3.1.5 Spakkraftsgivare

På grund av att roderservona producerar hela den kraft som fordras för styrning av rodren finns två spakkraftsgivare, en för tipp– och en för rollstyrning, vilka ger föraren en artificiell roderkänsla som är proportionell mot spakutslagets storlek.

Vardera spakkraftsgivaren, se Bild 5, utgörs i huvudsak av en kuliss, en fjädercylinder och ett centreringsdon. Spakkraftsgivaren är dessutom sammanbyggd med en trimdomkraft.

De båda spakkraftsgivarna arbetar i princip på samma sätt. Styrrörelserna från styrspaken överförs till kulissen som därvid tvingar fjädercylinderns och centreringsdonets rullar att äntra uppför kulissens kamkurva, vilket medför att ett motstånd känns i spaken, som är proportionellt mot spakutslaget. Eftersom rullarna strävar att ställa sig i kamkurvans lägsta punkt erhålls ett distinkt neutralläge som bestäms av läget på trimdomkraften.

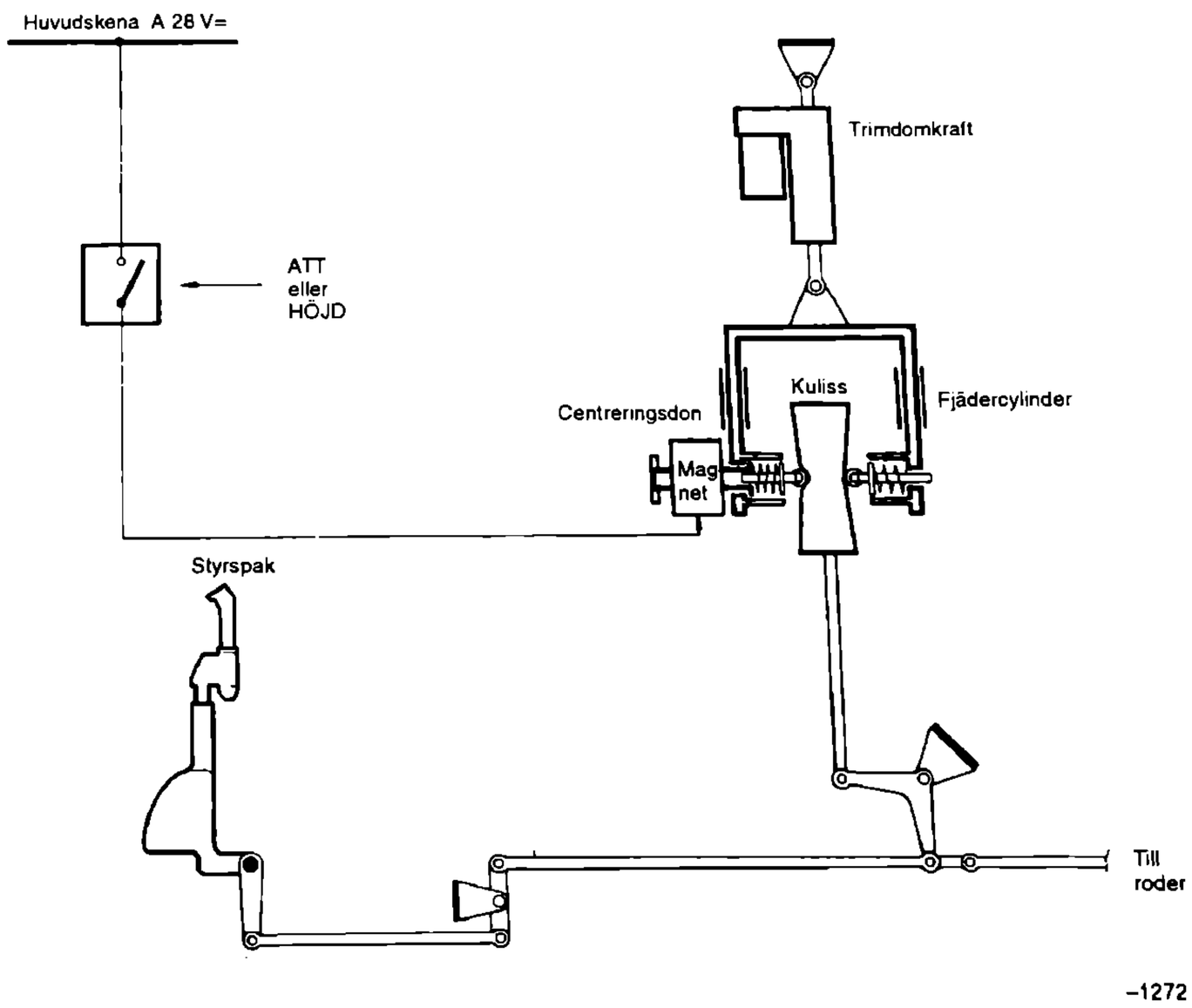


Bild 5. Spakkraftsgivare tipp, princip

Då styrautomaten kopplas in i någon hållfunktion (ATT eller HÖJD) strömsätts en magnetspole i centreringsdonet, som därvid pressar rullen i centreringsdonet hårdare mot kulissens kamkurva. Centreringskraften (breakoutkraften) ökas härvid i tippled från normalt 12 N till 30 N och i rolled från normalt 7 N till 23 N.

Genom att vingrodrens neutralläge förskjuts uppåt samtidigt som klaffarna fälls upp till –7° vid ovannämnda lastalternativ, ökas marginalen till servostall under buntmanövrer och rollar vid flygning med överljudsfart.

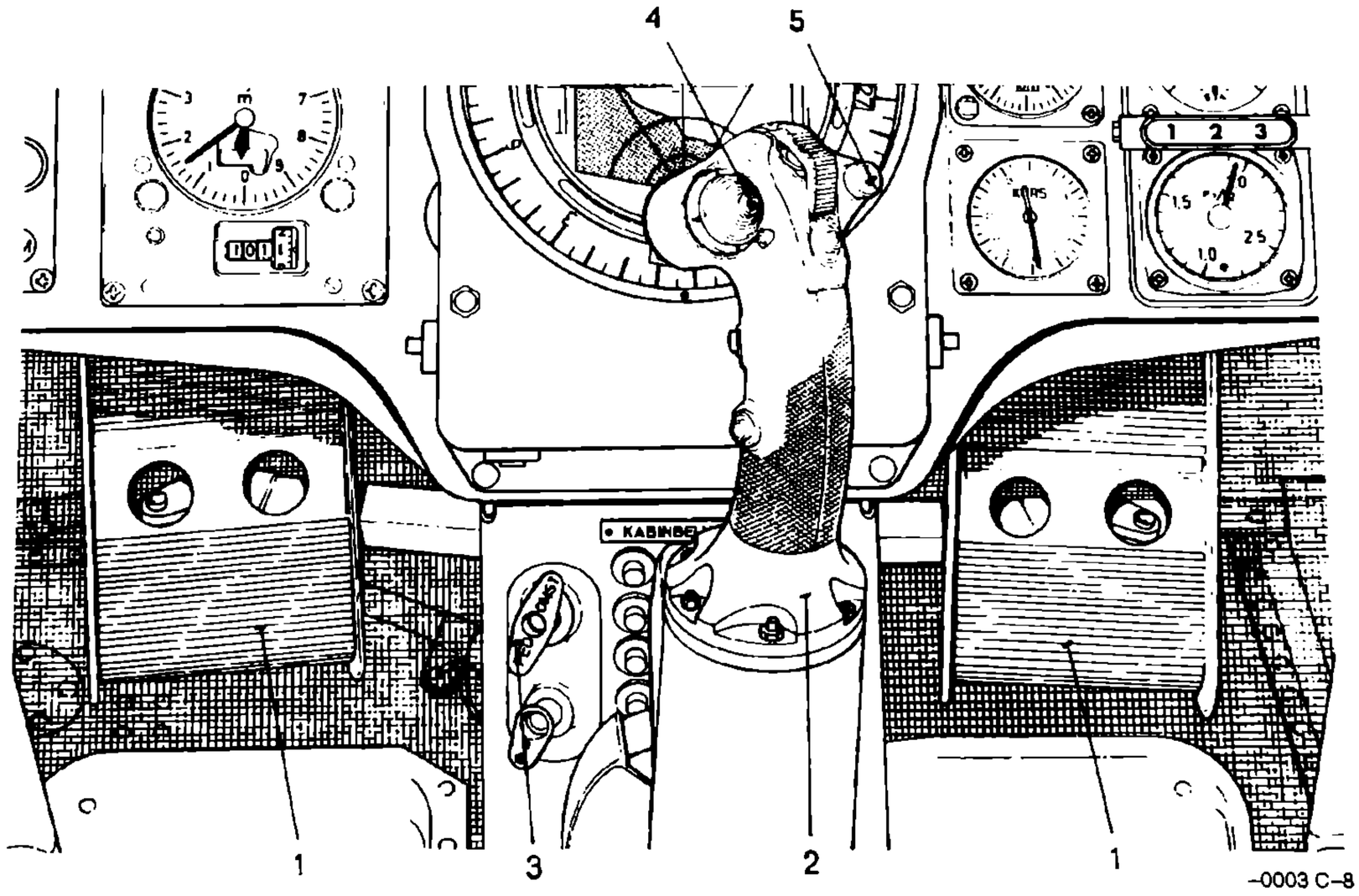
3.3 Sidstyrkanal

3.3.1 Pedaler

I sidled styr föraren med hjälp av sidroderpedalerna, se Bild 4. Rörelserna från dessa överförs till sidroderservot via ett kombinerat länk– och linsystem.

Med pedalerna manövreras även hjulbromsar och noshjulsstyrning, vilket beskrivs under Flik 8 Landställ.

Pedalerna kan ställas i fem olika lägen efter förarens benlängd. Omställningen sker genom att handtaget 6:3 (se Bild 6) dras ut och pedalerna manövreras till önskat läge, varefter handtaget släpps. Pedalerna kommer härvid att spärras i det nya läget.



1 Sidroderpedaler
2 Styrspak
3 Pedalomställningshandtag
4 Trimströmställare
5 Snabburkopplingsknapp, styrautomat

Bild 6. Styrspak och sidroderpedaler, översikt

3.3.2 Sidroder

Sidrodret, som är av konventionell typ, är placerat i fenans bakkant. Det manövreras med hjälp av ett roderservo, som styrs av mekaniska impulser från pedalerna eller av elektriska impulser från styrautomaten.

3.3.3 Pedalkraftsgivare

Eftersom roderservot lämnar hela den styrkraft som erfordras för att manövrera sidrodret, ingår i sidstyrsystemet en pedalkraftsgivare som ger en artificiell roderkänsla.

Pedalkraftsgivaren, som är förbunden med pedalstället, utgörs av en hydraulcylinder som via en tryckregulator är ansluten till hydraulsystem 1.

Tryckregulatorn, som känner av totaltrycket (P_t) från en givare placerad på undersidan av flygkroppen och statiska trycket (P_s) från ett intag placerat i nosställsutrymmet, avpassar hydraultrycket till hydraulcylindern så att den artificiella pedalkraften kommer att stå i relation till både fart, höjd och roderutslag.

Pedalkraftsgivaren är sammanbyggd med en linspänningsregulator. Denna innehåller bl a ett centreringsdon som ger pedalerna ett distinkt neutralläge.

3.3.4 Trimning

För trimning i sidled finns en i fenan placerad elektrisk trimdomkraft. Denna överför trimrörelsen till sidstyrlänkarna på sådant sätt att roderutslaget ändras utan att pedalernas neutralläge ändras.

Trimdomkraften kan manövreras manuellt med vippströmställaren SID-TRIM i förarrummet. Då någon av styrautomatens hållfunktioner (ATT eller HÖJD) är inkopplad manövreras trimdomkraften av styrautomaten. Det senare trimningsförfarandet (automattrimning) behandlas nedan under Avsnitt 4 Styrautomat.

Trimneutralläget visas på indikatorn 11:1 invid vippströmställaren SID-TRIM. Indikatorn utgörs av en genomlyst vit plaststav som vid neutralställd trim skjuts upp och blir synlig för föraren.

4 Styrautomat

Styrautomaten samverkar med grundstyrsystemet genom att den till grundstyrsystemets roderservon och trimdomkrafter avger elektriska styrsignaler, som har till uppgift att dels förbättra den kortperiodiga dämpningen omkring flygplanets tre axlar (dämpfunktion), dels långtidsstabilisera flygplanets attityd, kurs och höjd (hållfunktion).

Samtidigt med automatiska styrfunktioner kan föraren med spaken gripa in i styrningen och ge nödvändiga spaksignaler till styrautomaten.

4.1 Styrautomatfunktioner

Styrautomatens arbetsfunktioner kan med utgångspunkt från dess manövrering indelas i spakkraftsstyrning (SPAK), attitydhållning (ATT) och höjdhållning (HÖJD).

SPAK

- Dämpning
- Dämpning/spakkraftsstyrning
- Serietrimning

ATT

- Attitydhållning i tipp med möjlighet till fintrimning eller spakkraftsstyrning
- Attitydhållning i roll med möjlighet till spakkraftsstyrning
- Kurshållning med möjlighet till standardsväng

HÖJD

- Höjdhållning med möjlighet till fintrimning
- Attitydhållning i roll med möjlighet till spakkraftsstyrning
- Kurshållning med möjlighet till standardsväng

4.1.1 Spakkraftsstyrning

Spakkraftsstyrning (SPAK) är den lägsta styrautomatmoden. Den kopplas automatiskt in efter motorstartning men kan även manuellt kopplas in med hjälp av tryckströmställaren SPAK. Moden innebär stabilitetsförbättring (dämpning) omkring flygplanets tipp–, roll– och giraxel samtidigt som flygplanet kan styras med spaken (spakkraftsstyrning).

4.1.1.1 Dämpning

Dämpkretsarnas uppgift är, dels att ge förbättrad kortperiodig dämpning omkring flygplanets tipp–, roll– och giraxel, vilket sker genom s k vinkelhastighetsåterföring med hjälp av momentgyron, och dels att ge långtidsstabilisering av normal– och sidaccelerationen, vilket sker genom s k accelerationsåterföring med hjälp av accelerometrar, se Bild 8.

Dämpsignalerna från momentgyrona och accelerometrarna kopplas som styrsignaler till ytterroderservona och sidroderservot efter att först ha flygfallskompenserats för anpassning av roderutslaget till rådande aerodynamiska förhållanden. Kompenseringssignalerna erhålls från luftdataenheten och utgörs av machtal, fart och höjd. För att erhålla en viss koordinering mellan roll– och girkanal vid rollmanövrar påverkas dessutom girkanalens dämpkretsar av en rollmomentsignal och en roderhastighetssignal från rollänksystemet.

Utsignalen från normalaccelerometern kompenseras vidare för jordaccelerationen med hjälp av en tippvinkelsignal, som erhålls från FLI 37.

För att öka flygplanets girstabilitet vid rullning på marken ökas förstärkningsgraden kraftigt på girvinkelhastighetsåterföringen (dämpsignalerna från girmomentgyrot) när nosstället fjädrar in i samband med landning, dvs vid kontakt med banan. Vid start återgår förstärkningen till normal nivå 1 s efter att nosstället fjädrat ut.

Dämpfunktionen omkring de tre axlarna kvarstår även sedan attityd– eller höjdhållning har kopplats in. Dämpsignalerna kommer därvid att summeras med styrsignalerna från hållfunktionskretsarna.

4.1.1.2 Dämpning/spakkraftsstyrning

Vid spakkraftsstyrning styrs flygplanet manuellt i tipp– och rolled med spaken, dels genom mekaniska impulser till ytter– och innerroderservona via grundstyrsystemet och dels genom elektriska signaler (proportionella mot spakkrafterna), som efter summering med signalerna från dämpkretsarna kopplas till ytterroderservona.

Spakkraftssignalerna, som erhålls från en givare i styrspaken om spakkrafterna överstiger ett visst tröskelvärde (10 N i tippled resp 5 N i rolled), har till uppgift att skapa ett bestämt förhållande mellan normalaccelerationen (lastfaktor) och spakkraft i tippled och mellan rollvinkelhastighet och spakkraft i rolled.

Vid spakkraftstyrning i tippled i fartområdet < M 0,99 behandlas styrsignalen i en s k manöverlastkontrollkrets (MLK–krets), så att en gynnsam lyftkraftsfördelning på vingen erhålls. MLK–anpassningen innebär också att spakkraftsgradienten får en lägre nivå och att finstyrningsegenskaperna förbättras.

I girled styrs flygplanet manuellt med pedalerna genom enbart mekaniska impulser till sidroderservot, via grundstyrsystemet. Roderservot påverkas dock hela tiden av signaler från dämpkretsarna.

4.1.1.3 Serietrimning

För att öka uttagbar lastfaktor samt att minska inverkan av de aerodynamiska störningar som uppträder vid flygning i transsonik– och överljudsområdet sker i tippled automatiskt s k serietrimning när farten överstiger M 0,93.

Detta åstadkoms genom att de trimstörningar som uppstår över detta machtal och som avkänns av normalaccelerometern och tippmomentgyrot jämförs med kommenderad belastning, vilken erhålls genom att spakläget avkänns. Den skillnadssignal som härvid bildas får sedan styra den med dropningsmekanismen sammankopplade serietrimdomkraften, varvid rodervinkeln kommer att ändras och trimstörningen att motverkas.

4.1.1.4 Manuell trimning

Manuell trimning kan utföras på samma sätt som vid reservstyrning. Dvs i tipp– och rolled med hjälp av trimströmställaren på styrspaken samt i girled med strömställaren SIDTRIM.

4.1.2 Attitydhållning

Attitydhållning (ATT) är den lägsta av styrautomatens hållfunktioner. Denna mod kopplas in med tryckströmställaren ATT. Är styrspaken härvid centrerad (centreringsvillkor: tipp < 8 N, roll < 5 N) samt understiger tippvinkeln 60° och rollvinkeln befinner sig mellan 7° och 66° bibehåller flygplanet den tipp– och rollattityd som råder i inkopplingsögonblicket. Om bankningsvinkeln understiger 7° vid inkopplingen erhålls kurshållning i stället för rollattitydhållning.

4.1.2.1 Tippattitydhållning

Attitydhållning i tippled fungerar i princip på följande sätt, se Bild 8. Från flyglägesgivaren erhåller tippsynkronisatorn kontinuerligt uppgift om flygplanets tippvinkel. När attitydhållning kopplas in låses synkronisatorn på den då rådande tippvinkeln, varvid en referensattityd erhålls. Referensattityden jämförs därefter kontinuerligt med aktuell attityd från flyglägesgivaren och vid en skillnad mellan dem bildas en felsignal (Δ–tipp). Denna felsignal summeras med dämpsignalerna från tippmomentgyrot och normalaccelerometern och kopplas därefter som styrsignal, dels till ytterroderservona och dels till tipptrimdomkraften, varvid ett roderutslag erhålls som vill återföra flygplanet till referensattityden.

4.1.2.2 Fintrimning av tippattityd

Under tippattitydhållning är den manuella trimfunktionen med trimknappen bortkopplad. Med knappen kan då istället finjustering av tippattityden ske. Då trimknappen förs framåt eller bakåt från neutralläget kopplas en signal till tippsynkronisatorn och ändrar referensattityden i denna. Den felsignal som härvid bildas, summeras med en signal direkt från trimknappen för att snabbare svar på ett trimkommando ska erhållas och kopplas därefter som styrsignal till rodren, varvid tippattityden ändras.

Då trimknappen återgår till neutralläge låser synkronisatorn på den aktuella tippattityden och därvid erhålls en ny referensattityd, till vilken flygplanet kommer att stabiliseras.

4.1.2.3 Rollattitydhållning

Rollattitydhållningen fungerar i princip på samma sätt som tippattitydhållningen. Således erhålls, när rollattitydhållningen kopplas in, en rollattitydreferens i rollsynkronisatorn under förutsättning att rollvinkeln vid inkopplingstillfället är > 7° men < 66°. En eventuell skillnad mellan verklig attityd och referensattityd ger därefter upphov till en felsignal (Δ–roll), vilken efter summering med dämpsignalerna från rollmomentgyrot kopplas som styrsignal till ytterroderservona och rolltrimdomkraften, varvid ett roderutslag erhålls som vill återföra flygplanet till referensattityd.

4.1.2.4 Kurshållning

Om rollvinkeln är < 7° när attitydhållning kopplas in erhålls kurshållning enligt följande princip. Vid inkoppling matas en signal från flyglägesgivaren, vilken är proportionell mot bankningsvinkeln, som styrsignal till ytterroderservona och trimdomkraften. Detta resulterar i ett roderutslag som får flygplanet att rolla upp och strävar därefter att hålla flygplanet rätt på vingarna.

Vid inkopplingen låses dessutom kurssynkronisatorn till den aktuella kursvinkeln, varvid en kursreferens erhålls. Avviker flygplanet därefter från denna kurs avger kurssynkronisatorn en felsignal (Δ–kurs), vilken kopplas som styrsignal till rodren, varvid flygplanet kommer att svänga tillbaka till referenskursen.

Kurskorrektioner som orsakas av kursstörningar p g a turbulens ger normalt upphov till bankningsvinklar upp till ±5°.

4.1.2.5 Standardsväng

Under kurshållning (rollvinkel < 7°) kan föraren kommendera standardsväng med hjälp av trimknappen på styrspaken. Då trimknappen momentant trycks åt sidan låser kurssynkronisatorn upp och samtidigt matas en V_i–styrd signal från en standardsvängberäknare till rodren. Denna signal åstadkommer att bankningsvinkeln, beroende på indikerad fart, antar ett värde mellan 10° och 45°, se Bild 7.

Urgång ur standardsväng sker genom att trimknappen momentant påverkas i motsatt riktning. Härvid upphör den V_i–styrda signalen från standardsvängberäknaren och den mot bankningsvinkeln proportionella rollvinkelsignaler från flyglägesgivaren åstadkommer en upprollning. 5 s efter att urgång ur standardsväng har kommenderats låser kurssynkronisatorn på den kurs flygplanet därvid har och kurshållning erhålls åter.

Direkt övergång från sväng åt ena hållet till sväng åt andra hållet kan ske genom att trimknappen påverkas två gånger i önskad riktning.

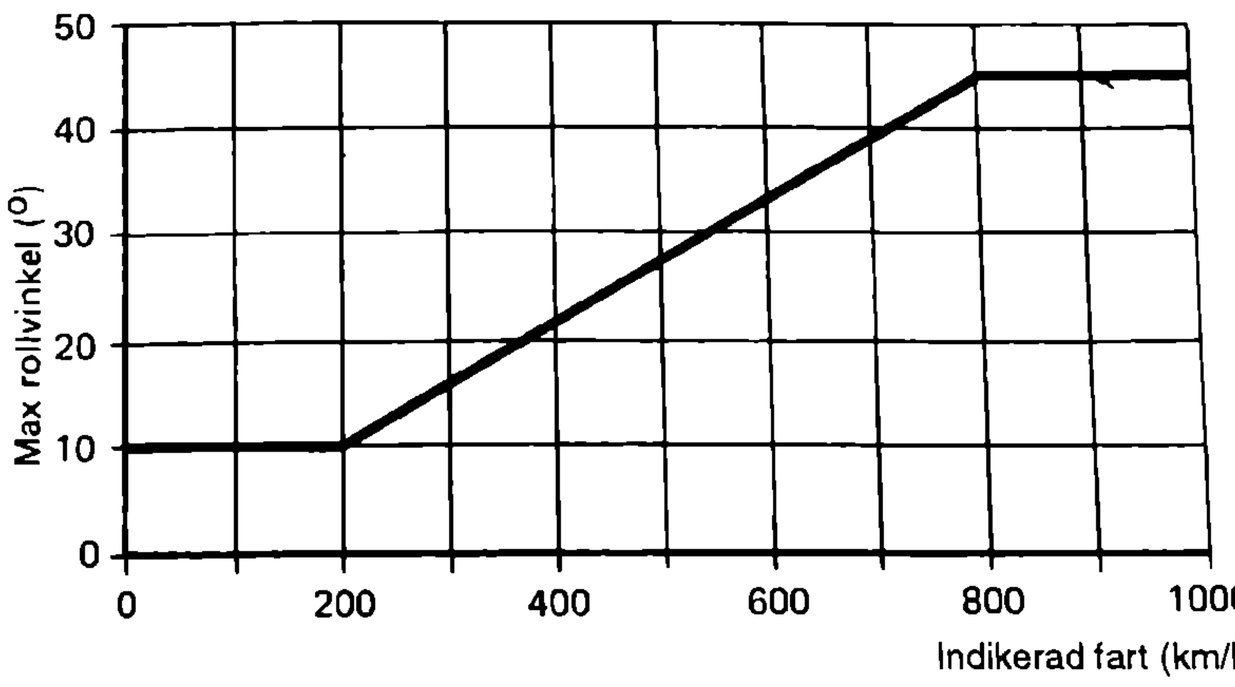


Bild 7. Bankningsvinkel vid standardsväng, diagram

4.1.2.6 Attityd/spakkraftsstyrning

Under attitydhållning finns möjlighet för föraren att styra flygplanet med hjälp av styrspaken. Denna mod, som benämnes ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING, erhålls när spakkraften i tipp– eller rolled överstiger 22 respektive 17 N.

Genom att tipp– och rollkanalerna arbetar oberoende av varandra kan tippattitydhållning kvarstå vid spakkraftsstyrning i rolled och vice versa.

Under ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING fungerar styrsystemet på samma sätt som i SPAK, se Avsnitt 4.1.1. Föraren måste dock ansätta extra stor spakkraft (ca 3 ggr så stor som i SPAK) för att övervinna det mekaniska motståndet i centreringsdonet, se Avsnitt 3.1.5 Spakkraftsgivare. Den extra spakkraften under ATT och HÖJD förhindrar därigenom bl a vådanedkopplingar av hållfunktionerna.

När spaken åter centreras och tipp– och rollvinkeln samtidigt understiger 60° resp 66° återinkopplas attitydhållningen, varvid flygplanet kommer att stabiliseras till den tipp– och rollattityd alternativt kursvinkel som råder, i enlighet med vad som beskrivits ovan.

Om flygplanet under ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING styrs utanför tipp– eller rollvinkel 60° resp 66° är attitydhållningen temporärt bortkopplad och den mod som erhålls då styrspaken centreras kallas ATT/VALD. Om flygplanet åter spakkraftsstyrs innanför de ovan nämnda vinkelvärdena återinkopplas attitydhållningen i enlighet med vad som beskrivits ovan.

Under ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING eller ATT/VALD kan manuell trimning i tippled utföras med hjälp av trimknappen på styrspaken. I roll– och girled kan däremot trimning inte ske.

4.1.3 Höjdhållning

Höjdhållning (HÖJD) är den högsta styrautomatmoden. Den kopplas in med tryckströmställaren HÖJD, varvid styrspaken ska vara centrerad och innebär att flygplanet hålls på den barometriska höjd som råder i inkopplingsögonblicket samtidigt som attitydhållning i roll alternativt kurshållning sker på motsvarande sätt som under attitydhållning. Således är det möjligt att även under höjdhållning kommendera standardsväng eller spakkraftsstyra i rolled.

Höjdhållningen fungerar i princip på följande sätt, se Bild 8. Under höjdhållning, liksom under attitydhållning, är tippsynkronisatorn låst, varigenom flygplanet är stabiliserat till en viss referensattityd. När höjdhållning kopplas in låses en elektromekanisk koppling i luftdataenheten på den rådande barometriska flyghöjden, varvid en referenshöjd erhålls. Referenshöjden jämförs sedan kontinuerligt med aktuell flyghöjd och vid avvikelse mellan dem bildas en felsignal (ΔH). Denna felsignal kopplas direkt till ytterrorderservona och tipptrimdomkraften för återstyrning av flygplanet till referenshöjden. Felsignalen kopplas dessutom till tippsynkronisatorn för ändring av referensattityden i denna, varigenom lämplig attityd anpassas för att flygplanet ska bibehålla referenshöjden.

För att snabba upp de attitydändringar som erfordras för att hålla flyghöjden under acceleration eller retardation kopplas vid farter < M 0,97 en V_i–styrd signal till tippsynkronisatorn för ändring av referensattityden. Dessutom kopplas en mot rollvinkeln proportionell signal till rodren så att ett visst nosupp–kommando erhålls under sväng.

Vid flygning i transsonikområdet (M 0,97— M 1,05) kopplas styrautomaten temporärt ned till attitydhållning (ΔH–signalen bortkopplas). Detta har sin bakgrund i att luftdatainformationerna i det transsoniska fartområdet inte är tillförlitliga och höjden därför kommer att hållas bättre med hjälp av enbart attitydhållning. Den härvid erhållna styrautomatmoden benämnes HÖJD/TRANSSONIK.

Vid utträde ur det transsoniska området återinkopplas höjdhållningen automatiskt, varvid den tidigare inkopplingshöjden gäller som referenshöjd.

4.1.3.1 Fintrimning av höjd

Under höjdhållning kan finjustering av höjden ske med hjälp av trimknappen på styrspaken. Då trimknappen förs framåt eller bakåt från neutralläget låser den elektromekaniska kopplingen i luftdataenheten upp samtidigt som en styrsignal kopplas till rodren som resulterar i att höjden ändras. Vid fintrimning i höjd ändras inte referensattityden i tippsynkronisatorn. När trimknappen återgått till neutralläge låser kopplingen i luftdataenheten på den då rådande flyghöjden, som därigenom blir ny referenshöjd, och till vilken flygplanet kommer att stabiliseras.

Under moden HÖJD/TRANSSONIK kan fintrimning av höjden inte ske. Pågår fintrimning när flygplanet går in i transsonik kommer kopplingen i luftdataenheten att vara upplåst tills flygplanet åter lämnar transsonik. Efter utträdet stabiliseras flygplanet till den då aktuella höjden.

4.1.3.2 Övermanning av höjdhållning

Höjdhållningen kopplas automatiskt ned till ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING om en spakkraft på 50 N (ca 5 ggr så stor som i SPAK) ansätts i tippled. Därefter måste spaken centreras och tryckströmställaren HÖJD tryckas in för att höjdhållningen ska återinkopplas.

4.1.4 Automatisk trimning

De elektriska styrsignaler som under attitydhållning och höjdhållning påförs ytterroderservona samt sidroderservot ger snabba och tillräckliga roderutslag för dämpning och parering av attityd– kurs och höjdstörningar av kortperiodig natur. För att erhålla de relativt stora roderutslag som erfordras för eliminering av jämviktsstörningar som beror på ändrat tyngdpunktsläge eller som är betingade av ändringar av flygfallet, matas dessutom, som tidigare nämnts, styrsignaler även till trimdomkrafterna i tipp–, roll– och girled, för s k automatisk trimning. I tipp– och rolled innebär detta att styrspakens neutralläge och därmed både ytter– och innerrodrens trimläge förskjuts. I girled ställs enbart sidrodret om. Pedalernas neutralläge ändras inte.

Den automatiska trimningen i girled, som är inkopplad enbart under rollattitydhållning och kurshållning (standardsväng), styrs av signaler från sidaccelerometern och innebär att renflygning automatiskt erhålls. Skulle flygplanet under nämnda betingelser ändå flyga orent kan detta bero på obalans i sidaccelerometern. Denna obalans kan justeras bort med hjälp av potentiometern RENFLYGN, som skyddas för vådamanövrering av ett skyddslock.

4.1.5 Nödtrimning under ATT eller HÖJD

Om någon av strömställarna SIDTRIM, NÖDTRIM TIPP eller NÖDTRIM ROLL påverkas under styrautomatmod ATT eller HÖJD, kopplas styrautomaten ned till styrautomatmod SPAK. Om automatsäkring TRIMSYST slås från och till, kan samtliga styrautomatmoder åter kopplas in.

Anm

Om nödtrimning utförts p g a felfunktion i ordinarie trimningsfunktion (manuell eller automatisk), se nödinstruktionen, SFI Del 2 Kap III.

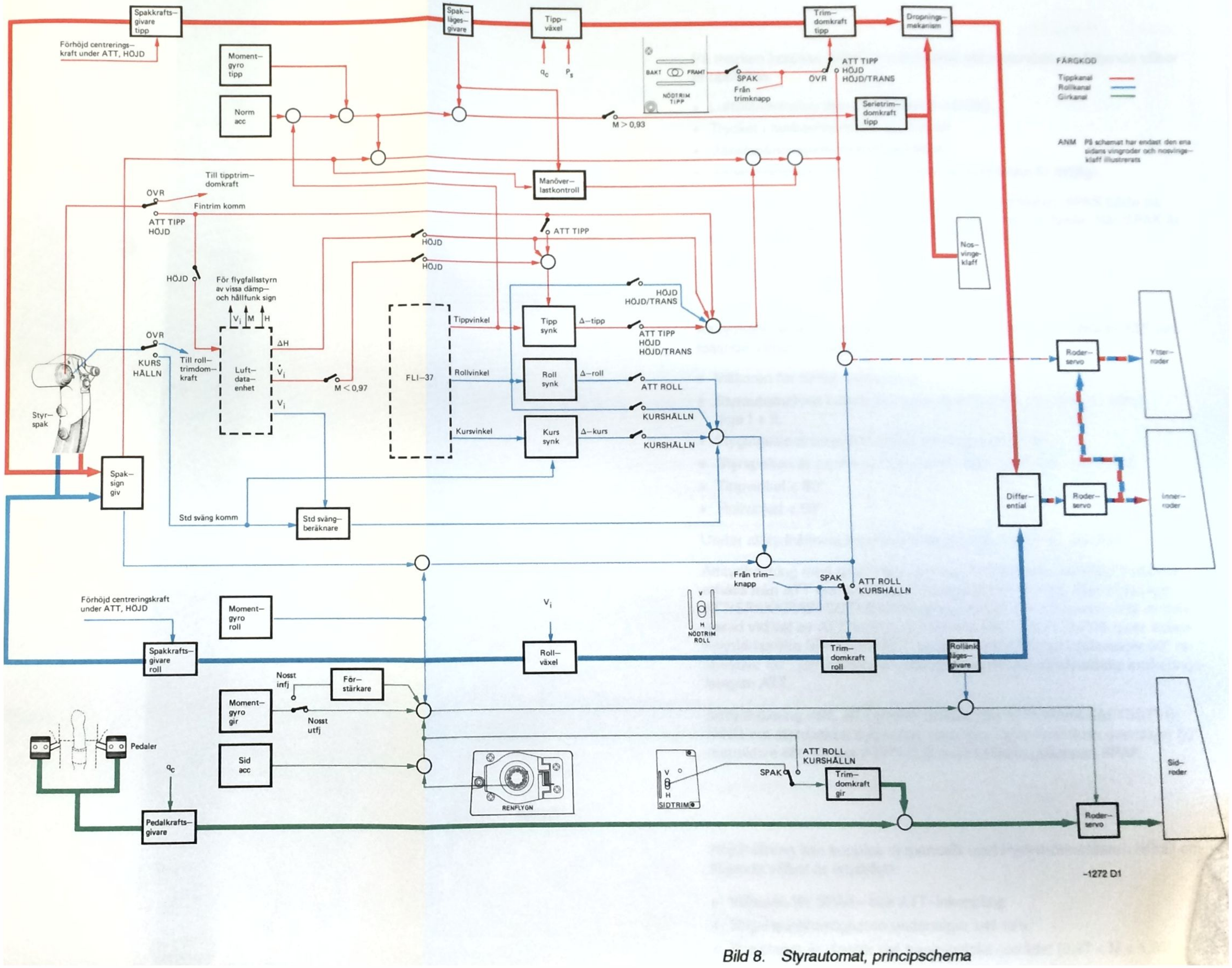


Bild 8. Styrautomat, principschema

4.2 In– och urkopplingslogik

Villkoren för styrautomatmodernas in– och urkoppling beskrivs här nedan, och framgår även av modschemat på Bild 9.

4.2.1 Inkoppling

4.2.1.1 SPAK

På marken kopplas SPAK in automatiskt vid motorstart om följande villkor är uppfyllda:

- Luftdataenheten lämnar klarsignal (LDOK).
- Trycket i hydraulsystem 1 är normalt.
- Växelspänningsförsörjning erhållen.
- Serietrimlogiken lämnar klarsignal (serietrimning är möjlig).

SPAK kan kopplas in manuellt med tryckströmställaren SPAK både på marken och i luften, förutsatt att villkoren ovan är uppfyllda. När SPAK är inkopplad lyser indikeringslampan SPAK (se Bild 11).

4.2.1.2 ATT

Attitydhållning kan kopplas in manuellt med tryckströmställaren ATT om följande villkor är uppfyllda:

- Villkoren för SPAK–inkoppling.
- Styrautomatens kanalväljare (se Avsnitt 4.4.1 och Bild 11) står i läge I + II.
- Flyglägesinstrumentet lämnar klarsignal (FLI OK).
- Styrspaken är centrerad (spakkraft i tipp < 8 N och i roll < 5 N).
- Tippvinkel < 60°.
- Rollvinkel < 66°.

Under attitydhållning lyser indikeringslamporna SPAK och ATT.

Attitydhållning med spakkraftsstyrning, ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING, erhålls från ATT om spakkraften överstiger 22 N i tipp eller 17 N i roll. ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING erhålls också om styrspaken inte är centrerad vid val av ATT. Under ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING lyser indikeringslamporna SPAK och ATT om tipp– och rollvinkel understiger 60° respektive 66°. Om någon av vinkelgränserna överskrids släcks indikeringslampan ATT.

Attitydhållning vald, ATT/VALD, erhålls från ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING om styrspaken centreras, men tipp– eller rollvinkeln överstiger 60° respektive 66°. Under ATT/VALD lyser indikeringslampan SPAK.

4.2.1.3 HÖJD

Höjdhållning kan kopplas in manuellt med tryckströmställaren HÖJD om följande villkor är uppfyllda:

- Villkoren för SPAK– och ATT–inkoppling.
- Stig–/sjunkhastigheten understiger ±45 m/s.
- Flygplanet är utanför det transsoniska området (0,97 < M < 1,05).
- Luftdatasolenoiden drar vid inkopplingen av HÖJD.

Under höjdhållning lyser indikeringslamporna SPAK, ATT och HÖJD.

Styrautomatmod HÖJD/TRANSSONIK erhålls från styrautomatmod HÖJD vid machtal mellan M 0,97 och M 1,05. Under HÖJD/TRANSSONIK lyser indikeringslamporna SPAK och TRANSONIC med fast sken, och indikeringslamporna ATT och HÖJD lyser med växelvis blinkande sken.

4.2.2 Urkoppling

4.2.2.1 Manuell urkoppling

Styrautomatens olika funktionsmoder kopplas ur manuellt på följande vis:

- SPAK kopplas ur med snabburkopplingsknappen eller med automatsäkringen SA.
- ATT kopplas ur på samma sätt som SPAK, eller genom att välja SPAK.
- HÖJD kopplas ur på samma sätt som ATT, eller genom att välja ATT.

4.2.2.2 Automatisk urkoppling

Styrautomatens funktionsmoder kan också kopplas ur automatiskt av övervakningssystemet.

Styrautomaten kopplas ur helt om något av nedanstående inträffar:

- Någon av SPAK–övervakarna löser ut.
- Någon av servoövervakarna löser ut.
- Någon av serietrimövervakarna löser ut vid M > 0,93.
- Luftdataenheten upphör att lämna klarsignal.
- Trycket i hydraulsystem 1 blir onormalt lågt.
- Växelspänningsförsörjningen faller bort i mer än 6 s.
- Någon av de interna sekundärspänningarna faller bort.

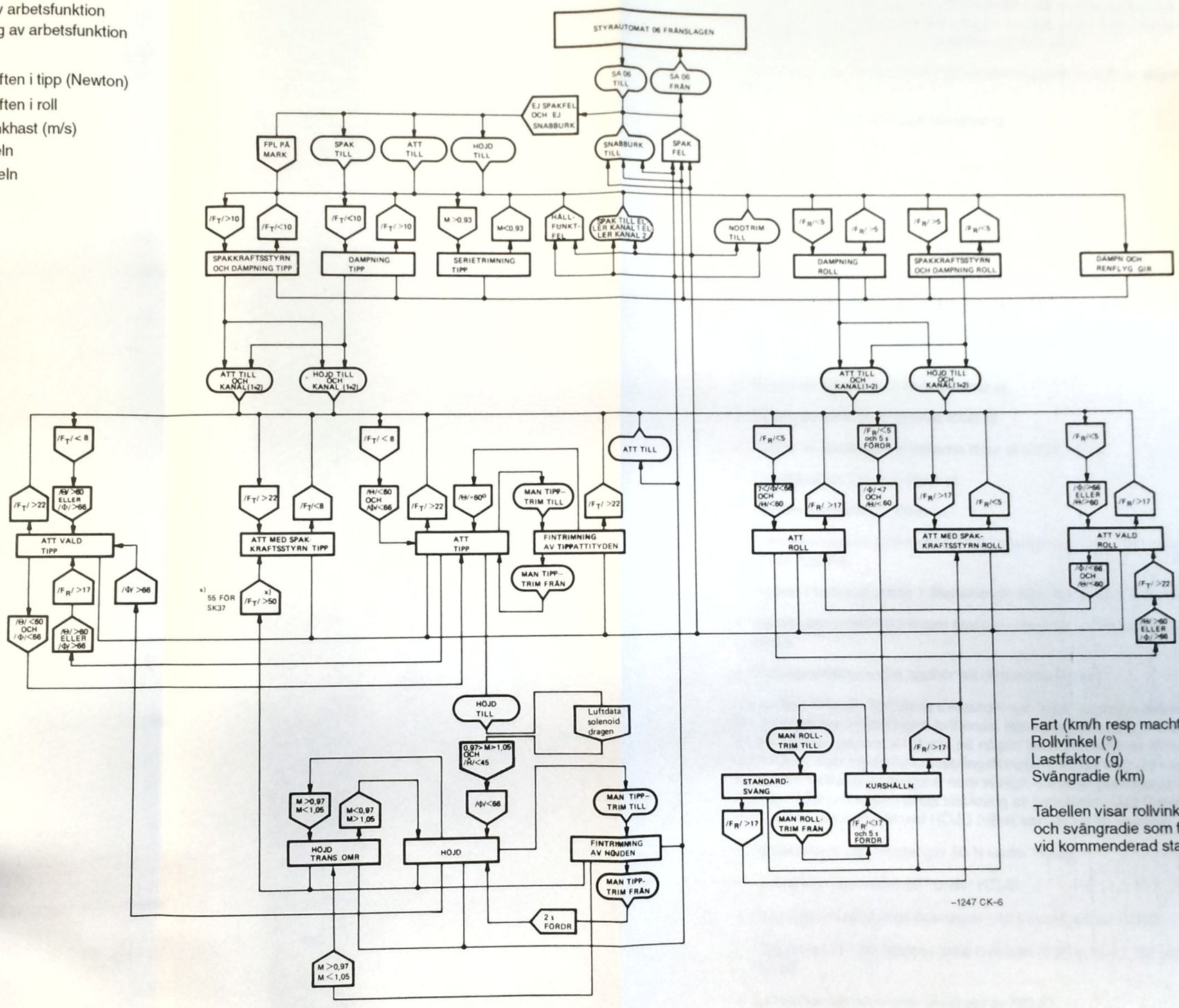
Styrautomaten kopplas ned till SPAK om något av nedanstående inträffar under ATT eller HÖJD:

- Nödtrimning i tipp, roll eller sida.
- Rollattitydövervakaren löser ut.
- Tipptrimövervakaren löser ut.
- Flyglägesinstrumentet upphör att lämna klarsignal.

Styrautomaten kopplas ned till ATT om något av nedanstående inträffar under HÖJD:

- Spakkraften i tipp överstiger 50 N.
- Rollvinkeln överstiger 66°.

Manuell omkoppling av arbetsfunktion
Automatisk omkoppling av arbetsfunktion
= Arbetsfunktion
$|F_T|$ = Beloppet på spakkraften i tipp (Newton)
$|F_R|$ = Beloppet på spakkraften i roll
$|\dot{H}|$ = Beloppet på stig/sjunkhast (m/s)
$|\phi|$ = Beloppet på rollvinkeln
$|\Theta|$ = Beloppet på tippvinkeln
M = Machtal



Fart (km/h resp machtal)	225	550	0,55	0,8	0,9
Rollvinkel (°)	10	30	41	45	45
Lastfaktor (g)	1,02	1,15	1,32	1,41	1,41
Svängradie (km)	4,1	4,1	4,1	7,2	8,1

Tabellen visar rollvinkel, lastfaktor och svängradie som funktion av fart vid kommenderad standardsväng.

–1247 CK–6

Bild 9. Styrautomat, modschema

4.3 Indikering av felfunktioner

Felfunktioner som påverkar styrautomaten indikeras genom att huvudvarning erhålls samtidigt som lampfältet SPAK och/eller lampfältet HÅLLFUNK på höger indikeringstablå tänds med blinkande sken. När huvudvarningen kvitterats, övergår lampfälten till fast sken.

Lampfältet SPAK tänds om styrautomaten kopplas ur helt av något av följande:

- Någon av SPAK–övervakarna löser ut.
- Någon av servoövervakarna löser ut.
- Någon av serietrimövervakarna löser ut vid M > 0,93.
- Luftdataenheten upphör att lämna klarsignal.
- Trycket i hydraulsystem 1 blir onormalt lågt.
- Växelspänningsförsörjningen faller bort i mer än 6 s.
- Någon av de interna sekundärspänningarna faller bort.

Lampfältet HÅLLFUNK tänds om något av följande inträffar under ATT eller HÖJD:

- Någon av SPAK–övervakarna löser ut.
- Någon av servoövervakarna löser ut.
- Någon av serietrimövervakarna löser ut vid M > 0,93.
- Rollattitydövervakaren löser ut.
- Tipptrimövervakaren löser ut.
- Luftdataenhetens klarsignal (LDOK) återkommer efter att ha fallit bort under flygning.
- Trycket i hydraulsystem 1 återkommer efter att ha varit onormalt lågt.
- Växelspänningsförsörjningen återkommer efter att ha fallit bort i mer än 6 s.
- Flyglägesinstrumentet upphör att lämna klarsignal.

Lampfältet HÅLLFUNK tänds dessutom om något av nedanstående inträffar. Efter att huvudvarningen kvitterats, kan lampfältet HÅLLFUNK i sådana fall släckas genom att trycka på någon av strömställarna SPAK, ATT och HÖJD, eller på snabburkopplingsknappen. Observera att knapparna dessutom fortfarande fungerar som vanligt. Till exempel innebär intryckning av HÖJD–knappen både släckning av lampfältet HÅLLFUNK och förnyat val av styrautomatmod HÖJD (vilket kan ge en ny varning).

- Spakkraften i tipp överstiger 50 N under HÖJD.
- Rollvinkeln överstiger 66° under HÖJD.
- Stig–/sjunkhastigheten överstiger ±45 m/s vid val av HÖJD.
- Flygplanet är i det transsoniska området (0,97 < M < 1,05) vid val av HÖJD.
- Luftdatasolenoiden drar ej vid val av HÖJD.

4.4 Övervakningssystem

Övervakningssystemet ingår som en integrerad del i styrautomaten och består av ett antal övervakare och signalbegränsare.

Signalbegränsarna förhindrar under attityd– och höjdhållning att styrautomaten kommenderar flygplanet utanför ±60° i tipp eller ±66° i roll.

Övervakarna känner av fel i styrautomatens signalbehandling. Beroende på var dessa fel uppstått kopplas styrautomaten ur helt eller delvis, och föraren varnas genom indikeringssystemet.

Övervakarna delas in i SPAK–övervakare, servoövervakare, serietrimövervakare och hållfunktionsövervakare.

4.4.1 SPAK–övervakare

Styrautomatens SPAK–kretsar är uppdelade på två av varandra oberoende kanaler. I normalfallet (styrautomatens kanalväljare i läge I + II, se Bild 11) är kanal I den aktiva kanalen, dvs den kanal som påverkar rodren, medan kanal II är referens för SPAK–övervakarna. Om kanalerna skiljer sig åt för mycket, kopplas styrautomaten ur.

SPAK–funktionen är tillgänglig om någon av kanalerna arbetar normalt. Föraren kan alltså efter en felfunktion välja kanal I eller II beroende på vilken kanal som felat och därefter åter koppla in SPAK. SPAK–övervakarna är då ur funktion, eftersom de saknar referens.

4.4.2 Servoövervakare

Servoövervakarna jämför servonas kommandosignaler med svarssignalerna från servonas lägesgivare. Om det erhållna läget skiljer sig alltför mycket från det kommenderade, kopplas styrautomaten ur.

4.4.3 Serietrimövervakare

Serietrimövervakarna är två till antalet; en som jämför serietrimsignalerna i styrautomatens båda kanaler, och en som jämför serieservots kommando– och svarssignaler. Anledningen till att de redovisas separat från SPAK– och servoövervakarna är att de bara används för övervakning vid machtal över M 0,93.

4.4.4 Hållfunktionsövervakare

I hållfunktionskretsarna ingår en rollattitydövervakare, en tipptrimövervakare och en höjdövervakare.

Rollattitydövervakaren jämför kontinuerligt tecknet på rollattitydkommandot och aktuell rollattityd och när kommandot är sådant att flygplanet kommer att styras utanför rollvinkel ±66° kopplas styrautomaten automatiskt ned till SPAK. Skulle denna övervakningsfunktion inte fungera får styrautomaten även nedkopplingsimpuls när rollvinkeln överstiger ±80°. Tipptrimövervakaren bygger på jämförelse av den automatiska tipptrimfunktionens kommandosignal och svarssignal och vid felaktig funktion kopplas styrautomaten ned till SPAK.

Höjdövervakaren är ett sekundärt höjdvarningssystem, som träder i funktion vid CK– eller primärdatafel och varnar föraren vid flygning med höjdhållning inkopplad om risk finns för kollision med terrängen.

Höjdövervakaren baserar sig på uppgifter från radarhöjdmätaren och fordrar således att denna är i funktion. När höjdhållning kopplas in lagras i övervakaren den vid tillfället uppmätta radarhöjden, som dock för detta ändamål begränsas till max 600 m. Ur denna höjd beräknas därefter en varningshöjd, som är 80 % av inkopplingshöjden. Varningshöjden jämförs sedan kontinuerligt med aktuell radarhöjd och när den senare understiger varningshöjden tänds höjdvarningslampan med fast sken. Med aktuell radarhöjd avses i detta sammanhang uppmätt radarhöjd korrigerad med en tipproderkommandosignal från hållfunktionskretsarna.

Höjdhållningen bibehålls även sedan höjdvarning erhållits.

Denna och övriga höjdvarningsfunktioner berörs även i Flik 23 Höjdvarning.

4.5 Funktionskontroll

Styrautomaten har inbyggda anordningar för funktionskontroll. Kontrollen innebär att styrautomaten på ca 40 s automatiskt genomför ett testprogram och på en indikatorpanel indikeras om styrautomaten fungerar eller inte.

5 Luftbromssystem

Luftbromsen utgörs av fyra hydraulmanövrerade bromsklaffar, se Bild 2. De manövreras med strömställaren 11:8 på gasspakshandtaget, se Bild 11 vilken är av typen tvåläges vippströmställare med fjädrande återgång till neutralläget. Då strömställaren förs till det bakre läget fälls bromsklaffarna ut och kan därefter stoppas i önskat läge genom att strömställaren tillåts fjädra tillbaka till neutralläge. Bromsklaffarna fälls åter in om strömställaren förs fram till främre läget.

För att vid rullning på marken förhindra smuts att tränga in i utrymmet innanför bromsklaffarna, fälls eventuellt utfälld luftbroms automatiskt in när landstället fälls ut. Emellertid kan luftbromsen även med utfällt landställ manövreras till utfällt läge genom att manöverströmställaren förs bakåt och kvarhålls i bakre läget. Så snart som strömställaren släpps fälls dock luftbromsen åter in.

Lampfältet LUFTBROMS på höger indikeringstablå lyser när luftbromsen är helt eller delvis utfälld och är släckt när luftbromsen är helt infälld.

6 Högalfavarningssystem

Högalfavarningssystemet (HAV) har till uppgift att, med hänsyn till pumpningsrisken och risken för tätning med efterföljande superstall eller spinn, varna föraren att överskrida olämpligt höga anfallsvinklar. Systemet är så uppbyggt att det genom en handvarnare (vibrator) i styrspaken och akustisk signal i hörtelefonen ger varning när summan av aktuell anfallsvinkel, anfallsvinkelhastighet och tipprodervinkelhastighet överskrider visst värde. Systemet ger dessutom föraren information om flygplanets anfallsvinkel vid bortfall av ordinarie information från CK.

6.1 Arbetssätt

HAV, se Bild 10, består i princip av en anfallsvinkelgivare, två roderlägesgivare (en för vänster och en för höger innerroder), en elektronikenhet, en pulsgivare och en handvarnare i styrspaken.

Anfallsvinkelgivaren avger en signal, som är proportionell mot flygplanets anfallsvinkel. Signalen matas tillsammans med en signal proportionell mot tipprodervinkeln till elektronikenheten, som ur dessa primärsignaler utvinner anfallsvinkel (α) samt genom behandling i derivatorer anfallsvinkelhastighet ($\dot{\alpha}$) och rodervinkelhastighet ($\dot{\delta}_e$).

Signalerna förstärks med hänsyn till landställsreglageläge och styrautomatmod till för flygkonfigurationen lämpliga värden och sammanställs därefter till en summasignal. När denna summasignal överstiger ett visst tröskelvärde kopplas varningsdelens pulsgivare in över ett inkopplingsrelä. Pulsgivaren avger därvid en pulsad signal, dels till handvarnaren i styrspaken som vibrerar och dels till en varningsoscillator i FR 22 som ger akustisk varning i hörtelefonen. Varningen upphör när summasignalen (α, $\dot{\alpha}$ och $\dot{\delta}_e$) åter sänks under tröskelnivån.

Vid stabiliserad flygning erhålls varning beroende på landställsreglageläge och styrautomatmod vid anfallsvinklar enligt nedan.

Tabell 1. Gränser för α–varning

Landställsreglage–läge	SA–mod	
	GSA och SPAK	ATT * och HÖJD
IN	18°	15°
UT	15°	
UT samt tryckströmställare α 15,5° intryckt	18°	

* Gäller även vid ATT/SPAKKRAFTSSTYRNING och ATT/VALD

Vid spakrörelser bakåt och/eller anfallsvinkeltillväxt erhålls varning vid lägre anfallsvinklar än de ovannämnda.

För att undvika onödig varning vid stora roderrörelser i samband med landning elimineras $\dot{\delta}_e$–signalens inverkan på varningsnivån när landstället fälls ut. Vid sättning (infjädring av höger huvudställ) bortkopplas dessutom även α– och $\dot{\alpha}$– signalen, varigenom varning undviks helt vid rullning på banan.

Anfallsvinkelindikatorn får normalt vinkelinformation från CK37. Vid CK– eller primärdatafel styrs indikatorn av anfallsvinkelinformationer (α och $\dot{\alpha}$) från HAV.

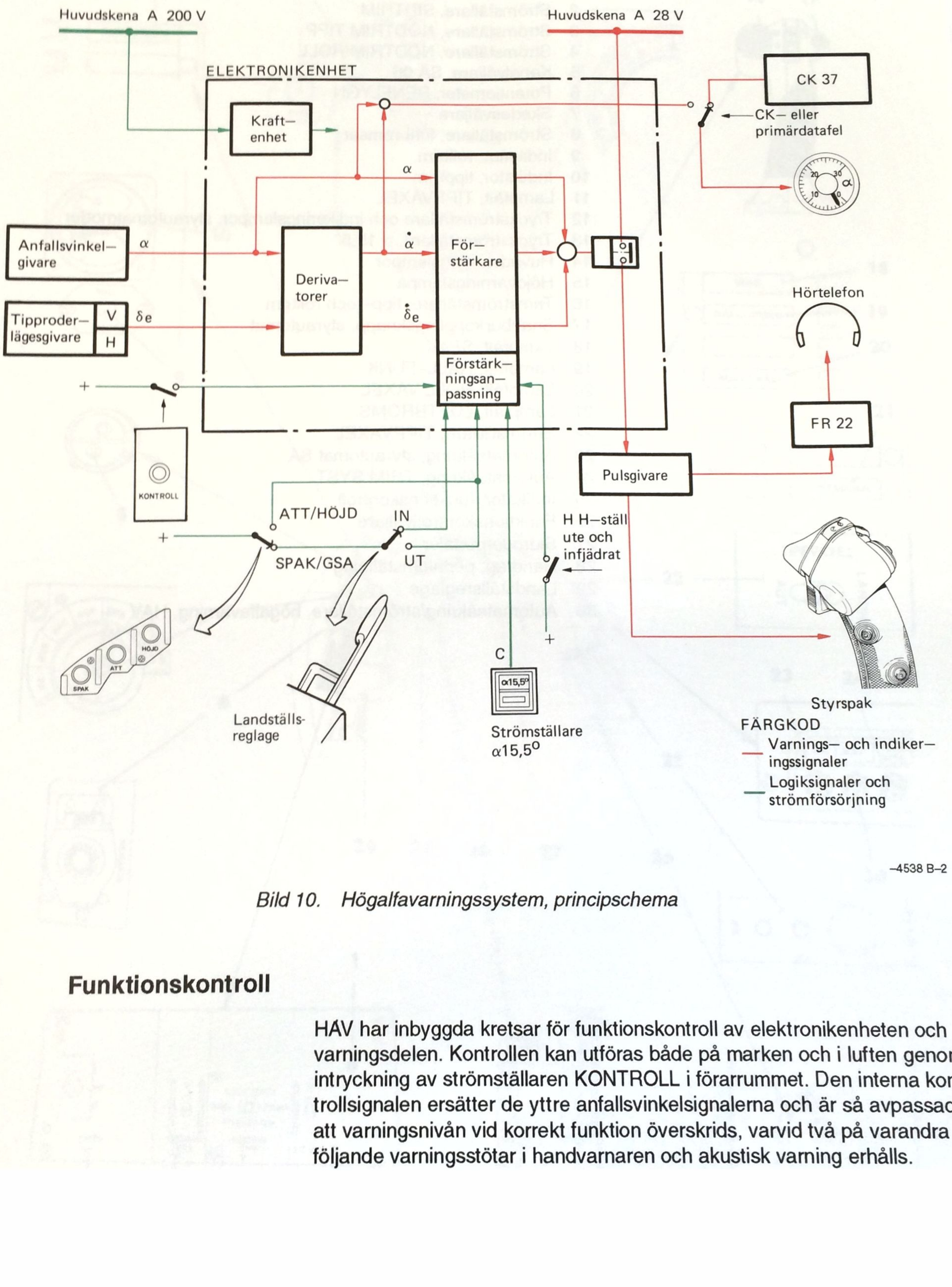


Bild 10. Högalfavarningssystem, principschema

6.2 Funktionskontroll

HAV har inbyggda kretsar för funktionskontroll av elektronikenheten och varningsdelen. Kontrollen kan utföras både på marken och i luften genom intryckning av strömställaren KONTROLL i förarrummet. Den interna kontrollsignalen ersätter de yttre anfallsvinkelsignalerna och är så avpassad att varningsnivån vid korrekt funktion överskrids, varvid två på varandra följande varningsstötar i handvarnaren och akustisk varning erhålls.

Bild 11. Manöver– och indikeringsorgan, styrsystem, positionsförteckning

1 Indikator, sidtrim
2 Strömställare, SIDTRIM
3 Strömställare, NÖDTRIM TIPP
4 Strömställare, NÖDTRIM ROLL
5 Kanalväljare, SA 06
6 Potentiometer, RENFLYGN
7 Skedesväljare
8 Strömställare, luftbromsar
9 Indikator, rolltrim
10 Indikator, tipptrim
11 Lampfält, TIPPVÄXEL
12 Tryckströmställare och indikeringslampor, styrautomatmoder
13 Tryckströmställare, α 15,5°
14 Huvudvarningslampor
15 Höjdvarningslampa
16 Trimströmställare, tipp– och rolltrim
17 Snabburkopplingsknapp, styrautomat
18 Lampfält, SPAK
19 Lampfält, HÅLL–FUNK
20 Lampfält, ROLL VÄXEL
21 Lampfält, LUFTBROMS
22 Strömställare, TIPPVÄXEL
23 Automatsäkring, styrautomat SA
24 Automatsäkring, TRIM SYST
25 Indikator, funktionskontroll
26 Funktionskontrollväljare
27 Sidroderpedaler
28 Handtag, pedalomställning
29 Landställsreglage
30 Automatsäkring/strömställare, högalfavarning, HAV

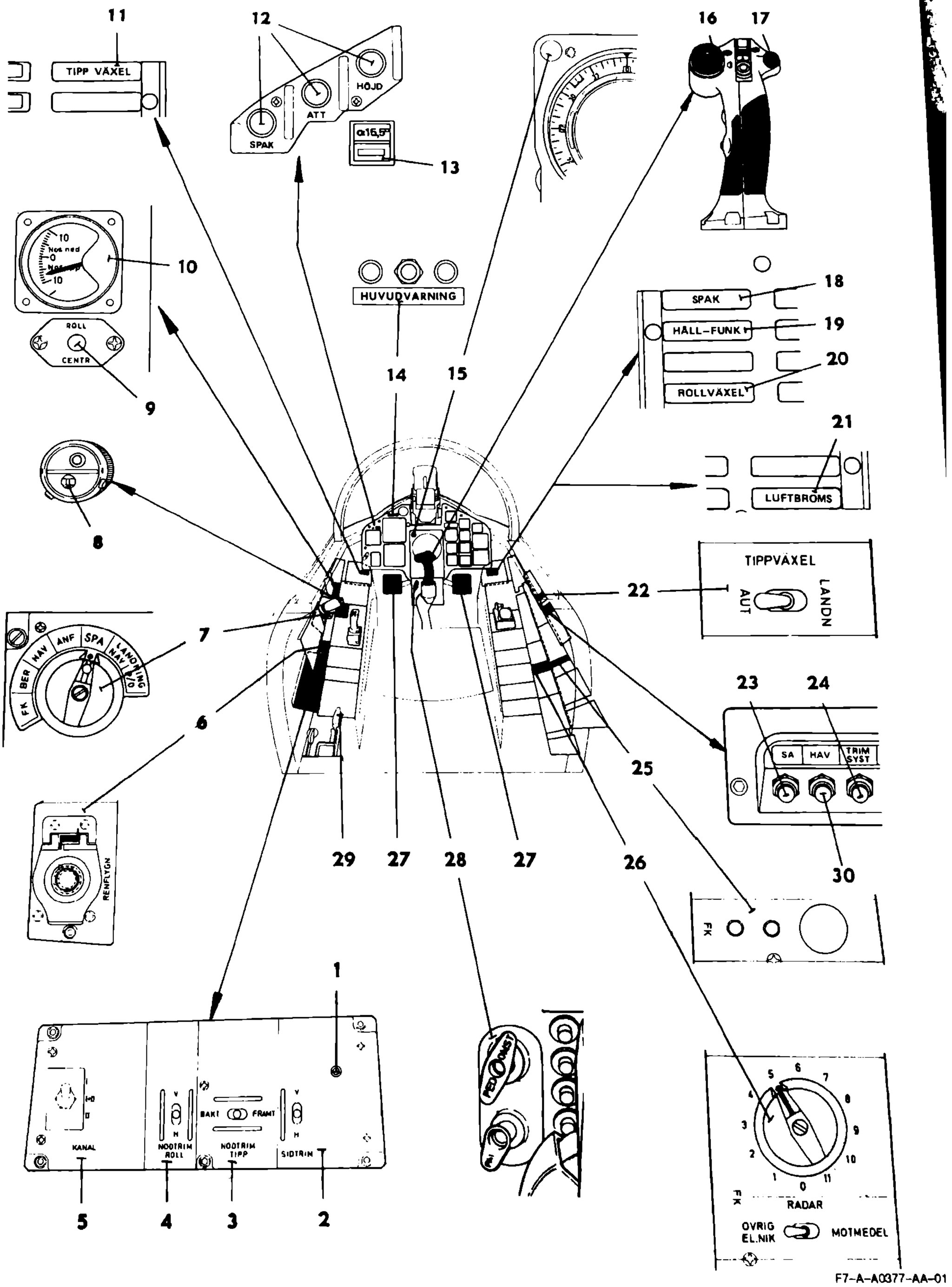


Bild 11. Manöver– och indikeringsorgan, styrsystem

Instrument

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Flygplanur	3
3	Accelerometer	3
4	Fenpitotsystem	4
4.1	Fenpitotrör	5
4.2	Reservfartmätare	6
4.3	Reservhöjdmätare	6
5	Reservhorisont	6
6	Reservkursanläggning	8

Bilder

		Sida
1	Flygplanur	3
2	Accelerometer	4
3	Fenpitotsystem med abonnenter	5
4	Reservfartmätare	6
5	Reservhöjdmätare	6
6	Reservhorisont, översikt och princip	7
7	Felvisning, reservhorisont	8
8	Reservkursanläggning, princip	9
9	Reservkursindikator	10
10	Instrument och indikatorer, översikt	11

1 Allmänt

I föreliggande avsnitt följer en översikt över flygplanets instrument samt en beskrivning av övriga flyginstrument och reservinstrument som ej har behandlats i andra delsystem, nämligen:

- Flygplanur
- Accelerometer
- Fenpitotsystem
- Reservhorisont
- Reservkursanläggning

De instrument som ingår i andra delsystem och som behandlats där, är i positionsförteckningen, Bild 10, försedda med hänvisning till respektive avsnitt (flik). Bild 10 visar insrumentens placering i kabinen.

2 Flygplanur

Flygplanuret (Bild 1) är av mekaniskt utförande och försett med två skalor, en inre för borgerlig tid och en yttre för terstid. Jämför även Bild 10 pos 10.

Uret är i sin nedre del försett med en ratt, med vilken uret dras upp. Dras ratten ut och vrids manövreras visarna för borgerlig tid.

I urets övre högra del finns en tryckknapp med vilken tersuret (sekundvisaren och den pilförsedda minutvisaren) manövreras. Vid första intryckningen startar visarna, vid andra stannar de och vid tredje intryckningen nollställs de.

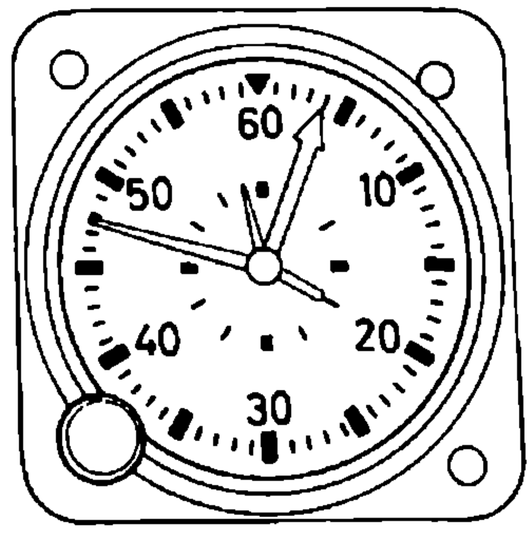


Bild 1. Flygplanur (Bild 10 pos 10)

3 Accelerometer

Accelerometern (Bild 2) är ett mekaniskt instrument som medelst en momentanvisare kontinuerligt anger flygplanets belastning i z–led. Instrumentet är graderat –2 till +9 g och har, förutom momentanvisaren, en maximalvisare som visar maximal acceleration under en flygmanöver.

Maximalvisaren kan återställas med en tryckknapp på instrumentets nedre vänstra del.

Anm
I höger landställsrum finns en hållfasthetsaccelerometer som med en momentan– och en maximalvisare registrerar positiv belastning. Maximalvisaren anger den maximala belastning flygplanet utsatts för under flygpasset. Jämför även Flik 19 Luftdatasystem (Accelerometerenhet) samt beskrivning av lastfaktorregistrering under rubriken Registrering av CK–variabler i Flik 26 Registrering.

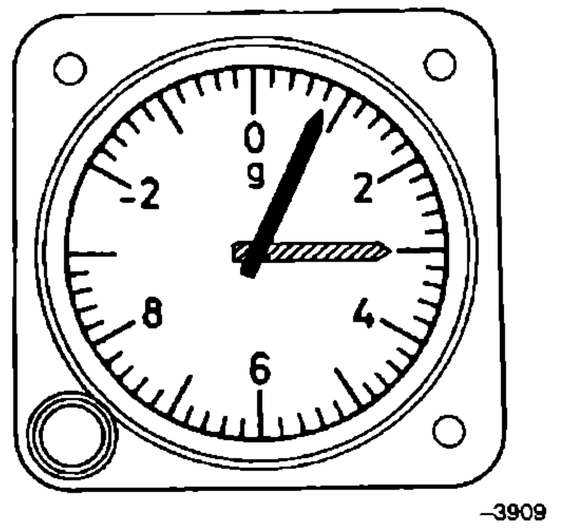


Bild 2. Accelerometer (Bild 10 pos 11)

4 Fenpitotsystem

Fenpitotsystemet är dels reservsystem för luftdatasystemet och dels tryckgivare till vissa andra system, s k abonnerande system, och består av fenpitotrör, reservfartmätare och reservhöjdmätare. Se Bild 3.

De abonnerande systemen utgörs av räddningssystem, styrsystem och landställsreglage.

I räddningssystemet påverkar trycken från fenpitotröret en tvåtidsutlösare för remfrigöring som ställs om från kort till lång tidsfördröjning när flygplanets indikerade fart överstiger 515 km/h.

I styrsystemet påverkar totaltrycket från fenpitotröret flygfallsstyrda växlar som ändrar utväxlingen mellan styrspak och roderservo så att spakutslaget bättre svarar mot rodereffektiviteten vid olika flygtillstånd.

I landställsreglaget påverkas en spärr som förhindrar landställsutfällning över viss fart.

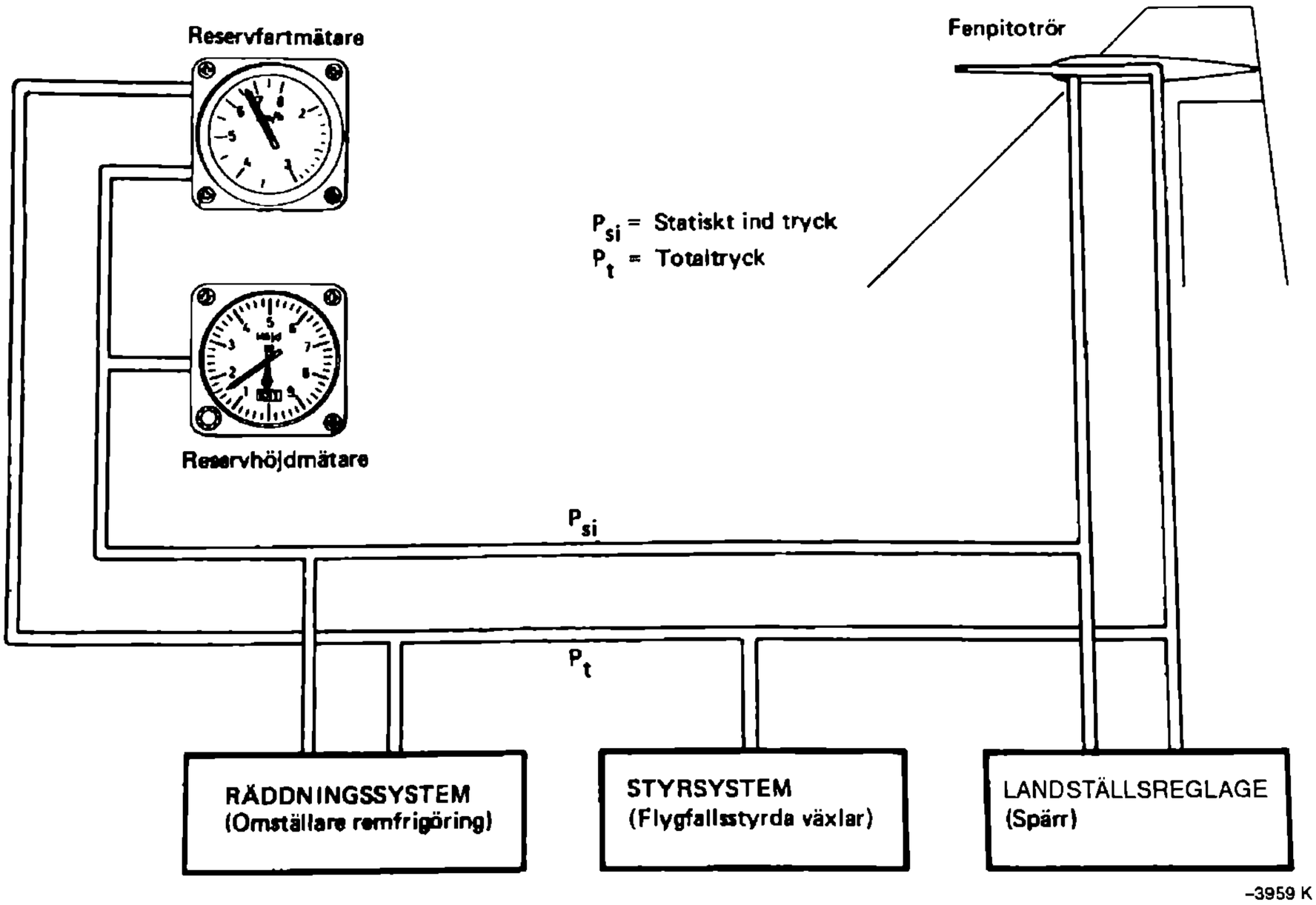


Bild 3. Fenpitotsystem med abonnenter

4.1 Fenpitotrör

Fenpitotröret, som är placerat på fenans framkant, mäter indikerat statiskt tryck och totaltryck. Fenpitotröret är försett med elektrisk uppvärmning, som i skede BER kopplas in när flygplanet strömförsörjs av huvudgeneratorn. Uppvärmningen är alltid inkopplad under flygning, även då strömförsörjning sker via reservsystem.

4.2 Reservfartmätare

Reservfartmätaren (Bild 4) är en konventionell mekanisk fartmätare som kontinuerligt anger flygplanets hastighet i km/h. Den indikerade farten presenteras av en visare mot en fast logaritmisk skala graderad från 200 till 800 km/h.

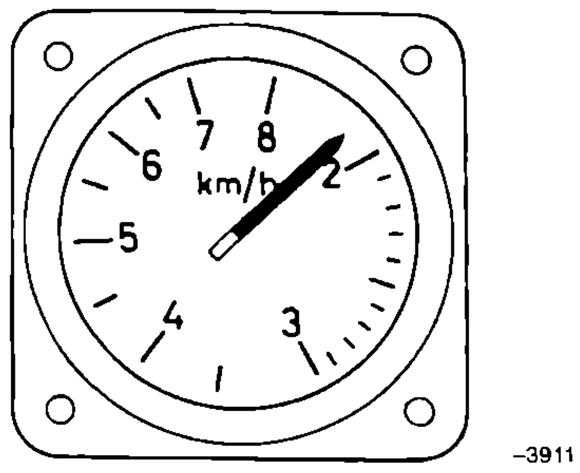


Bild 4. Reservfartmätare (Bild 10 pos 12)

4.3 Reservhöjdmätare

Reservhöjdmätaren (Bild 5) är en klockhöjdmätare av barometrisk typ. Den har två visare, av vilka den längre rör sig ett varv för 1000 m och den kortare ett varv för 10000 m. På instrumenttavlan finns infällt en inställningsskala som används vid inställning av rådande marktryck (eller motsv). Inställningen görs med en ratt och skalan visar det inställda trycket i hPa.

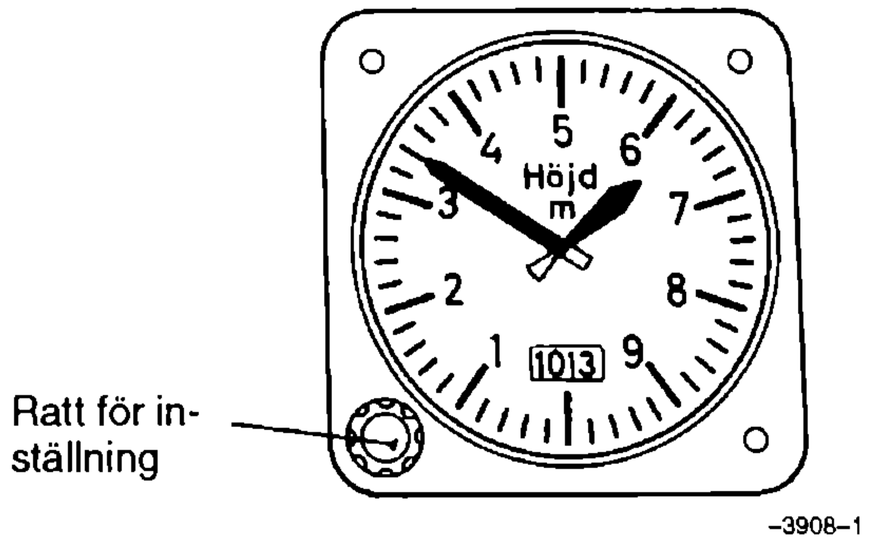


Bild 5. Reservhöjdmätare (Bild 10 pos 23)

5 Reservhorisont

Reservhorisonten visar flygplanets läge i roll– och tippled. Instrumentets lägeskännande del utgörs av en växelströmsdriven gyrosnurra, som är upphängd i dubbla kardanramar, se Bild 6.

Gyrot har full rörelsefrihet i rolled och +93° till –79° i tippled.

Instrumentet kan även vid avancerad flygning under gynnsamma betingelser (t ex vid ren looping) visa "nästan" rätt därför att när tippvinkeln når begränsningarna, vrids gyrot ca 180° i rolled. Vid mer avancerade flygtillstånd tumlar gyrot. Snabbstabilisering får då tillgripas efter återtagen planflykt.

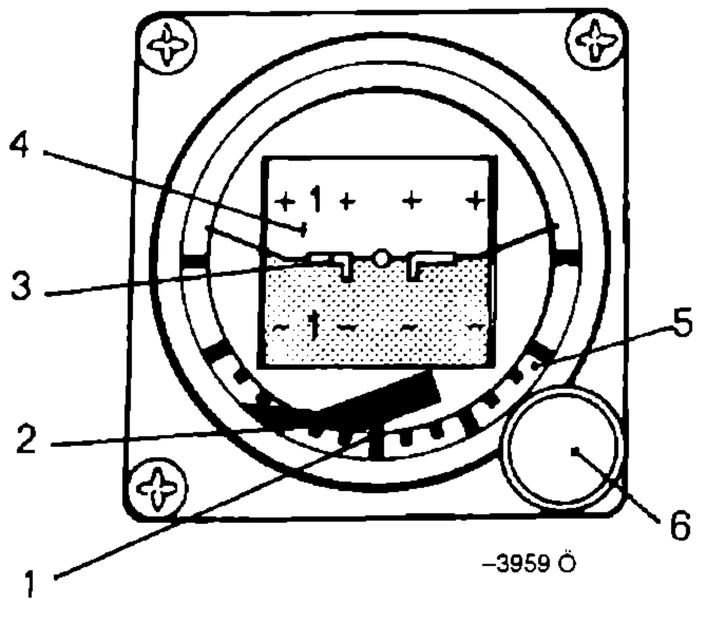
Gyrot övervakas för utvandring orsakad av jordrotationen, av acceleration vid svängar samt av friktion. Övervakningen utförs av en pneumatisk lodsökningsanordning.

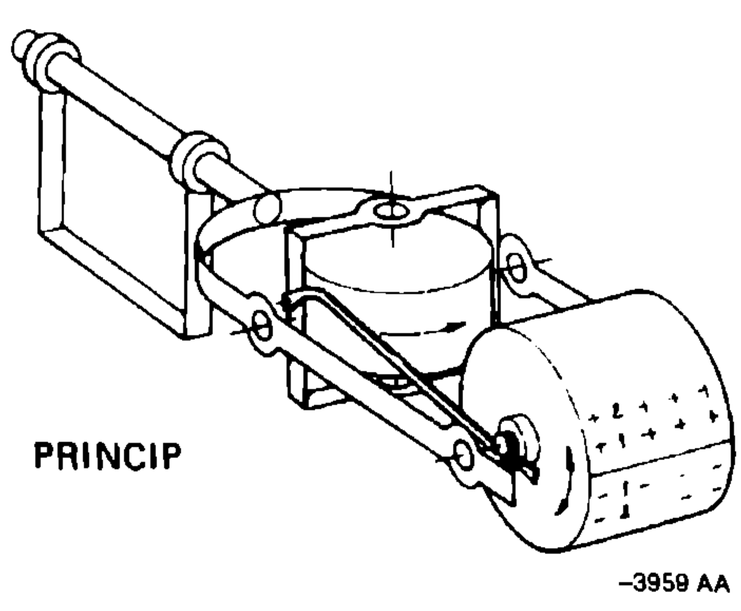
Tippvinkeln anges med hjälp av en graderad cylinder (6:4) vars läge jämförs med en fast flygplansymbol (6:3). Dykning eller stigning anges på mörkt respektive ljust parti på cylinderns synliga del. Cylindern är graderad till ± 70° i steg om 10°.

Rollvinkeln indikeras av ett rörligt index (6:1) och avläses mot en fast skala (6:5). Skalan är graderad till ± 60° i steg om 10°. Dessutom är ± 90° markerat.

Instrumentet, som är anslutet till huvudskena A~, fungerar vid spänningsbortfall under 3 minuter med god noggrannhet i roll och med max 5° fel i tipp. Vid spänningsbortfall blir en röd varningsflagga (6:2) synlig i instrumentets vänstra nedre del.

Reservhorisonten snabbstabiliseras genom att ratten 6:6 dras ut, varvid gyrohuset mekaniskt påverkas.





1 Rollvinkelindex
2 Varningsflagga
3 Flygplansymbol
4 Cylinder
5 Rollvinkelskala
6 Ratt för snabbstabilisering

Bild 6. Reservhorisont, översikt och princip (Bild 10 pos 7)

Instrumentets längdaxel lutar 7° i förhållande till flygplanets längdaxel, varigenom avläsningen underlättas. Lutningen ger under svängar ett positivt tippfel, orsakat av kardangeometrin. Indikatorn blir vid återgång till rollvinkel 0° åter rättvisande, se Bild 7.

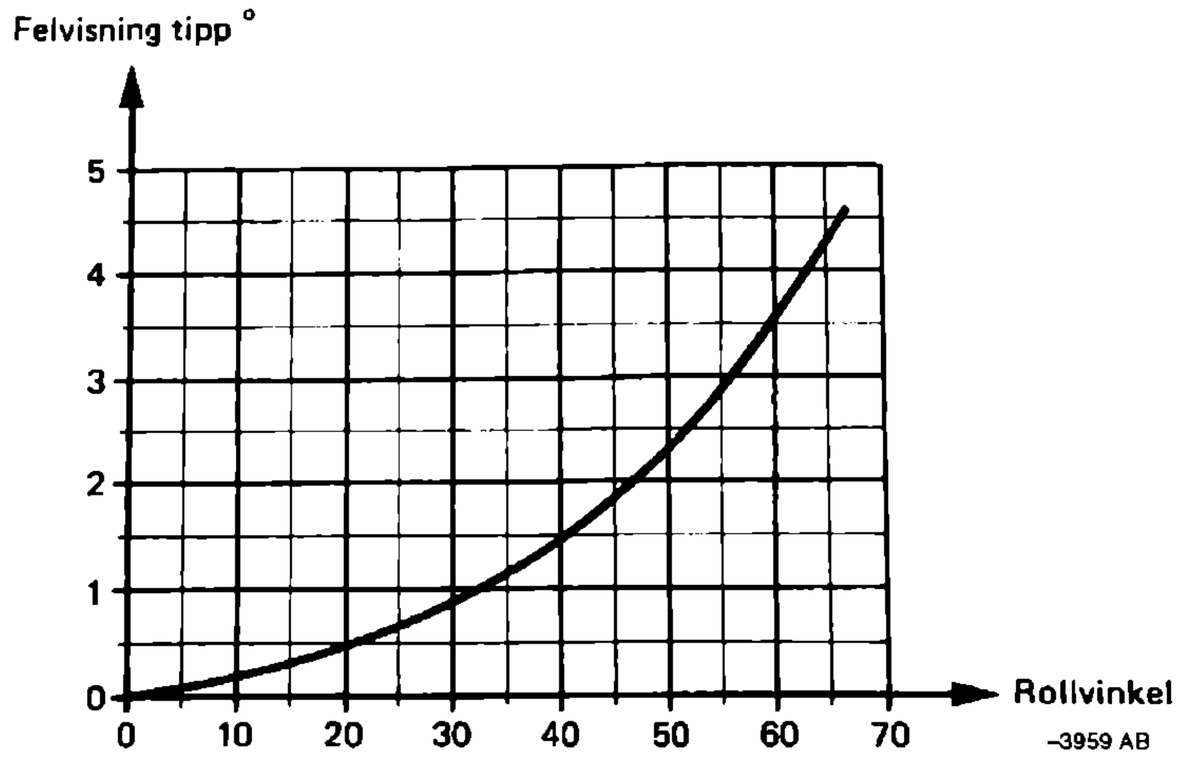


Bild 7. Felvisning, reservhorisont

Reservkursanläggning

Reservkursanläggningen utgörs av tre enheter, kursgyro (växelströmsdrivet), kursförstärkare och kursindikator, se Bild 8.

Kursgyrot, som är placerat i flygplanets fena, består av en gyrosnurra upphängd i två kardaner, vågkardan och kurskardan.

Gyrot grundinställs och övervakas av en magnetisk detektor (kursgivare) som känner av jordmagnetfältets riktning.

Detektorn avger en spänning som varierar med vinkelavvikelsen från kompassnorr. Spänningen förstärks och påförs vridmotor kurs som får gyrot att precedera. Detta fortgår tills gyrots kurskardan är inriktad mot kompassnorr, då spänningen från detektorn upphör. På detta sätt övervakas gyrot så att kurskardanen alltid är inriktad mot kompassnorr.

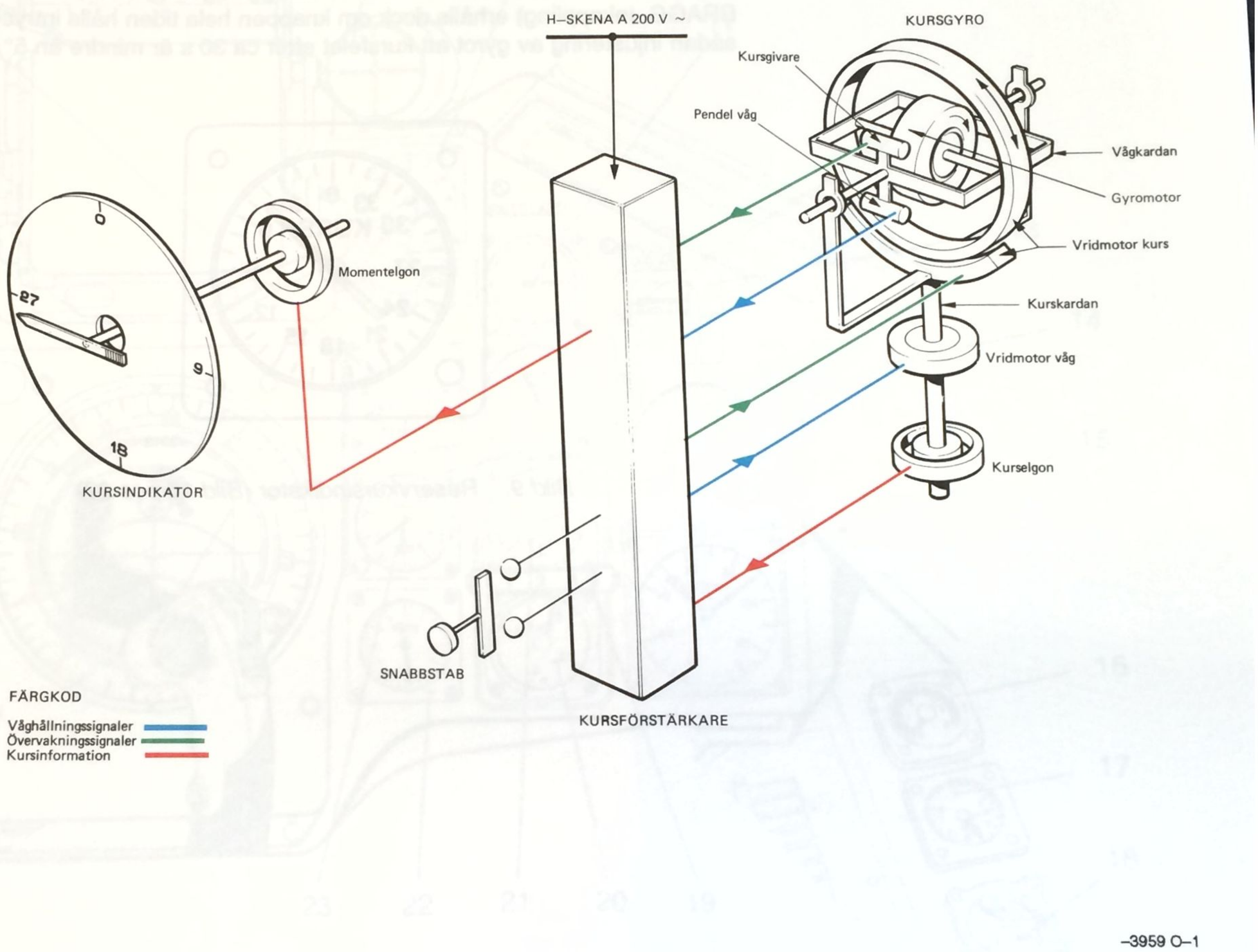


Bild 8. Reservkursanläggning, princip

En förutsättning för att gyrot ska visa rätt kurs är att vågkardanen alltid befinner sig i horisontalplanet. Detta ombesörjs av en elektrolytisk pendel (pendel, våg) som känner av vågkardanens avvikelser från horisontalplanet. Föreligger en avvikelse alstras en spänning som förstärks och påförs vridmotor våg som i sin tur får gyrot att precedera så att avvikelsen upphör.

Genom ovan beskrivna förlopp övervakas gyrot i kurs och våg, så att kurskardanen alltid är inriktad mot kompassnorr, oavsett flygplanets rörelser.

På kurskardanen finns en kurselgon som avger en spänning som är beroende av vinkelskillnaden mellan kurskardanen och gyrots stativ (flygplanets längdaxel). Spänningen påförs kursindikatorns momentelgon som i sin tur vrider kursvisaren.

Kursindikatorn utgörs i princip av ett elgonelement på vars rotoraxel kursvisaren är fästad. Visaren indikerar kursvinkeln mot en fast skala. Kursskalan har gradstreck var tionde grad och siffror var trettionde grad. Se Bild 9.

På indikatorns nedre vänstra del finns en tryckknapp för snabbstabilisering av gyrot. Då denna momentant trycks in snabbinställs gyrot med en hastighet av 60°/min samtidigt som en lampa i tryckknappen tänds som indikering på att snabbstabilisering pågår. Längsta tid för snabbstabilisering är 3 min. I samband med start av anläggningen (generator– eller BRAGG–inkoppling) erhålls dock om knappen hela tiden hålls intryckt, en sådan injustering av gyrot att kursfelet efter ca 30 s är mindre än 5°.

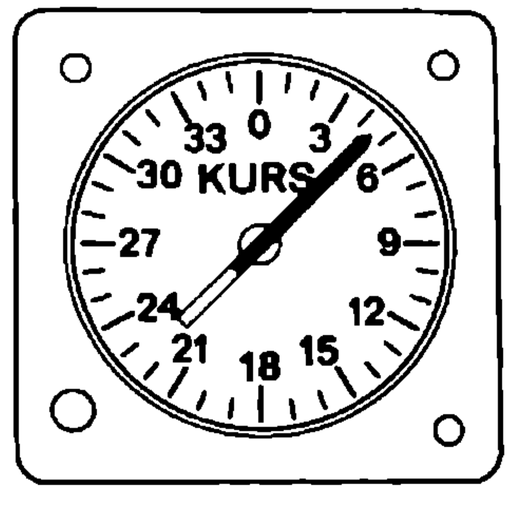
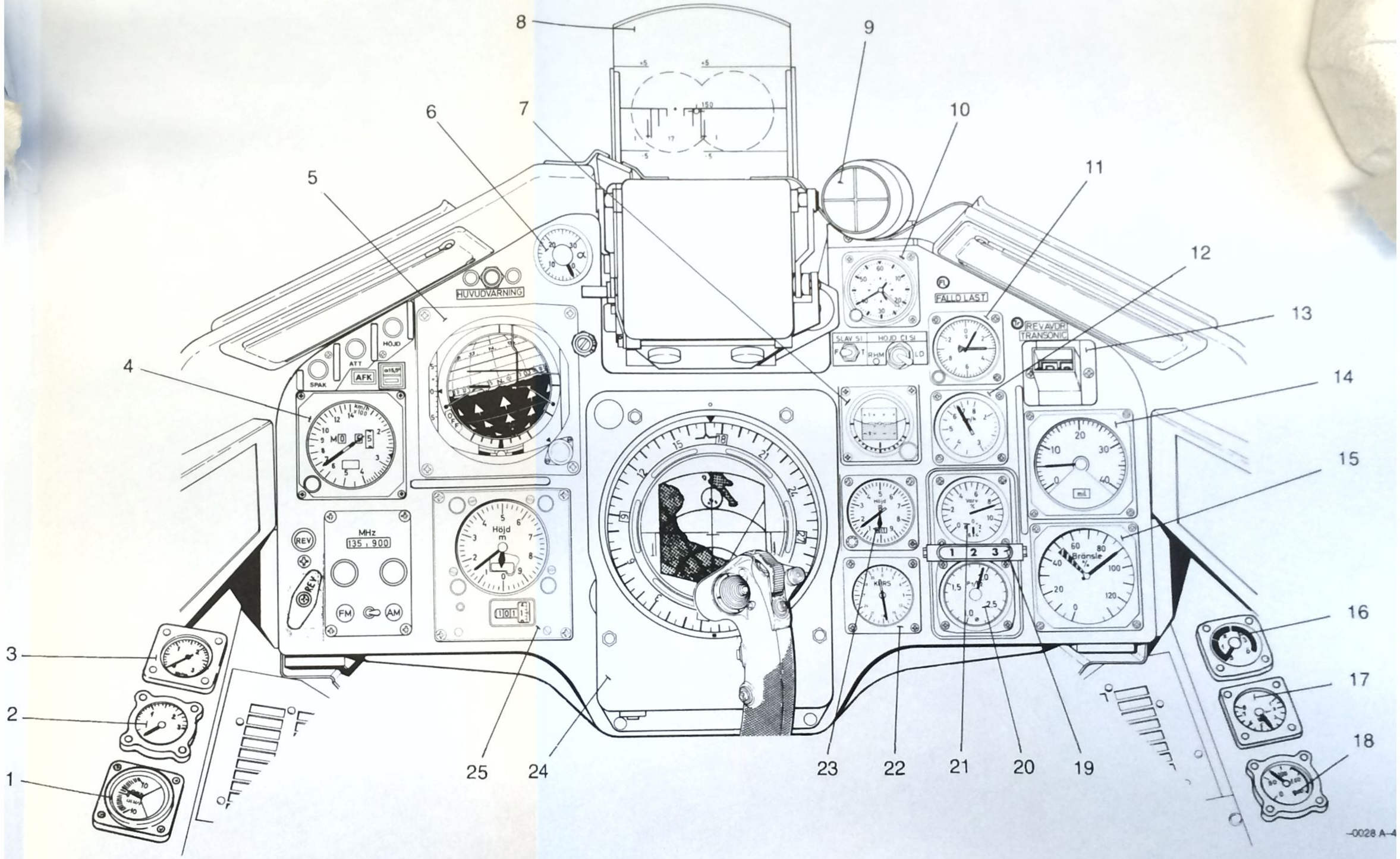


Bild 9. Reservkursindikator (Bild 10 pos 22)



1 Trimindikator, tipp (se Flik 12 Styrsystem)
2 Bromstrycksmanometer (se Flik 8 Landställ)
3 Kabintrycksmanometer (se Flik 7 Miljösystem
4 Mach–fartindikator (se Flik 19 Luftdatasystem)
5 Flyglägesindikator (se Flik 20 FLI 37)
6 Anfallsvinkelindikator (se Flik 19 Luftdatasystem)
7 Reservhorisont
8 Siktlinjesindikator (se Flik 17 EP 08)
9 Indikator EP 13 (se Flik 25 Beväpning)
10 Flygplanur
11 Accelerometer
12 Reservfartmätare
13 Destinationsindikator (se Flik 24 Navigeringssystem)
14 Avståndsindikator (se Flik 24 Navigeringssystem)
15 Bränsleindikator (se Flik 11 Bränslesystem)
16 Munstyckslägesindikator (se Flik 9 Motor)
17 Utloppstemperaturindikator (se Flik 9 Motor)
18 Syrgasmanometer (se Flik 7 Miljösystem)
19 EBK–zonindikator (se Flik 9 Motor)
20 Tryckförhållandeindikator (se Flik 9 Motor)
21 Varvtalsindikator (se Flik 9 Motor)
22 Reservkursindikator
23 Reservhöjdmätare
24 Centralindikator (se Flik 17 EP 08)
25 Höjdindikator (se Flik 19 Luftdatasystem)

Bild 10. Instrument och indikatorer, översikt

Kommunikation

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Flygradioutrustning	3
2.1	Sändtagare FR 22	3
2.2	Flygradio FR 24	3
2.3	Bandspelare FB–7	4
2.4	Manöver– och indikeringsorgan	4
2.5	Funktion	9
2.5.1	NORM + LARM	9
2.5.2	NORM	9
2.5.3	Reserv	9
2.5.4	Markkommunikation	9
2.6	Funktionskontroll	11
2.7	Funktionsövervakning	11
3	Identifiering, IK	11
3.1	Manöver– och indikeringsorgan	11
3.2	Funktionskontroll	12
3.3	Funktionsövervakning	13
4	Identifiering med transponder PN–865/A (SSR)	13
4.1	Funktion	13
4.2	Manöver– och indikeringsorgan	15
4.3	Funktionsövervakning	16
4.4	Funktionskontroll	16
5	Pingsändare	16
6	Kommandolänk RB 05	16

Bilder

		Sida
1	Manöver– och indikeringsorgan, flygradioutrustning	7
2	FR 22/FR 24B, funktionsalternativ	10
3	Manöver– och indikeringsorgan, IK–utrustning	12
4	Funktionsblockschema, transponder	14
5	Manöver– och indikeringsorgan PN–865/A (SSR)	15

1 Allmänt

Flygplanets flygradioutrustning benämns FR 22–FR 24. FR 22 utgör utrustningens huvudalternativ och FR 24 dess reservalternativ. Till utrustningen hör dessutom en bandspelare FB–7.

För militär igenkänning och identifiering är flygplanet utrustat med en IK–transponder. Dessutom är flygplanet försett med en transponder som ingår i ett radarbaserat igenkänningssystem (SSR) för flygtrafikledning.

Flygplanet är även utrustat med ultraljudssändare (pingsändare) som aktiveras om ett haveri sker i vatten.

2 Flygradioutrustning

Flygradioutrustningen är avsedd för dubbelriktad talkommunikation med markstationer och andra flygplan. Utrustningen vidarebefordrar dessutom till förarens hörtelefoner signaler från flygplanets huvudvarningskretsar, motmedelsutrustning, högalfavarningssystem samt från kretsar ingående i IR–RB–målsökarna.

Utrustningen arbetar över tre antenner, varav en UHF– och en VHF–antenn är placerad i bukfenan. Den tredje antennen, en VHF–antenn, är placerad i fenspetsen.

Utrustningen strömförsörjs från flygplanets växel– och likströmsnät vid tillslag av huvud– och batteriströmställare.

För passning vid högsta beredskap kopplas utrustningen in på SLINGAN över ett anslutningsdon i höger eller vänster vingspets. Över samma anslutningsdon kopplas även teleförbindelsen till mekanikern.

2.1 Sändtagare FR 22

Sändtagare FR 22 är en kombinerad sändare och mottagare för FM– och AM–modulering. Sändtagaren har en VHF– och en UHF–del med uteffekten 20 W resp 10 W. Sändtagaren är den enda enhet i flygradioutrustningen som kräver kylluft.

Sändtagaren har 844 förprogrammerade kanaler samt 2120 VHF– och 3500 UHF–frekvenser som direktinställs. Frekvensområdena inom VHF är 103.000 —155.975 MHz med 25 kHz kanalseparation och inom UHF 225.00 — 399.95 MHz med 50 kHz kanalseparation.

Till FR 22 hör omkopplingsenheten som innehåller bl a utrustningens kraftenhet, testenhet och de logiska kretsar som matar LF– och manöversignaler mellan de båda anläggningarna FR 22 och FR 24.

2.2 Flygradio FR 24

Flygradio FR 24 är en kombinerad sändare och mottagare för AM–modulering med den fullständiga beteckningen FR 24B. Den arbetar endast på VHF–bandet och uteffekten är ca 3 W.

FR 24 har fyra fasta kanaler (H, E, F och G) för dubbelriktad kommunikation och en fast mottagarkanal för mottagning på LARM–kanalen.

2.3 Bandspelare FB–7

Den till kommunikationsutrustningen hörande bandspelaren (1:13) i Bild 1 har två kanaler för registrering av talkommunikation samt varnings– och informationssignaler.

Bandspelaren startas automatiskt eller manuellt. Den automatiska starten sker då varningsoscillatorn i FR 22 får huvudvarnings– eller högalfavarningssignal eller då signal erhålls från apparat 27.

Bandspelaren startar även automatiskt vid sändning med FR 22 eller FR 24.

Föraren kan manuellt starta bandspelaren med omkopplaren MIK BAND i läge TILL.

Vid inspelning av RB 24–ton måste bandspelaren startas manuellt.

Den knapp (1:14) på bandspelaren som är märkt START ska vara intryckt under pågående flygpass. (Däremot är det olämpligt att knappen är intryckt då bandspelaren förvaras eftersom tryckrullen då deformeras.)

2.4 Manöver– och indikeringsorgan

Manöverorganen utgörs av manöverenhet, frekvensinställare, frontpanel på flygradio FR 24, testpanel FR med dämpningsknappen LJUDSTYRKA UK DÄMP samt SM–omkopplare FR 22 och START–knapp bandspelare, se Bild 1.

Kanalval FR 22 utförs antingen med manöverenheten eller frekvensinställaren.

Med manöverenheten kan, som tidigare nämnts, 844 förprogrammerade kanaler väljas och med frekvensinställaren samtliga inom bandet förekommande frekvenser och dessutom modulationstyp.

Manöverenheten (1:8) består bl a av specialväljare, basväljare och gruppväljare och betecknas ofta Manöverenhet 1. Bas– och gruppväljarna har var sitt indikeringsfönster till höger om rattarna. Indikeringsfönstren och samtliga tryckknappar är försedda med belysning. Av de 20 tryckknapparna kan endast en åt gången vara nedtryckt eftersom de utlöser varandra.

Specialväljarens knappsats (1:3) är helt fristående från bas– och gruppväljaren. Knappsatsen består av fem knappar, där den första används för inkoppling av kanal H (nödkanalen) och de tre följande för speciella samverkanskanaler. Den femte knappen, märkt med minustecken, är en s k friknapp. Vid nedtryckning av denna kopplas frekvensvalet över från manöverenheten till frekvensinställaren.

Basväljaren består av en inställningsratt (1:6), ett indikeringsfönster (1:7) samt en knappsats (1:2). Knapparna är märkta A/G, B, C/F, C2 och D/E. I indikeringsfönstret visas med två siffror vilken bas som är inställd. Inställningen sker efter en speciell basnummerkod, där t ex 14 står för F14. Knapparna representerar den inställda basens kanaler (C2 i förekommande fall) samt regional kanal D. I vart sjätte läge kommer bokstäverna ALLM (allmän) fram i indikeringsfönstret. Då representerar knapparna A kanal G, C kanal F och D kanal E. I basväljarinställaren finns dessutom två marktestlägen.

Gruppväljaren består av en ratt (1:4), ett indikeringsfönster (1:5) till höger om ratten samt 10 tryckknappar (1:1), märkta 0–9. Med två siffror visas i indikeringsfönstret vilken grupp som är inställd. Inom varje vald grupp kan 10 förprogrammerade STRIL–kanaler ställas in. Med gruppväljaren kan 41 grupper och 1 marktestläge väljas.

Frekvensinställaren (1:12), medger inställning av samtliga inom frekvensbanden förekommande frekvenser. Inställd frekvens visas med sex siffor i indikeringsfönstret (1:9) på frekvensinställarens frontpanel. Inställningen görs med två dubbelrattar (1:10). För att inställning ska vara möjlig måste minustangenten på specialväljarens knappsats vara intryckt. Med den vänstra inre ratten ställs första och andra siffran in, den tredje siffran ställs in med den vänstra yttre ratten. Den fjärde siffran ställs in med den högra yttre ratten och femte och sjätte med den högra inre ratten. På panelen finns också en omkopplare (1:11) för val av modulationstyp, AM eller FM.

S–M–omkopplaren (1:15) används då FR 22 utnyttjas för talkommunikation.

S–M–omkopplaren (1:23) används då FR 24 utnyttjas för talkommunikation.

Funktionsväljaren (1:18) på flygradio FR 24 frontpanel (1:24) är gemensam för FR 22 och FR 24 och har följande lägen.

- NORM + LARM: FR 22 används för talkommunikation medan FR 24 används som larmmottagare.
- H, E, F och G: FR 24 används för talkommunikation på någon av dessa kanaler. FR 22 har i detta läge ingen funktion.
- NORM: FR 22 används för talkommunikation. FR 24 har i detta läge ingen funktion.

Ljudstyrkeratten (1:20) används för reglering av ljudstyrkan på den inkommande radiotrafiken på både FR 22 och FR 24.

Bandspelaromkopplaren (1:21) används för manuellt TILL/FRÅN–slag av bandspelaren. Omkopplaren används dessutom vid talkommunikation med mekaniker över marktelefonnätet.

Tryckknappen (1:22) används endast vid trådkommunikation över marktelefonnätet. Oberoende av om knappen är nedtryckt eller ej kan föraren ta emot meddelande på marktelefonnätet. För sändning måste knappen tryckas ned. Oberoende av om marktelefonnätet utnyttjas eller ej, kan passning ske av på flygradioutrustningen inställd kanal.

Trimskruven (1:17) används för inställning av den signalnivå som fordras för öppning av brusspärren. Denna inställning ombesörjs av markpersonalen.

Trimskruven (1:19) används för inställning av grundnivån hos ljudet i hörlurarna. Denna inställning ombesörjs av markpersonalen.

Ratten LJUDSTYRKA UK–DÄMP (1:26) används för att föraren lättare ska kunna uppfatta ljudinformation från kretsar i IR–RB–målsökarna. Styrkan på detta ljud regleras (0 – 40 dB) genom vridning av ratten. Genom intryckning av ratten vid eventuell radiotrafik erhålls 100 % UK–dämpning. Då mottagning sker på FR 24 kan dämpning inte erhållas.

FK–knappen (1:28) används av föraren vid funktionskontroll.

Lampan FEL (1:27) tänds vid fel, upptäckta under FK och FÖ.

Fellokaliseringsväljaren (1:29) används av markpersonal för att vid prestandakontroll lokalisera eventuella fel.

PK/FL–knappen (1:30) används av markpersonal vid prestandakontroll.



1 Knappsats, gruppväljare
2 Knappsats, basväljare
3 Knappsats, specialväljare
4 Inställningsratt, gruppväljare
5 Gruppindikator
6 Inställningsratt, basväljare
7 Basindikator
8 Manöverenhet 1 (för FR 22)
9 Indikeringsfönster, frekvensinställare
10 Frekvensinställningsrattar
11 FM/AM–omkopplare
12 Frontpanel, frekvensinställare
13 Bandspelare FB–7
14 Startknapp
15 SM–omkopplare FR 22
16 Styrspakshandtag
17 Trimskruv signaltröskel
18 Funktionsväljare
19 Trimskruv ljudstyrka
20 Ljudstyrkeratt
21 Bandspelaromkopplare
22 Omkopplare TRÅD
23 SM–omkopplare FR 24
24 Frontpanel FR 24
25 Testpanel FR
26 Ljudstyrkeratt IR–RB och UK–dämpning
27 Felindikeringslampa
28 FK–knapp
29 Fellokaliseringsväljare
30 PK/FL knapp

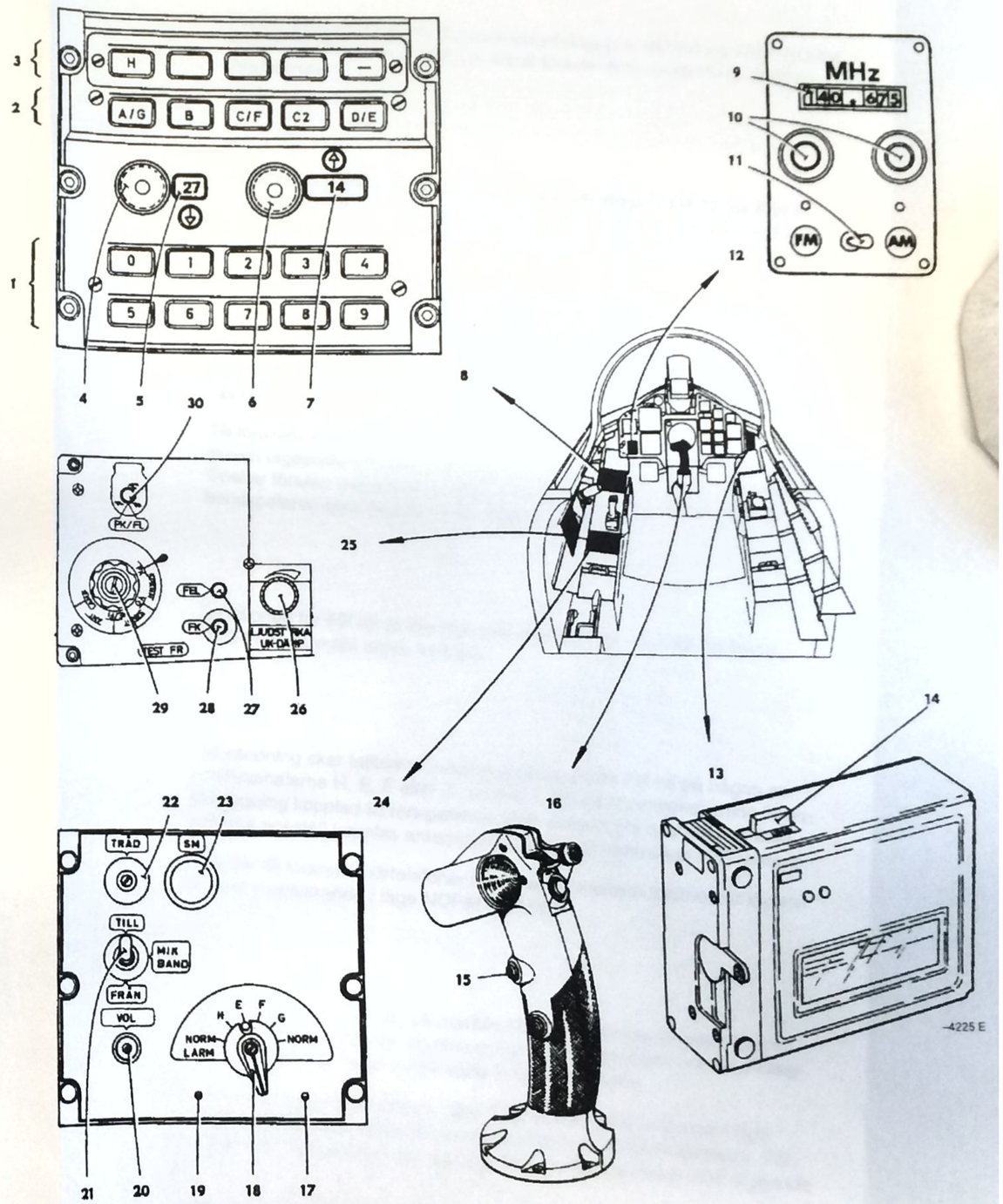


Bild 1. Manöver– och indikeringsorgan, flygradioutrustning

2.5 Funktion

Funktionsalternativen för flygradioutrustningen är NORM + LARM, NORM och RESERV (H, E, F eller G). Såväl föraren som mekanikern erhåller medhörning.

2.5.1 NORM + LARM

Vid sändning sker talkommunikation över sändtagare FR 22, se Bild 2. FR 22 är därvid ansluten till bukfenans båda antenner. Flygradion FR 24, vars funktion endast är mottagning på larmkanalen, är ansluten till fenspetsantennen.

På marken och med infjädrat nosställ kopplas anslutningarna till antennerna om. FR 22 VHF–antennanslutning kopplas därvid över till fenspetsantennen, och FR 24 antennanslutning till bukfenans VHF–antenn. Omkopplingen förbättrar sändnings– och mottagningsförhållandena för FR 22. Pågående sändning blockerar omkopplingen, som sker först när sändningen upphör.

Till förarens hörtelefon matas varnings– och informationssignaler, vilka liksom utgående talkommunikation automatiskt spelas in på bandspelaren. Önskar föraren inspelning av inkommande talkommunikation, startas bandspelaren med brytaren MIK BAND i läge TILL.

2.5.2 NORM

Funktionen för FR 22 är identisk med läge NORM + LARM, se Bild 2. FR 24 har däremot ingen funktion.

2.5.3 Reserv

Vid sändning sker talkommunikation över flygradio FR 24 på någon av reservkanalerna H, E, F eller G, se Bild 2. FR 24 antennanslutning är under flygning kopplad till fenspetsens VHF–antenn. På marken och med infjädrat nosställ kopplas antennanslutningen till bukfenans VHF–antenn.

Signaler till förarens hörtelefoner samt bandspelarens funktion är identiska med motsvarande i läge NORM + LARM.

2.5.4 Markkommunikation

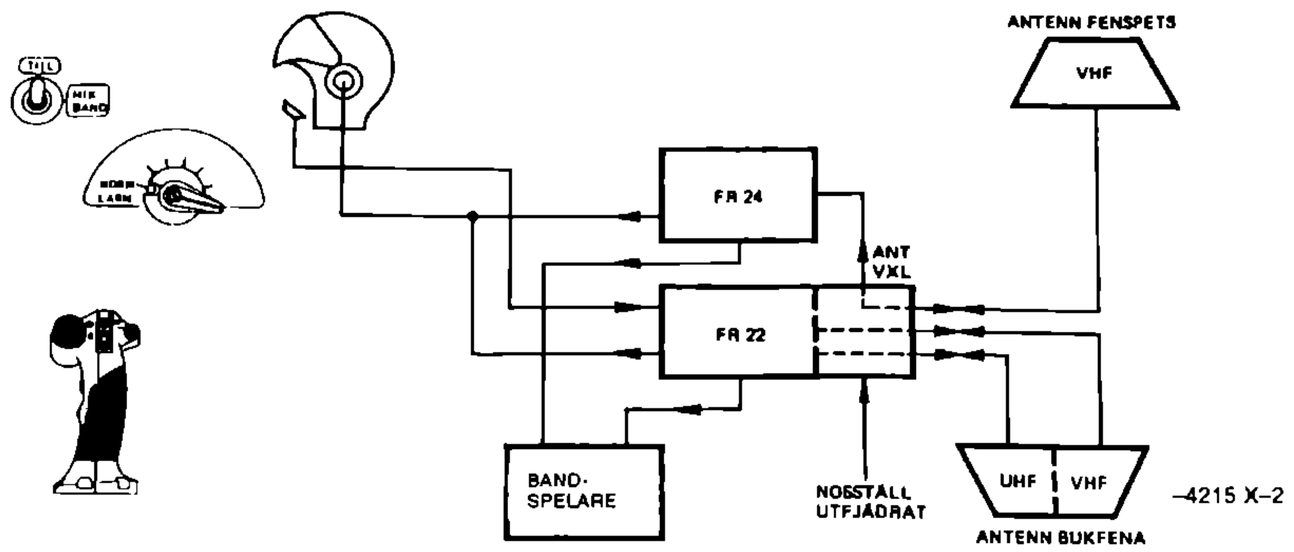
När flygplanet befinner sig på marken i läge beredskap (skedesväljaren i BER eller FK) kan föraren kommunicera med mekanikern och över slingan som ansluts till något av de båda vingspetsuttagen.

Med omkopplaren MIK BAND i läge TILL och funktionsväljaren i läge NORM + LARM eller RESERV erhålls förbindelse med mekanikern. Förbindelsen är "full duplex" dvs mottagning kan ske samtidigt med utgående tal.

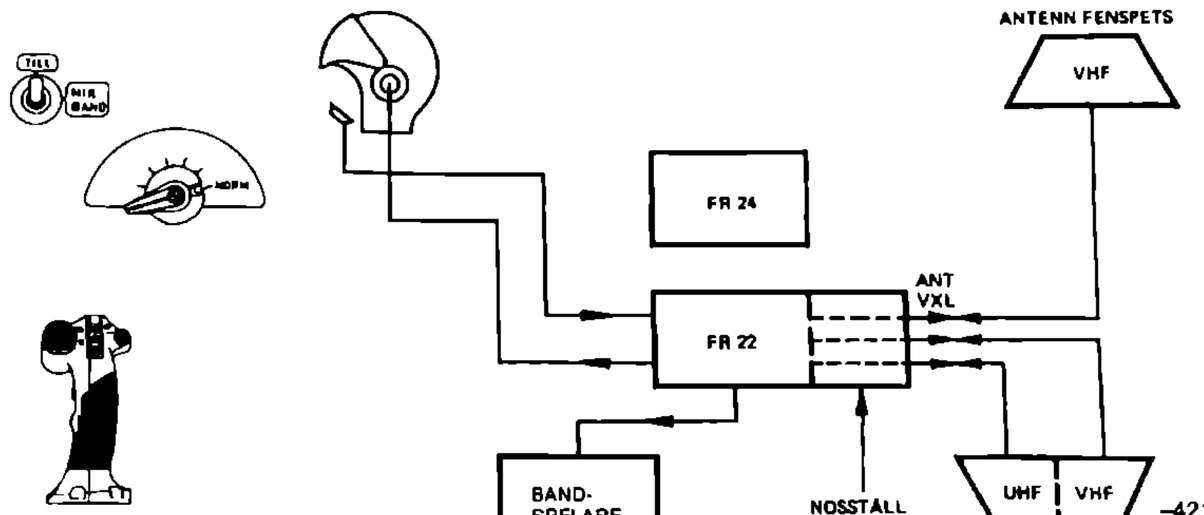
Även när det gäller kommunikation via slingan så krävs att funktionsväljaren står i läge NORM + LARM eller RESERV. Vid sändning måste omkopplaren TRÅD vara intryckt.

Eftersom den övervägande delen av markkommunikationen måste ske med MIK BAND i läge TILL, så kommer det mesta att bli registrerat på bandspelaren.

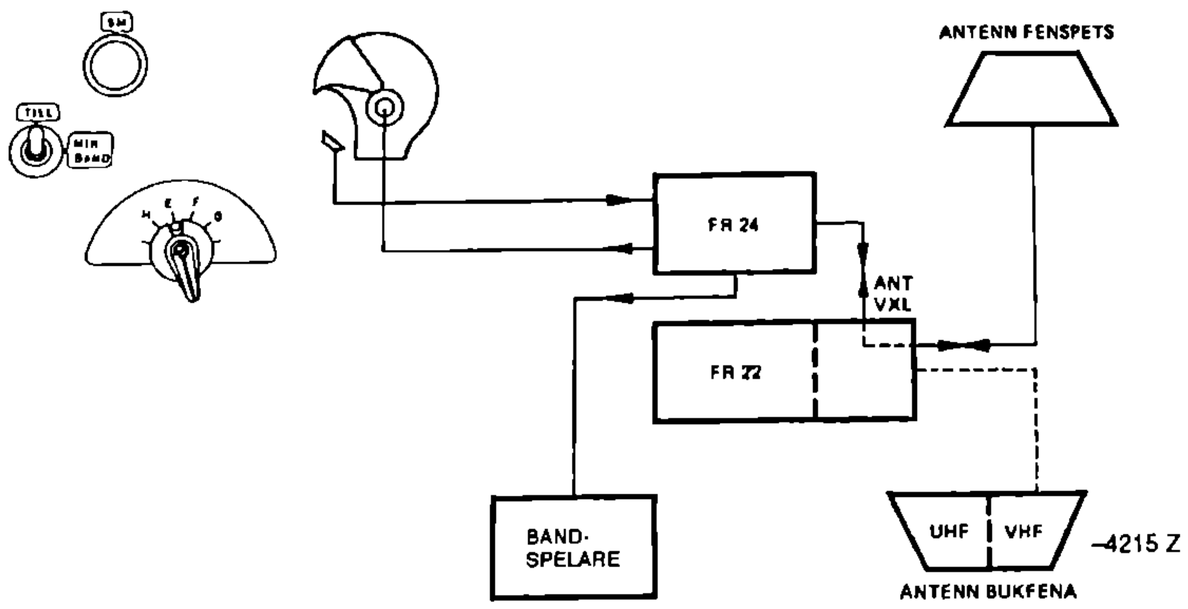
NORM + LARM



NORMAL



RESERV



MARKKOMMUNIKATION

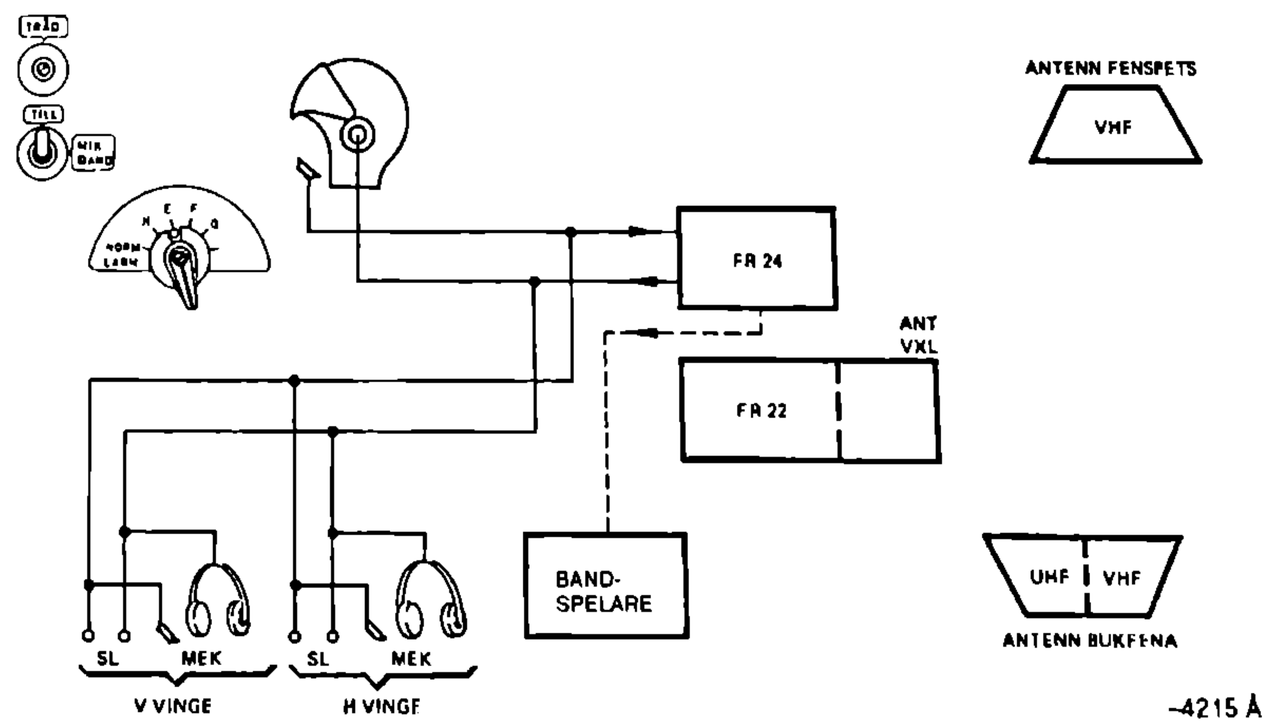


Bild 2. FR 22/FR 24, funktionsalternativ

2.6 Funktionskontroll

Funktionskontroll sker på någon av testkanalerna med knappen FK på panelen TEST FR intryckt. Sändarens uteffekt och antennens ståendevågsförhållande (SVF) kontrolleras därvid under några millisekunder (radiotyst funktionskontroll). Vid för låg sändareffekt eller hög SVF tänds lampan FEL med rött sken och förblir tänd så länge knappen FK hålls intryckt.

Mottagaren kontrolleras samtidigt varvid hörtelefonsignalen bedöms.

2.7 Funktionsövervakning

Kanalkoden från bas– och gruppväljaren på manöverenhet 1 funktionsövervakas. Fel kod medför att lampan FEL på panelen TEST FR tänds.

Även den inmatade spänningen 220 V 400 Hz 3–fas kontrolleras liksom en intern spänning i omkopplingsenheten. Vid fel tänds lampan FEL.

3 Identifiering, IK

Identifieringsfunktionen IK används av egen stridsledning för igenkänning och identifiering av eget flygplan. Den mark– eller flygbaserade frågestationen sänder ett antal pulser, som bildar en frågekod. Pulserna tas emot av den flygburna IK–transpondern. Under förutsättning att IK–transpondern är inställd på aktuell kod, sänder den ut svarspulser som indikeras på frågestationen.

Den flygburna delen av systemet består av antenner, IK–transponder, effektdelare och manöverenhet. IK–anläggningen arbetar över tre antenner: två riktantenner, som är placerade på flygkroppens undersida, och en rundstrålande, som är placerad på ryggåsen.

3.1 Manöver– och indikeringsorgan

IK–anläggningen betjänas primärt av funktionsomkopplaren och frågekodväljaren på manöverenheten (3:6) och av en indikeringslampa (3:3).

Omkopplare FRÅN/TILL (3:5)

Med omkopplaren i läge FRÅN erhålls förvärmning i följande fall:

- Skedesväljaren (3:1) står i läge BER och fpl–generatorn är inkopplad.
- Skedesväljaren står i läge BER och J/A–väljaren (3:2) står i något av lägena IR–RB, AKAN JAKT eller RB 05–LUFT.
- Skedesväljaren står i flygläge, dvs ej i FK eller BER.

Med omkopplaren i läge TILL är samtliga driftspänningar inkopplade och anläggningen i drift om förvärmningen pågått i 60 s enligt något av alternativen ovan. Om ingen förvärmning skett, fordras 60 s i TILL innan anläggningen är funktionsklar.

Frågekodväljare (3:4)

Väljaren har 11 lägen och används för inställning av aktuell frågekod.

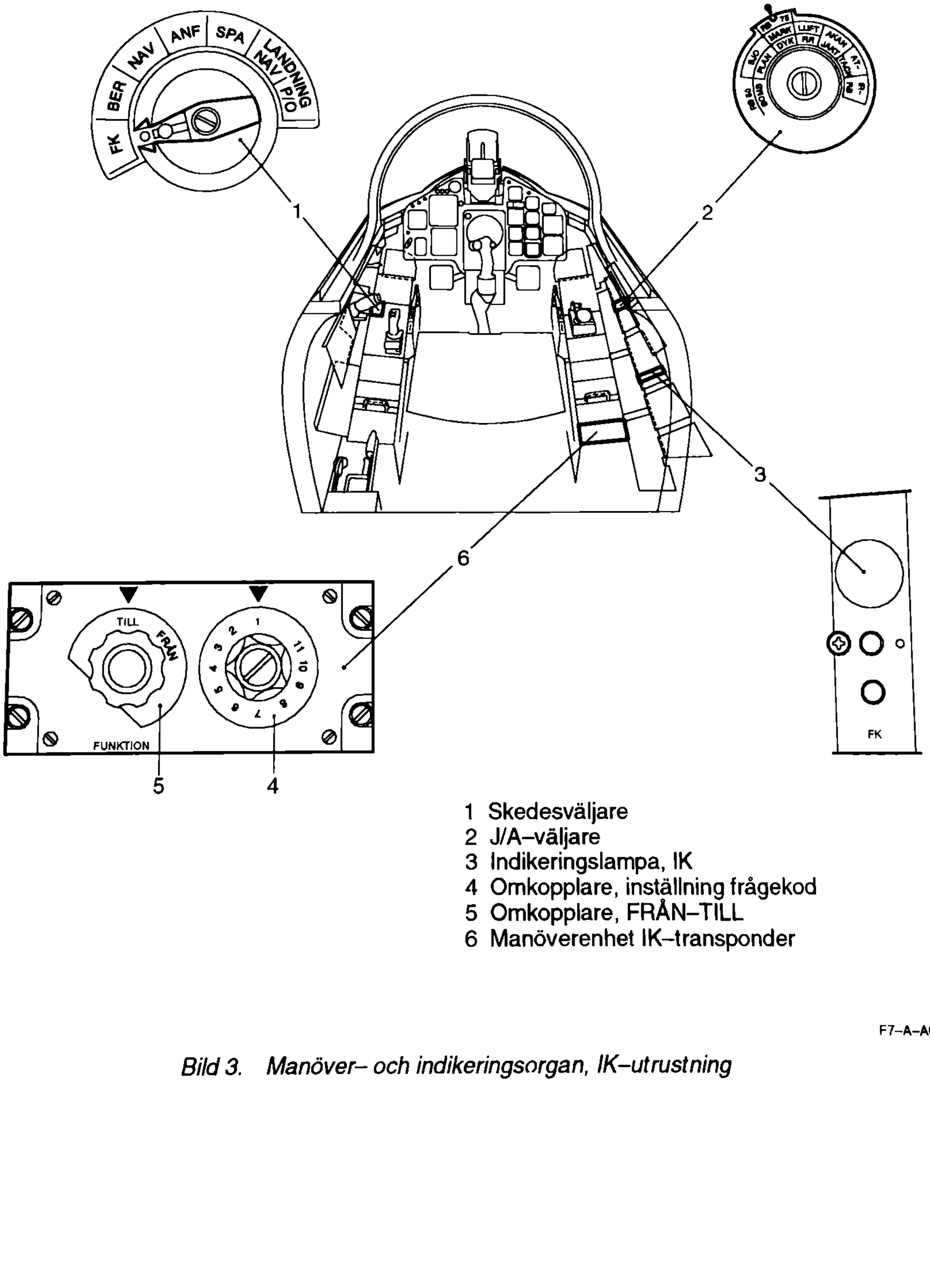
Indikeringslampa (3:3)

Lampan lyser med fast sken när IK–transpondern sänder svarskod. Den används dessutom vid funktionskontroll och funktionsövervakning (se nedan).

3.2 Funktionskontroll

Funktionskontroll initieras när FK–väljarna ställs i läge ÖE–8 och en specifik indikering av utfallet erhålls i vart och ett av följande fall:

- Utan anmärkning
- Apparatfel
- Antennfel.



1 Skedesväljare
2 J/A–väljare
3 Indikeringslampa, IK
4 Omkopplare, inställning frågekod
5 Omkopplare, FRÅN–TILL
6 Manöverenhet IK–transponder

F7–A–A0349–AA–01–P01

Bild 3. Manöver– och indikeringsorgan, IK–utrustning

3.3 Funktionsövervakning

Funktionsövervakning initieras internt i IK–transpondern var 55:e s. Resultatet utvärderas enligt följande:

- UTAN ANM: IK–indikeringslampan blinkar en gång (ca 0,2 s). Om lampan lyser på grund av att IK–svar sänds när FÖ initieras, släcks lampan ca 0,5 s före och efter FÖ–blinken.
- FÖ FEL: Indikeringslampan blinkar med frekvensen 2,3 Hz i ca 14 s.

4 Identifiering med transponder PN–865/A (SSR)

Transponder PN–865/A ingår i ett radarbaserat igenkänningssystem för flygtrafikledning, godkänt av ICAO som internationell standard. Utrustningen i systemet medger dubbelriktad förbindelse och består av en markbaserad frågeutrustning och en flygburen svarsutrustning.

Den markbundna utrustningen är en sekundärradar (Secondary Surveillance Radar, SSR) vars antenn ofta är sammanbyggd med antennen för markstationens primärradar.

Flygtrafikledningen använder primärradar, då sådan finns, för att lokalisera och följa alla flygplan inom stationens övervakningsområde, och sekundärradar (SSR) för att bestämma deras identitet och höjd. Informationen som primär– och sekundärradarn ger upphov till sammanställs i markstationen, där den presenteras på ett radarbildfönster.

Vid flygtrafikledning utan primärradar svarar sekundärradarn även för positionsbestämning av flygplan.

Den flygburna utrustningen består utöver transponder PN–865/A av antenn och manöverenhet.

Av praktiska skäl benämns ofta hela den flygburna svarsutrustningen "transpondern". Så görs också här i fortsättningen när ingen risk för missförstånd finns.

4.1 Funktion

En markstation sänder med sekundärradarn ut frågesignaler på en speciell frekvens. Ett flygplan inom övervakningsområdet mottar en fråga från markutrustningen varje gång radarsvepet passerar och avger med sin transponder svar på frågan på en annan frekvens och efter viss tidsfördröjning. Utformning och innehåll av såväl frågor som svar är beroende av vilken mod som gäller. ICAO har definierat följande moder:

- MOD A för internationellt bruk (allmänt förekommande)
- MOD B för nationellt bruk (används för närvarande inte)
- MOD C för höjdinformation (allmänt förekommande)
- MOD D för framtida bruk.

Respektive flygplan tilldelas före eller efter start en fyrsiffrig individuell kod, som ställs in på manöverenheten. Med endast MOD A inställt svarar flygplanet på markstationens fråga med enbart sifferkoden. Med MOD A + C inställt innehåller svaret förutom sifferkoden även information om aktuell standarhöjd.

För att markstationen ska kunna särskilja svaren från två närliggande flygplan begärs via flygradion identifiering av det ena flygplanet. Föraren trycker då in knappen IDENT på manöverenheten. Härvid får SSR–indikeringen på markindikatorn ett annat utseende (blommar upp).

Ett flygplan utrustat med transponder kan, genom inställning av vissa internationellt fastställda koder, påkalla uppmärksamhet om det befinner sig i en nödsituation eller har råkat ut för radiofel enligt nedan:

- Kod 7700
  ger kraftigt lysande EM (Emergency) intill SSR–svaret.
- Kod 7600
  ger kraftigt lysande CF (Communication failure) intill SSR–svaret.

Transpondern strömförsörjs från växelströmsnätet vid HUVUDSTRÖM TILL men befinner sig under uppvärmning så länge funktionsomkopplaren på manöverenheten står i läge FRÅN. När mod– och kodinställning utförts kan funktionsomkopplaren ställas i läge TILL, varvid full funktion erhålls. För att förhindra tillslag av icke uppvärmd transponder blockeras TILL–funktionen under 75 s vid HUVUDSTRÖM TILL av en fördröjningskrets i transpondern.

Höjdinformationen (MOD A + C) erhåller transpondern från flygplanets luftdataenhet via en anpassningsenhet. Se Bild 4.

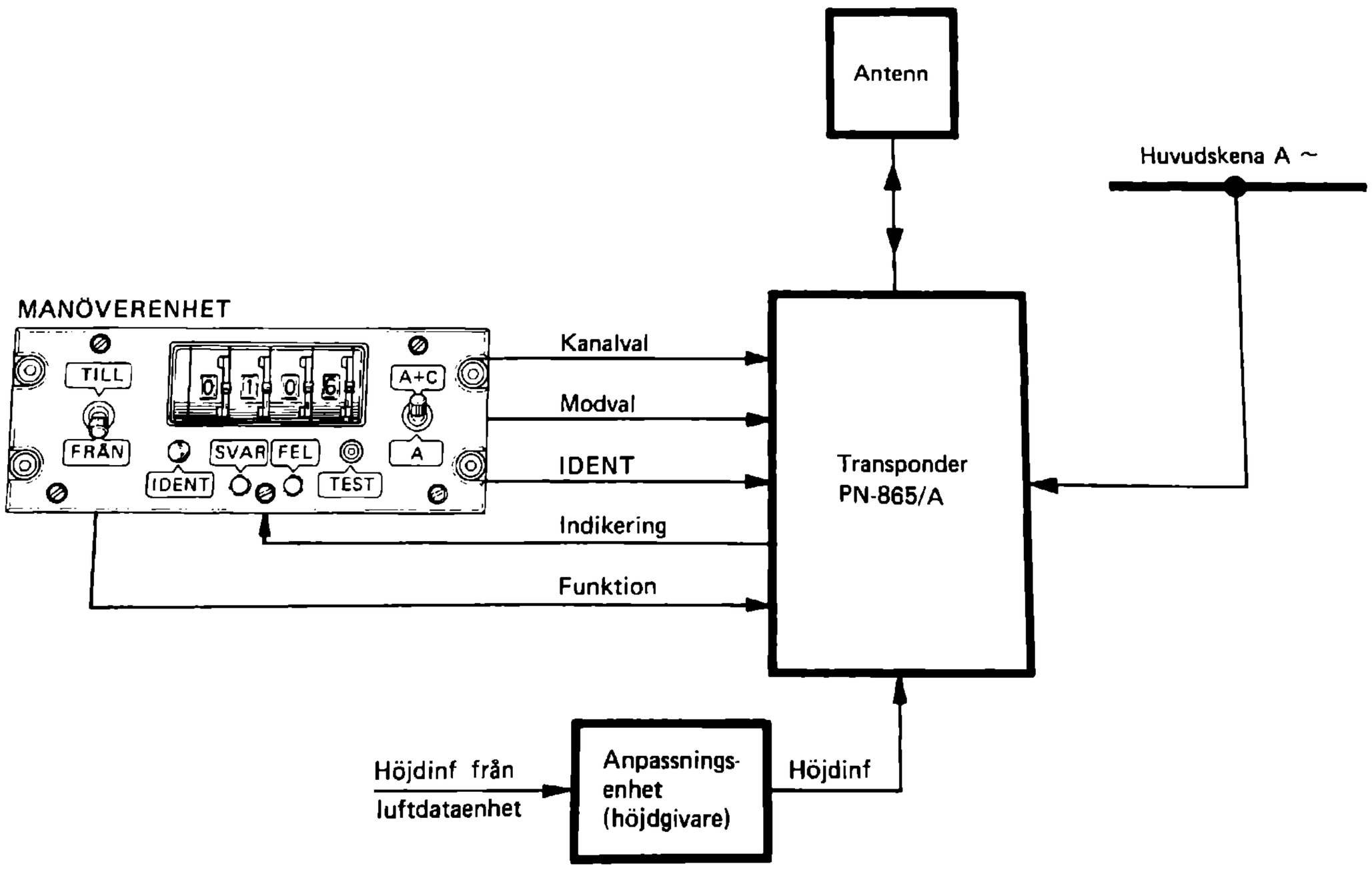


Bild 4. Funktionsblockschema, transponder

4.2 Manöver– och indikeringsorgan

Manöverenheten, se Bild 5, har följande manöver– och indikeringsfunktioner.

Funktionsomkopplare 5:1 TILL/FRÅN

- Läge FRÅN är ett förvärmningsläge.
- Läge TILL ger full funktion.

Omkopplaren har spärrade lägen och måste lyftas vid manövrering.

Tryckknappen 5:2 IDENT används av föraren när identifiering har begärts från marken.

Kodväljare 5:3 består av fyra tumhjulsomkopplare med indikeringsfönster.

Tryckknappen 5:4 TEST initierar testfunktionen.

Modomkopplaren 5:5 A/A + C används när MOD C ska kopplas in eller ur.

Lampan 5:6 FEL tänds vid fel på transpondern och förblir tänd så länge felet kvarstår och ytterligare ca 15 s.

Lampan 5:7 SVAR tänds varje gång transpondern avger svar och förblir tänd ca 15 s.

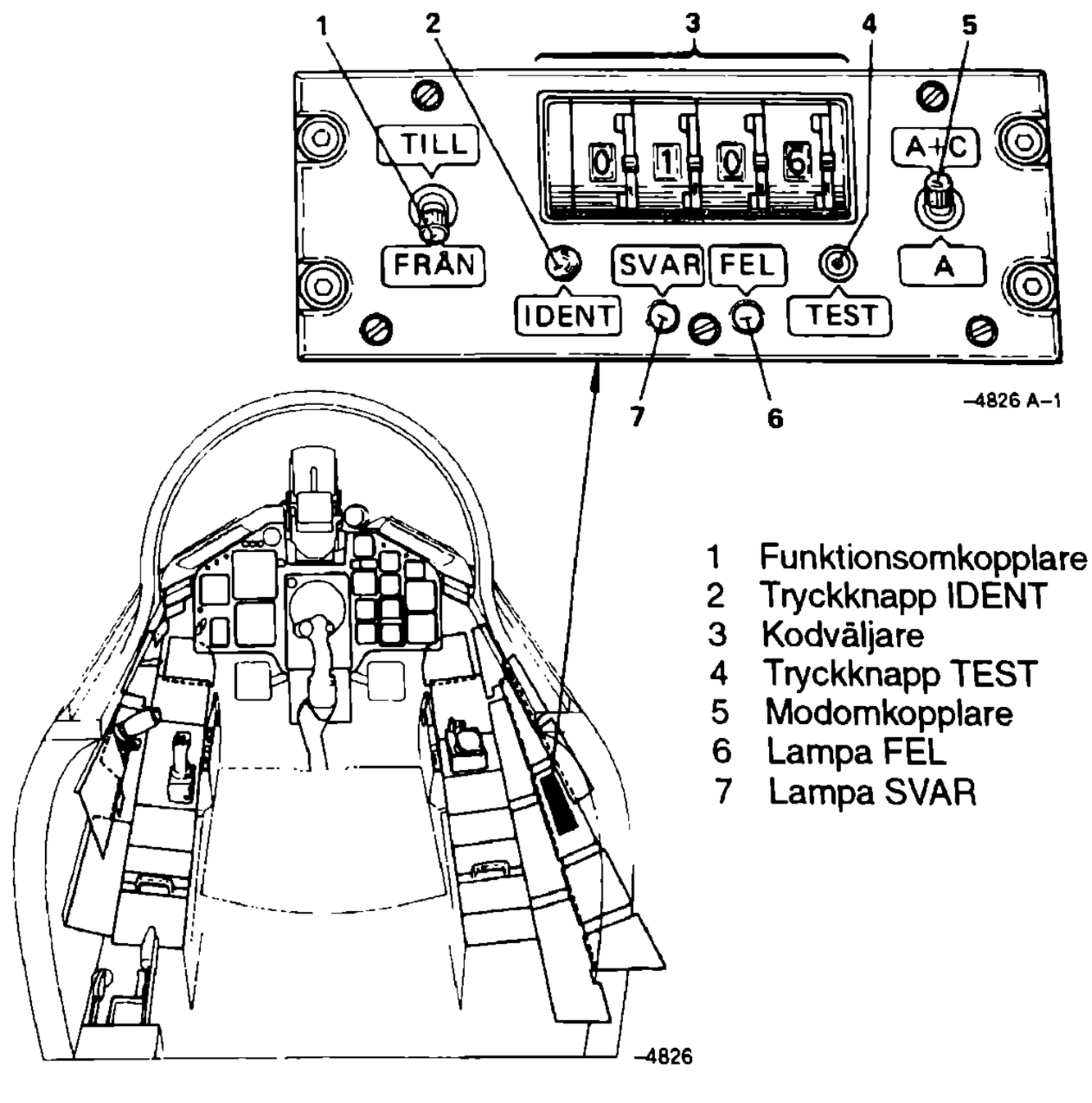


Bild 5. Manöver– och indikeringsorgan PN–865/A (SSR)

4.3 Funktionsövervakning

Transpondern har en inbyggd testutrustning, som utnyttjas vid övervakning av systemet. Vid fel tänds felindikeringslampan på manöverenheten. Lampan förblir sedan tänd under den tid felet kvarstår samt ytterligare ca 15 s. Förutom felindikering ingår även svarsindikering i FÖ. Svarslampan tänds när transpondern indikerat åtta godkända svar inom ett intervall på 0,1 s.

Vid fel på luftdataenheten eller anpassningsenheten blockeras höjdsignalen till transpondern, och höjden anges till 400700 fot.

4.4 Funktionskontroll

Den inbyggda testutrustningen utnyttjas vid funktionskontroll. Initieringen sker med testknappen på manöverenheten och indikeringarna är desamma som vid Funktionsövervakning.

5 Pingsändare

För att underlätta sökandet om ett haveri skulle ske i vatten är både flygplan och förarstol försedda med pingsändare. Denna, som är en ultraljudsändare, aktiveras vid nedsänkning i vatten. Sändaren kan kontinuerligt avge signaler i minst 30 dygn.

6 Kommandolänk RB 05

RB 05:s styrsystem består av en flygplanburen del som sänder och en robotburen del som tar emot kommandon. De två delarna, som med ett gemensamt namn brukar kallas kommandolänk, beskrivs närmare i Flik 25 Beväpning.

Indikeringslampor

Innehåll

Sida

1 Allmänt 3

2 Indikeringstablåer 3
2.1 Indikeringssystemets verkningssätt 4
2.1.1 Felvarningsindikering 4
2.1.2 Upplysningsindikering 4
2.2 Huvudvarning 4
2.3 Kvittering 5
2.4 Kontrollfunktioner 5
2.5 Ljusstyrkereglering 5

3 Övriga indikeringslampor 7

Bilder

Sida

1 Elkretsar funktionsövervakningssystem, principschema 6
2 Indikeringslampor med betjäningsorgan 9

1 Allmänt

Indikeringslampornas uppgift är att ge föraren varning och/eller upplysning om fel eller status i olika system och funktioner i flygplanet.

Huvuddelen av indikeringslamporna i förarrummet är samlade på två tablåer, vänster och höger indikeringstablå (se Bild 2), vilka ingår i ett funktionsövervakningssystem som förutom tablåerna omfattar en impulsgivare, två huvudvarningslampor kombinerade med ett akustiskt varningssystem, en kvitteringsströmställare, en ljusstyrkeomkopplare och två kontrollströmställare.

Övriga indikeringslampor i förarrummet är huvudsakligen placerade på frontpanelen.

2 Indikeringstablåer

Indikeringstablåerna 2:1 och 2:20 i Bild 2 innehåller vardera tjugo lampfält med tre färger, rött, orange och grönt. Lampfältens färg och ljuskaraktär (pulserande eller fast ljus) anger huruvida indikeringen är en varning eller om det är en upplysning. Således anger de röda och orange lampfält som indikerar med pulserande ljus (samtidigt som huvudvarning ges) varning, medan de gröna och orange lampfält som indikerar med fast ljus anger upplysning (och därmed ingen huvudvarning).

Anm
Beträffande motmedel, se Tabell 2 nedan.

Beträffande de olika lampfältens skylttext, färg och karaktär, se Tabell 1 och 2.

Tabell 1. Vänster indikeringstablå

Lampfält	Färg	Karaktär	Lampfält	Färg	Karaktär
BRAND	Röd	Puls	TIPPVÄXEL	Orange	Puls
BRAND	Röd	Puls	ELFEL	Orange	Puls
BRÄ UPPF	Orange	Puls	RESERV EFF	Orange	Puls
X–TANK BRÄ	Orange	Puls[3)]	HYDR–TR 2	Orange	Puls
TANKPUMP	Orange	Puls	HYDR–TR 1	Orange	Puls
LANDSTÄLL	Orange	Puls[1)]	AFK–FEL	Orange	Puls[1)]
FÖRV FÖRBJ	Röd	Puls	EJ REV	Orange	Puls
NOSSTÄLL	Grön	Fast[2)]	—	—	—
V–STÄLL	Grön	Fast[2)]	OLJETRYCK	Orange	Puls
H–STÄLL	Grön	Fast[2)]	OLJETEMP	Orange	Puls

1) Kan även indikera med fast sken, se avsnitten Landställ och Automatisk fartkontroll

2) Två kretsar kopplade över olika landställsbrytare, se avsnittet Landställ

3) Huvudvarning erhålls inte

Tabell 2. Höger indikeringstablå

Lampfält	Färg	Karaktär	Lampfält	Färg	Karaktär
SPAK	Orange	Puls	SYRGAS	Orange	Puls
HÅLL–FUNK	Orange	Puls	BRÄ < 24	Orange	Puls
RHM FEL	Orange	Puls	BRAND GTS	Röd	Puls
ROLLVÄXEL	Orange	Fast	TILS	Grön	Fast
CK	Orange	Puls	NAV SYST	Orange	Fast
KABINHÖJD	Orange	Puls	KB–V SLUT	Orange	Fast[1)]
HUV o STOL	Orange	Puls	KB–H/KA SL	Orange	Fast[1)]
TÄNDSYST	Orange	Puls	FACKL SL	Orange	Fast[1)]
STARTSYST	Orange	Fast	MOTVERK	Orange	Fast
MAN BR REG	Orange	Fast	LUFTBROMS	Grön	Fast

1) Pulserande sken vid KB 10 % kvar samt vid U22–fel (KA)

2.1 Indikeringssystemets verkningssätt

De impulser som föranleder indikering i funktionsövervakningssystemet kan vara av två slag, dels felvarningsimpulser som medför huvudvarning och dels upplysningsimpulser.

2.1.1 Felvarningsindikering

Felvarningsimpulserna, som erhålls från system där felet uppstått, kopplas till respektive lampfält på indikeringstablåerna. Lampfältet startar i sin tur en impulsgivare (se Bild 1) som levererar en pulserande spänning, dels till lampfältet som indikerar pulserande ljus och dels till huvudvarningslamporna som tänds och släcks växelvis. Samtidigt aktiveras en oscillator i flygradion som avger en pulserande ton i hörlurarna. Då felet upphör släcks såväl lampfältet som huvudvarningslamporna och den akustiska signalen upphör.

2.1.2 Upplysningsindikering

Upplysningsimpulserna kopplas direkt in till respektive lampfält varvid lampfältet indikerar med fast ljus (beträffande motmedel, se ovanstående tabell).

2.2 Huvudvarning

Huvudvarningen utgörs av som tidigare nämnts, de två huvudvarningslamporna 2:8 kombinerade med en akustisk varningssignal. Huvudvarningen styrs från lampfälten i indikeringstablåerna och yttrar sig genom att huvudvarningslamporna indikerar med rött ljus (tänds och släcks växelvis) samtidigt som den akustiska varningssignalen (utformad som en pulsad ton) hörs i förarens hörtelefoner.

Såväl huvudvarningslamporna som den akustiska varningssignalen kan efter huvudvarning bortkopplas (kvitteras), se Kvittering nedan.

2.3 Kvittering

Huvudvarning kan kvitteras genom att kvitteringsströmställaren 2:9 trycks in. Härvid sker en omkoppling i impulsgivaren och lampfältet börjar lysa med fast sken samtidigt som huvudvarningslamporna släcks och den akustiska varningen upphör (se Bild 1).

Inträffar ett nytt fel som ska indikeras på samma lampfält erhålls ingen ny huvudvarning. Berör felet ett annat lampfält inkopplas detta med blinkande sken samtidigt som huvudvarningslamporna och den akustiska varningen åter inkopplas.

När startströmställaren 2:2 förs i läge TILL upphör kvitteringen att gälla. Någon huvudvarning erhålls dock inte eftersom denna är bortkopplad under startförloppet.

2.4 Kontrollfunktioner

Huvudvarningslamporna, den akustiska varningssignalen och samtliga glödlampor i indikeringstablåerna kan kontrolleras med hjälp av tryckströmställaren KONTR LAMPTABLÅ (2:5). När tryckströmställaren hålls intryckt ges huvudvarning samtidigt som lampfälten på indikeringstablåerna indikerar med för varje lampfält avsedd karaktär.

Med tryckströmställaren KONTR LAMPTABLÅ intryckt kan ytterligare ett antal indikeringslampor kontrolleras enligt Tabell 3.

När tryckströmställaren släpps ska markerade lampor på indikeringstablåerna lysa. I Bild 2 pos 1 illustreras detta med mörka markeringar vid BRÄ UPPF etc.

En annan tryckströmställare, KONTROLL, används för att kontrollera höjdvarningslampan samt följande system:

- brandvarningssystemet
- bränslemätsystemet
- högalfavarningssystemet
- landställsindikeringarna
- radarhöjdmätaren.

Kontrollen av ett enskilt system ska oftast resultera i att ett eller flera lampfält på indikeringstablåerna tänds. Däremot är såväl huvudvarningslamporna som den akustiska varningssignalen bortkopplade vid kontrollen.

Beträffande den specifika indikeringen på lampfälten som erhålls vid KONTROLL hänvisas till respektive avsnitt.

2.5 Ljusstyrkereglering

Samtliga indikeringslampors ljusstyrka regleras med omkopplaren IND LAMP HEL–HALV (2:4).

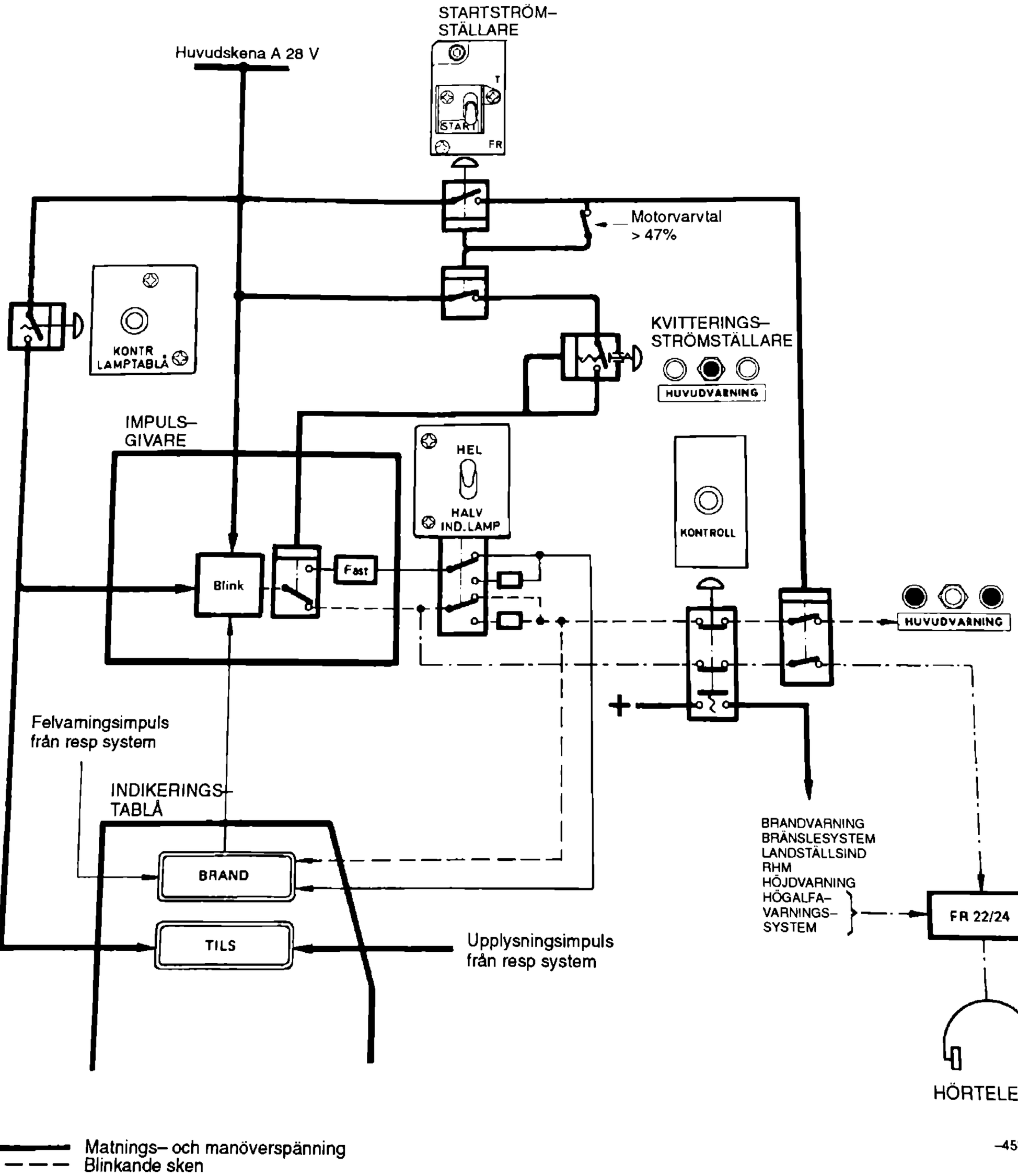


Bild 1. Elkretsar funktionsövervakningssystem, principschema

3 Övriga indikeringslampor

Nedan följer en uppräkning i tabellform av övriga indikeringslampor som finns i förarrummet samt en hänvisning till flik under vilken funktionen av respektive lampa finns redovisad. I en av kolumnerna anges vilka lampor som ska lysa vid intryckning av tryckströmställaren KONTR LAMPTABLÅ. Tabellen ger även hänvisning till respektive pos i Bild 2.

Tabell 3. Övriga indikeringslampor i förarrummet

	Benämning	Skylttext	Färg	KONTR LAMPTABLÅ	Flik
2:3	Varningslampa LT–kranar	LT–kran	Röd	Lyser	Bränslesystem
2:6	Indikeringslampa reversering	REV	Grön	Lyser	Motor
2:7	Indikeringslampa höjdhållningsfunk	HÖJD	Grön	Lyser	Styrsystem
2:7	Indikeringslampa attitydhållningsfunk	ATT	Grön	Lyser	Styrsystem
2:7	Indikeringslampa dämpningsfunk	SPAK	Grön	Lyser	Styrsystem
2:10	Indikeringslampa	AFK	Orange	Lyser	Autom. fartkontroll, AFK
2:11	Indikeringslampa	α 15,5°	Orange	Lyser	Autom. fartkontroll, AFK
2:12	Varningslampa höjdvarningslogik	—	Röd	—	Höjdvarning
2:13	Indikeringslampa transsonikområde/ reverseringsavdrag	REV AVDR TRANSONIC	Gul	Lyser	Styrsystem
2:14	Indikeringslampa fälld last	FÄLLD LAST	Orange	Lyser	Beväpning
2:15	Lampor i destina–tionsindikator	—	Gul	—	Dator CK 37
2:16	Indikeringslampor EBK–zon	1 2 3	Gul	—	Motor
2:19	Indikeringslampa funktionskontroll	FK	Röd	—	Funktionskontroll
2:19	Indikeringslampa funktionskontroll	FK	Grön	—	Funktionskontroll
2:18	Indikeringslampa IK–transponder	—	Glim	—	Kommunikation



1 Vänster indikeringstablå
2 Strömställare START
3 Indikeringslampa LT–KRAN
4 Omkopplare IND LAMP HEL–HALV
5 Tryckströmställare KONTR LAMPTABLÅ
6 Indikeringslampa REV
7 Tryckströmställare med indikeringslampor, styrautomat
8 Indikeringslampor HUVUDVARNING
9 Kvitteringsströmställare HUVUDVARNING
10 Indikeringslampa AFK
11 Tryckströmställare med indikeringslampa α 15,5°
12 Indikeringslampa, höjdvarning m m
13 Indikeringslampa, FÄLLD LAST
14 Indikeringslampa, REV AVDR TRANSONIC
15 Lampor i destinationsindikator
16 Zonindikeringslampor, EBK
17 Tryckströmställare KONTROLL
18 Indikeringslampa, IK–transponder
19 Indikeringslampor FK
20 Höger indikeringstablå

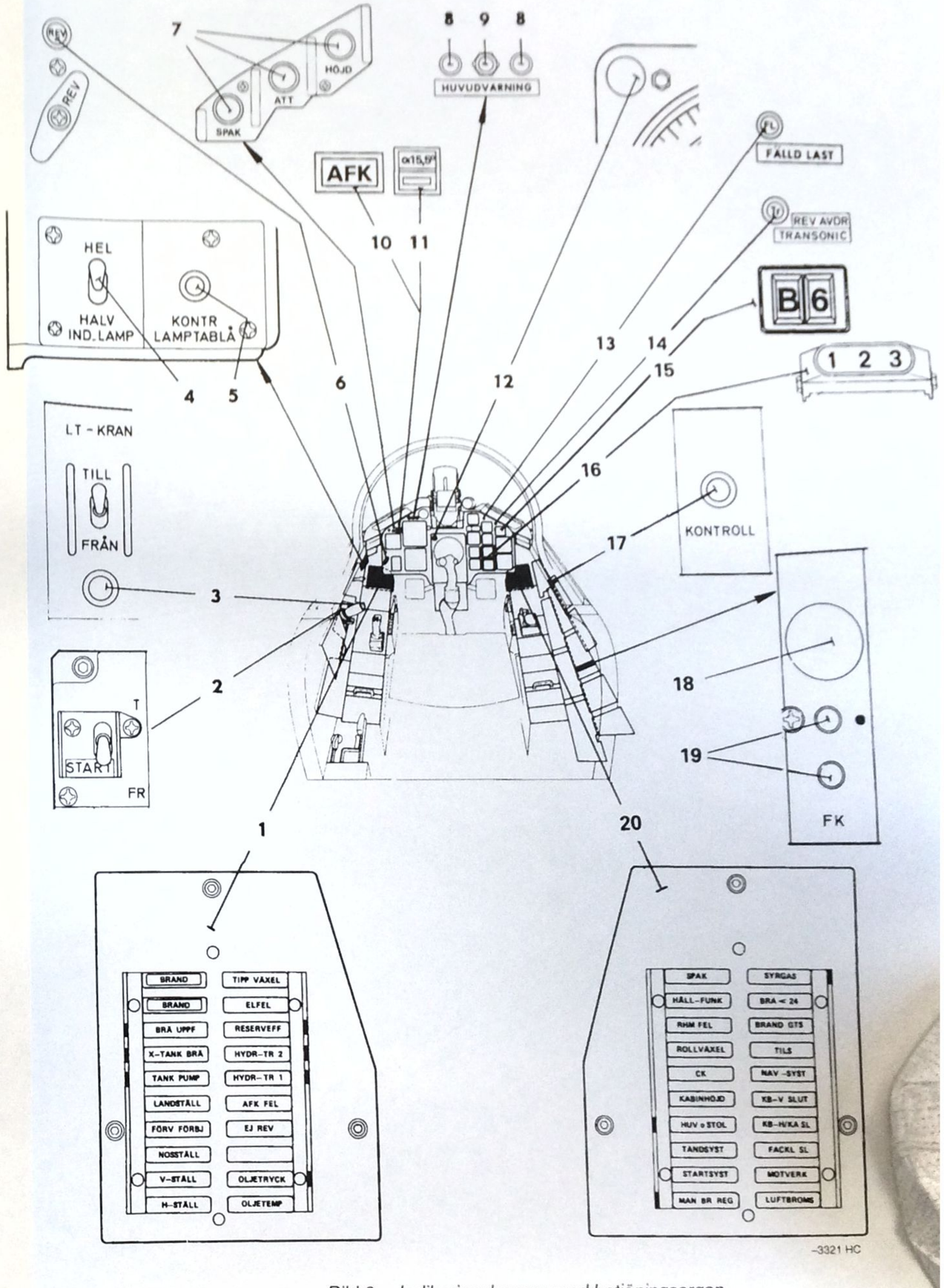


Bild 2. Indikeringslampor med betjäningsorgan

Belysning

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Yttre belysning	3
2.1	Strålkastare, taxiljus	3
2.2	Lanternor	3
2.3	Ledljus	4
2.4	Formationsljus	4
2.5	Antikollisionsljus	4
3	Inre belysning	5
3.1	Instrumentbelysning	5
3.2	Panelbelysning	5
3.3	Allmänbelysning	5
3.4	Kartbelysning	6
3.5	Manöverorgan med betaljus	6

Bilder

		Sida
1	Elkretsar belysning, principschema	7
2	Betjäningsorgan belysning, förarrumsöversikt	9

1 Allmänt

Belysningsanläggningen omfattar ett yttre och ett inre belysningssystem.

Den yttre belysningen består av:

- strålkastare, taxiljus
- lanternor
- ledljus (inklusive luftbromsljus)
- formationsljus
- antikollisionsljus

Den inre belysningen, kabinbelysningen, består av:

- instrumentbelysning, inklusive nödbelysning
- panelbelysning
- allmänbelysning
- kartbelysning
- betaljusrör

I Bild 1 visas elkretsarnas principiella uppbyggnad. Där framgår bl a att det endast är kartlyset och allmänbelysningen som strömförsörjs med strömställare HUVUDSTRÖM i läge FRÅN. Vid batteristart kan alltså ingen yttre belysning från flygplanet utnyttjas för att lättare uppfatta exempelvis kontakttecken.

2 Yttre belysning

2.1 Strålkastare, taxiljus

Flygplanet är utrustat med tre strålkastare för landning och taxning. Två av strålkastarna har stor ljusstyrka (250 W) och är placerade på vänster respektive höger vägg i nosställsrummet. Den tredje strålkastaren (taxiljuset) är ljussvagare (50 W), och är placerad på nosställsbenet.

Strålkastarna tänds och släcks manuellt med strömställaren STRÅLKAST (2:1) i Bild 2. Under förutsättning att nosställsluckorna är öppna tänds alla tre strålkastarna när strömställaren ställs i läge TILL. Endast den ljussvagare strålkastaren tänds om strömställaren ställs i läge TAXI.

Är strömställaren tillslagen (i läge TILL eller TAXI) tänds strålkastarna, respektive taxiljuset, automatiskt när nosstället fälls ut samt släcks då nosstället fälls in. Jämför principschemat, Bild 1.

2.2 Lanternor

Lanternorna är placerade en på vardera sidan av stjärtkonen samt en i vardera huvudvingens framkant. De sistnämnda (ving– eller sidolanternorna) är olikfärgade. Vänster lanterna har röd färg och höger har grön. Samtliga lanternor betjänas av föraren med omkopplaren LANTERNOR (2:5) som har följande lägen:

- Neutralläge — lanternorna släckta. (Undantag: Akterlanternorna tända och ljusstyrkan reglerbar med FORMLJUS/LEDLJUS–vredet om strömställare LEDLJUS står i läge TILL.)
- HEL — ving– och akterlanternorna lyser med fast sken och full ljusstyrka.

- HALV — vinglanternorna lyser med fast sken och halv ljusstyrka och akterlanternorna med fast sken och full ljusstyrka.

Elkraftförsörjningen till sidolanternorna, när ledljusen inte är inkopplade, sker från S–skena A 200 V~, och till akterlanternorna från H–skena A 200 V~.

Även då ledljusen inkopplas sker strömförsörjningen till akterlanternorna från H–skena A 200 V~ men via vridtransformator FORMLJUS/LEDLJUS för reglering av ljusstyrkan.

2.3 Ledljus

Ledljuset består av fyra lampor placerade i höger respektive vänster vingspets samt ytterroderbakkant. Dessutom finns i varje luftbromsfack en lampa som genom ljusspalt ger upplysning när luftbromsarna fälls ut.

Ledljusen tänds med strömställaren LEDLJUS (2:7). Ljusstyrkan regleras med vridtransformatorn FORMLJUS/LEDLJUS (2:8) inom reglerområdet som är markerat med vita streck. Ledljusen och luftbromsbelysningen erhåller spänning från H–skena A 200 V~.

2.4 Formationsljus

Formationsljusen består av:

- belysning på fenan
- kondensatorlampor i framkropp och kroppssidor

Belysningen på fenan åstadkoms av strålkastare placerade i vänster och höger vinge. Strålkastarna är riktade så att de belyser flygplanets nummerbeteckning på fenan. Kondensatorlamporna på framkroppen är placerade på vänster och höger luftkanal. Bakkroppens kondensatorlampor är placerade i åtkomstluckorna på vänster och höger sida.

Formationsljusen tänds med strömställaren FORMLJUS (2:6). Ljusstyrkan regleras med vridtransformatorn FORMLJUS/LEDLJUS (2:8). Kondensatorlamporna erhåller spänning från H–skena A 200 V~ över transformatorer. Strålkastarna matas från H–skena A 28 V=.

2.5 Antikollisionsljus

Två antikollisionsljus är monterade på flygplanet. Det ena på undersidan (bakom undre apparatluckan) och det andra på ovansidan på kylturbinluckan. Ljuset består av en armatur som har roterande reflektor och avger rött sken. Strömförsörjningen sker från S–skena E 28 V=.

3 Inre belysning

Kabinbelysning bestar av instrumentbelysning, panelbelysning, allmänbelysning samt kartbelysning och belysning av vissa manöverorgan med betaljus.

För huvuddelen av den inre belysningen gäller att ljusstyrkan är reglerbar enligt nedan. När belysningens ljusstyrka regleras, är det ofta aktuellt att samtidigt reglera ljusstyrkan på indikeringslamporna i kabinen (IND.LAMP HEL — HALV). Se Flik 15 Indikeringslampor.

3.1 Instrumentbelysning

Instrumentbelysningen består av ett ordinarie system och ett reservsystem. Den ordinarie instrumentbelysningen belyser samtliga instrument, roll– och sidtrimsindikatorerna, frekvensinställaren, FR 22 manöverenhet, omkopplarna SLAV SI och HÖJD CI SI samt styrautomatknapparna SPAK, ATT och HÖJD, medan reservbelysningen endast belyser reservinstrumenten för fart, höjd och kurs, reservhorisonten samt varvtalsindikatorn.

Varje instrument har inbyggda lampor, som matas från huvudskena A~ och vilkas ljusstyrka regleras med vridtransformatorn INSTR BEL (2:9).

Reservbelysningen kopplas automatiskt in vid bortfall av växelströmsförsörjningen, varvid reservinstrumentens lampor matas från huvudskena A=, jfr principschemat, Bild 1. När reservbelysningen är inkopplad kan ljusstyrkan för reservinstrumenten inte regleras utan är något lägre än full ljusstyrka på den ordinarie belysningen.

Om behov föreligger kan reservbelysningen kopplas in manuellt med strömställaren NÖDBEL (2:2).

3.2 Panelbelysning

Bild 2 visar vilka paneler och manöverapparater som är utrustade med panelbelysning. Belysningen, som är av typ kondensatorlampor, är inbyggd i panelerna och dess ljusstyrka regleras med vridtransformatorn PANELBEL (2:10).

Belysningen i nödinstruktionspanelerna, som är placerade på vänster respektive höger sargkant, erhålls när strömställaren vid respektive panel (2:3) ställs i läge TILL. Ljusstyrkereglering sker med samma betjäningsorgan (PANELBEL) som för övrig panelbelysning.

3.3 Allmänbelysning

Allmänbelysningen belyser sidopanelerna i förarrummet och omfattar tre belysningsarmaturer, en placerad under vänster och två placerade under höger reling.

Allmänbelysningens ljusstyrka regleras med potentiometern ALLMÄNBEL (2:11).

3.4 Kartbelysning

Kartlyset omfattar två armaturer som är placerade på vänster respektive höger sida av huvramen. Kartlysets ljusstyrka regleras med en potentiometer i anslutning till infästningen.

3.5 Manöverorgan med betaljus

Ett tjugotal manöverorgan i förarrummet, huvudsakligen strömställare, är försedda med en självlysande komponent (betaljusrör). Betaljusrören innehåller gasen tritium, som vid skada på något av rören avger radioaktiv strålning av ringa omfattning. Betaljusrören är försänkta och fastlimmade på aktuella manöverorgan och således lätta att identifiera. Vid skada på något av rören ska åtgärder enligt UFS FPL 37 00–2001 "Speciella skyddsföreskrifter samt montering av skydds– och säkerhetsutrustning" vidtas. Även de s k "TR–rören" på radarns antennenhet innehåller gasen tritium.

Manöverorgan med betaljus utgår successivt i samband med byte och ersätts med strömställare av konventionell typ.

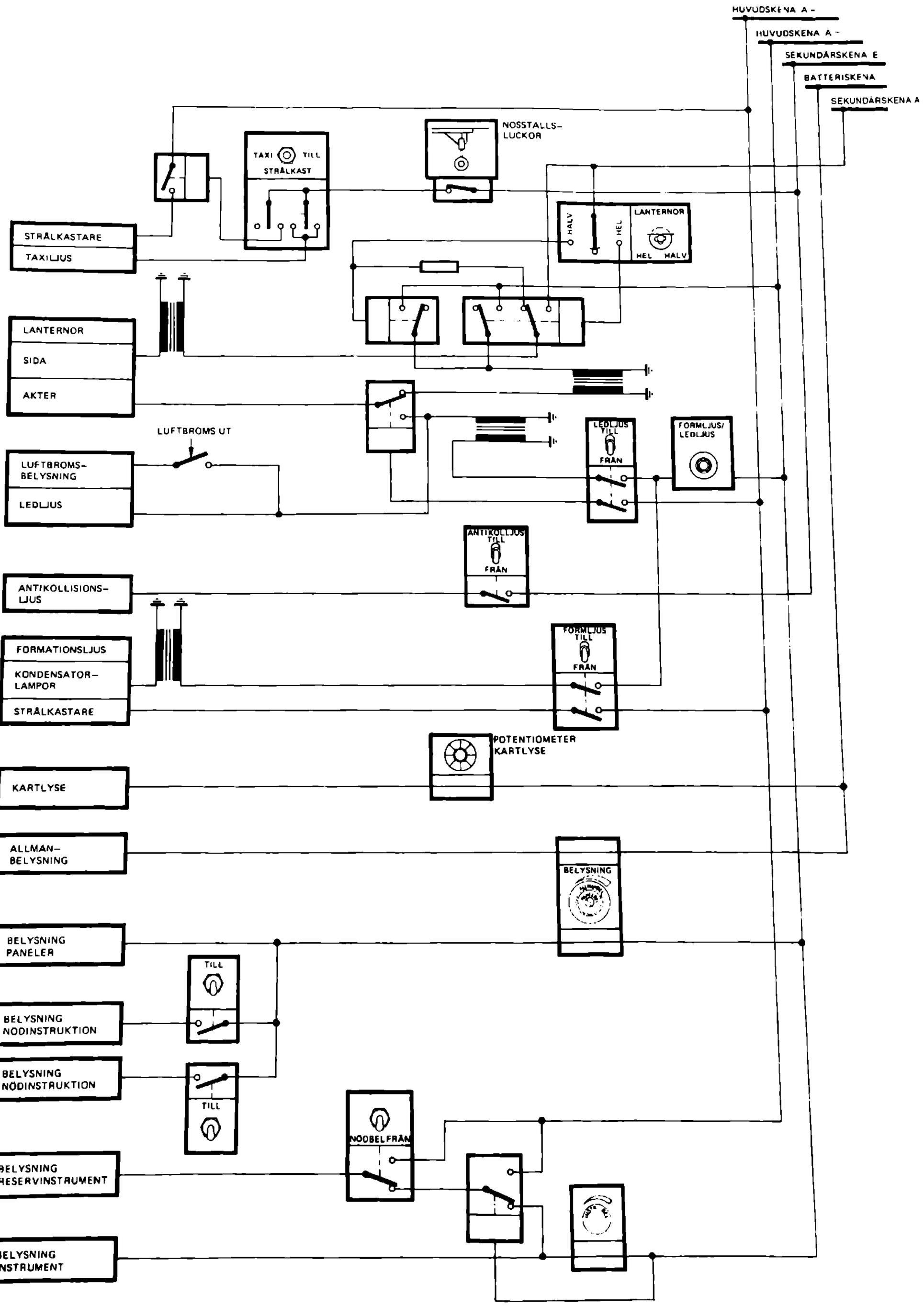
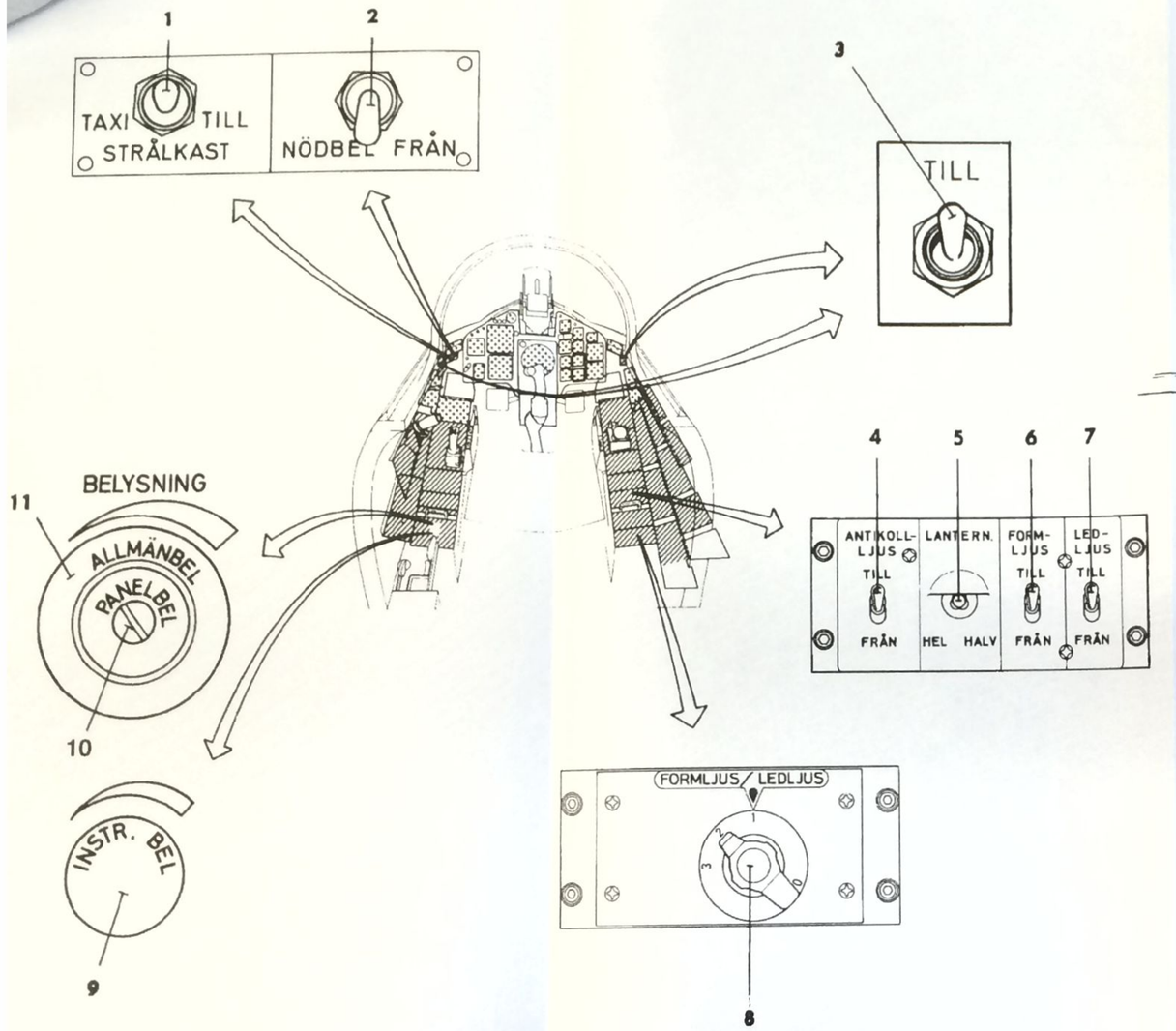
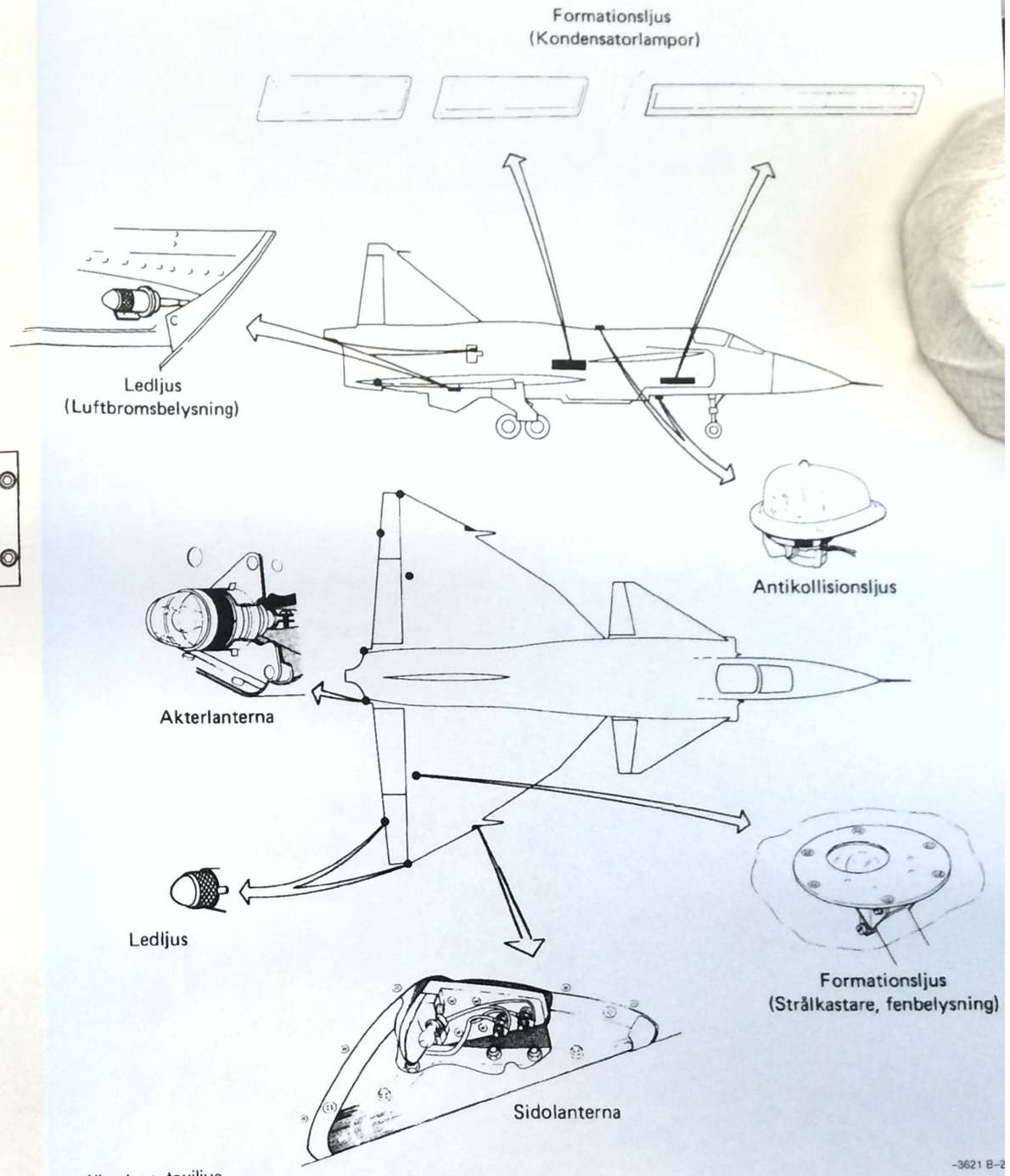


Bild 1. Elkretsar belysning, principschema





1 Strömställare strålkastare, taxiljus
2 Strömställare nödbelysning
3 Strömställare nödinstruktion
4 Strömställare antikollisionsljus
5 Omkopplare lanternor
6 Strömställare formationsljus
7 Strömställare ledljus
8 Vridtransformator formationsljus/ledljus
9 Vridtransformator instrumentbelysning
10 Vridtransformator panelbelysning
11 Potentiometer allmänbelysning

Bild 2. Betjäningsorgan belysning, förarrumsöversikt

Presentation EP 08

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Huvudenheter	3
2.1	Kraftenhet	3
2.2	Vågformgenerator	3
2.3	Centralindikator	5
2.3.1	Funktionsprincip CI	5
2.4	Siktlinjesindikator	7
2.4.1	Funktionsprincip SI	7
3	Manöverorgan	9
4	Presentation	15
4.1	Informationsflöde till EP 08	15
4.2	CI–presentation	15
4.3	SI–presentation	18
4.3.1	Omvärldsmodell	20
4.3.2	Stolpbana med referenshöjdstolpar	20
4.3.3	Fartvektorsymbol	21
4.3.4	Tids–/avståndslinje med markörer	22
4.3.5	Digital höjd	24
4.3.6	Kursskala	24
4.3.7	Radarhöjdindex	25
4.3.8	Fartfelsmarkör	26
4.3.9	Presentation vid start och landning	27
4.3.10	LÅGNAV–mod	29
4.3.11	Presentation vid anfall	29
4.3.12	Släckning av presentationen	29
5	Funktionsövervakning	30
6	Funktionskontroll	30

Bilder

		Sida
1	Indikatorutrustning EP 08, principblockschema	4
2	Centralindikator, principblockschema	5
3	Siktlinjesindikator, principblockschema	7
4	Synfält, SI–optik	8
5	Dumpningsvinklar, SI–optik	9
6	Indikatorutrustning EP 08, manöverorgan m m	13
7	Informationsflöde till indikatorutrustningen, blockschema	14
8	Presentation på centralindikatorn	16
9	Linjer och symboler i CI–presentation	17
10	Presentationsprinciper SI, exempel	18
11	Bedömning av vinkelstorheter	19
12	Omvärldsmodell	20
13	Höjdstolpbana	21
14	Fartvektorsymbol	21
15	Tidslinje utan markörer	23
16	Tids–/avståndslinje med markörer	23

Bilder (forts)

Sida

17 Eldgivningsmarkering på avståndslinjen 23
18 Digital höjd 24
19 Kursskala 25
20 Radarhöjdindex 25
21 Fartfelsmarkör 26
22 SI–presentation, start 27
23 SI–presentation, LANDN NAV 28
24 SI–presentation, landning optiskt 28
25 SI–presentation, LÅGNAV–mod 29

1 Allmänt

Den elektroniska presentationsutrustningen EP 08 har till uppgift att presentera radarinformation, navigerings– och flygdatainformation samt information för optisk siktning.

De i utrustningen ingående enheterna, se Bild 1, utgörs i huvudsak av central– och siktlinjesindikatorer, vågformgenerator och kraftenhet. Som synonym till benämningen "elektronisk presentationsutrustning EP 08" används ofta "Indikatorutrustning EP 08" eftersom det är de båda indikatorerna som bildar kärnan i utrustningen.

Ytterligare utrustning med "EP–beteckning" finns, nämligen EP–13. Se under RB 75 i Flik 25 Beväpning, alternativt i hemlig del.

2 Huvudenheter

2.1 Kraftenhet

Kraftenheten förser siktlinjesindiaktorn, centralindikatorn och vågformgeneratorn med erforderlig spänning och är ansluten till sekundärskena B 200 V~.

Denna skena blir spänningsförande vid generatorinkoppling om skedesväljaren står i läge BER varvid glödspänning matas till siktlinjesindikatorn och centralindikatorn, se Bild 1. När skedesväljaren ställs i läge NAV (eller något annat läge skilt från BER) börjar kraftenheten leverera likspänning till siktlinjesindikatorn, centralindikatorn samt till vågformgeneratorn.

Kraftenheten är även försedd med säkerhetskretsar som reagerar för onormala spänningar och för stort strömuttag.

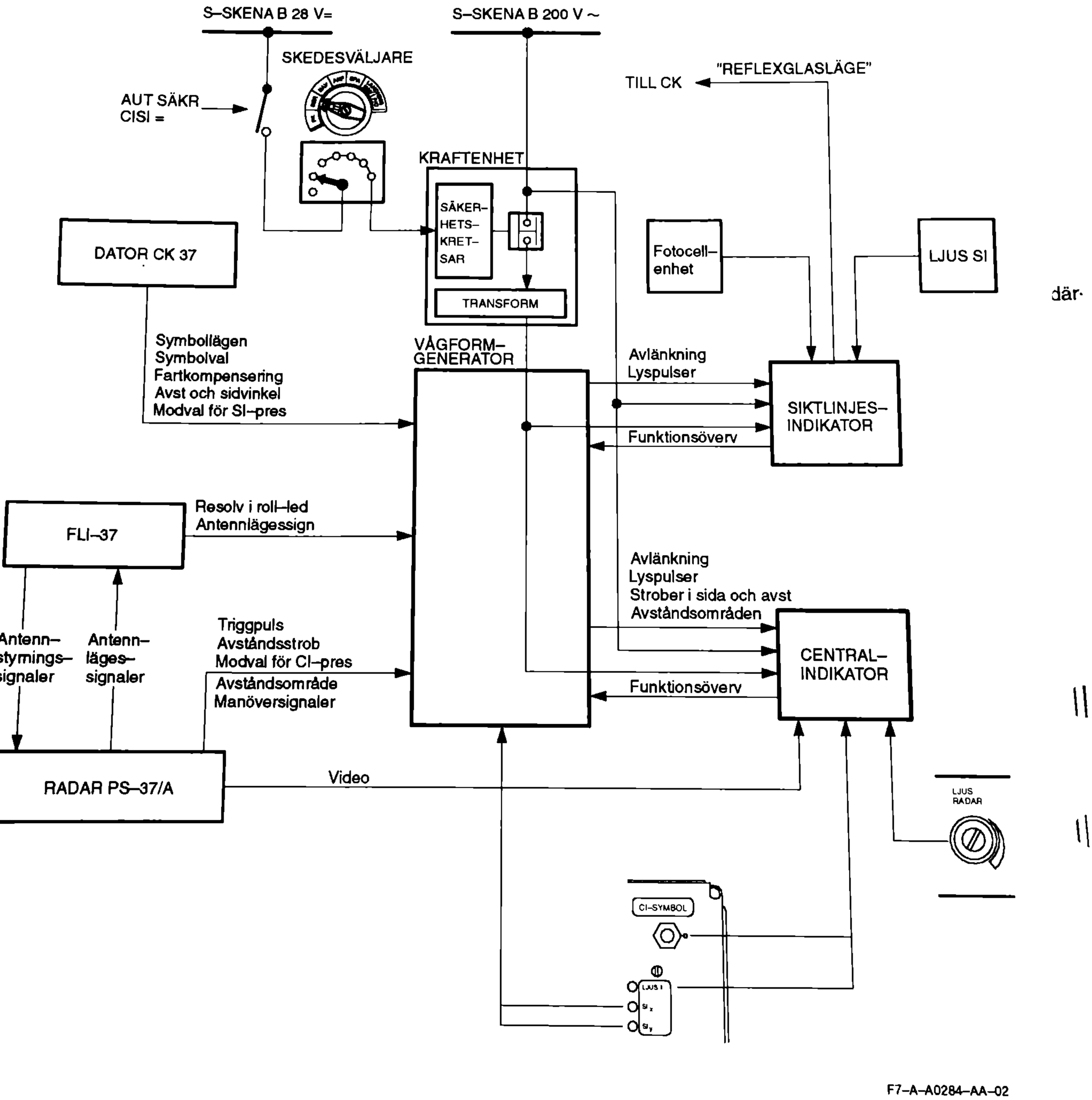
2.2 Vågformgenerator

I vågformgeneratorn genereras de lyspulser och svepspänningar som erfordras för presentation av symboler och övrig information på indikatorerna.

Den kan funktionsmässigt indelas i en symboldel och en svepdel.

Symboldelen framställer lyspulser som erfordras för presentationen i SI och S–symbolpresentation i CI. Den erhåller även information från datorn om symbolval, tändning och släckning. I symboldelen ingår även kretsar för funktionsövervakning.

Svepdelen genererar avlänknings– och intensitetsmoduleringssignaler för R– och V–kanonerna i centralindikatorn, vilka presenterar avstånds– och vinkelmarkeringar samt radarekon. Svepdelen styrs av signaler från datorn och radar PS–37/A. Antennlägessignalerna från radarn signalbehandlas även i FLI 37 (transformering över sin/cos–potentiometrar).



där·

F7–A–A0284–AA–02

Bild 1. Indikatorutrustning EP 08, principblockschema

2.3 Centralindikator

Centralindiaktorn, CI, är ett halvtons minnesrör av multimodtyp och består av tre elektrostatiskt avlänkade skrivkanoner, en flodkanon samt minnesskikt och bildskärm, se Bild 2. Indikatorn träder i funktion 30 s efter det att skedesväljaren ställts i läge NAV.

För att spara drifttid på bildröret är detta släckt i mod A0, skede NAV och SPA, men kan tändas manuellt genom tryckning på knapp Hinderindikering och förblir då tänt i 45 s. Se vidare CI–presentation i Hemlig del.

På indikatorn kan samtidigt presenteras lagrad och icke lagrad information. Den lagrade informationen kan selektivt raderas, vilket resulterar i mörkspårspresentation, som har större kontrast och avsevärt bättre upplösning än vad som är möjligt vid konventionell skrivning.

2.3.1 Funktionsprincip CI

Funktionsprincipen för ett minnesrör av konventionell typ är att när strålenergin från skrivkanonen träffar minnesskiktet uppstår genom sekundäremission ett laddningsmönster i minnesskiktet. Minnesskiktet kontrollerar i sin tur elektronströmmen från en flodkanon och släpper igenom denna till bildskärmen genom de mönster i minnesskiktet som skrivkanonen bildat, varigenom det lagrade mönstret i minnesskiktet framträder på bildskärmen.

Skillnaden mellan ett konventionellt minnesrör och centralindikatorn är att den senare är försedd med ett speciellt minnesskikt av tvåeffektstyp.

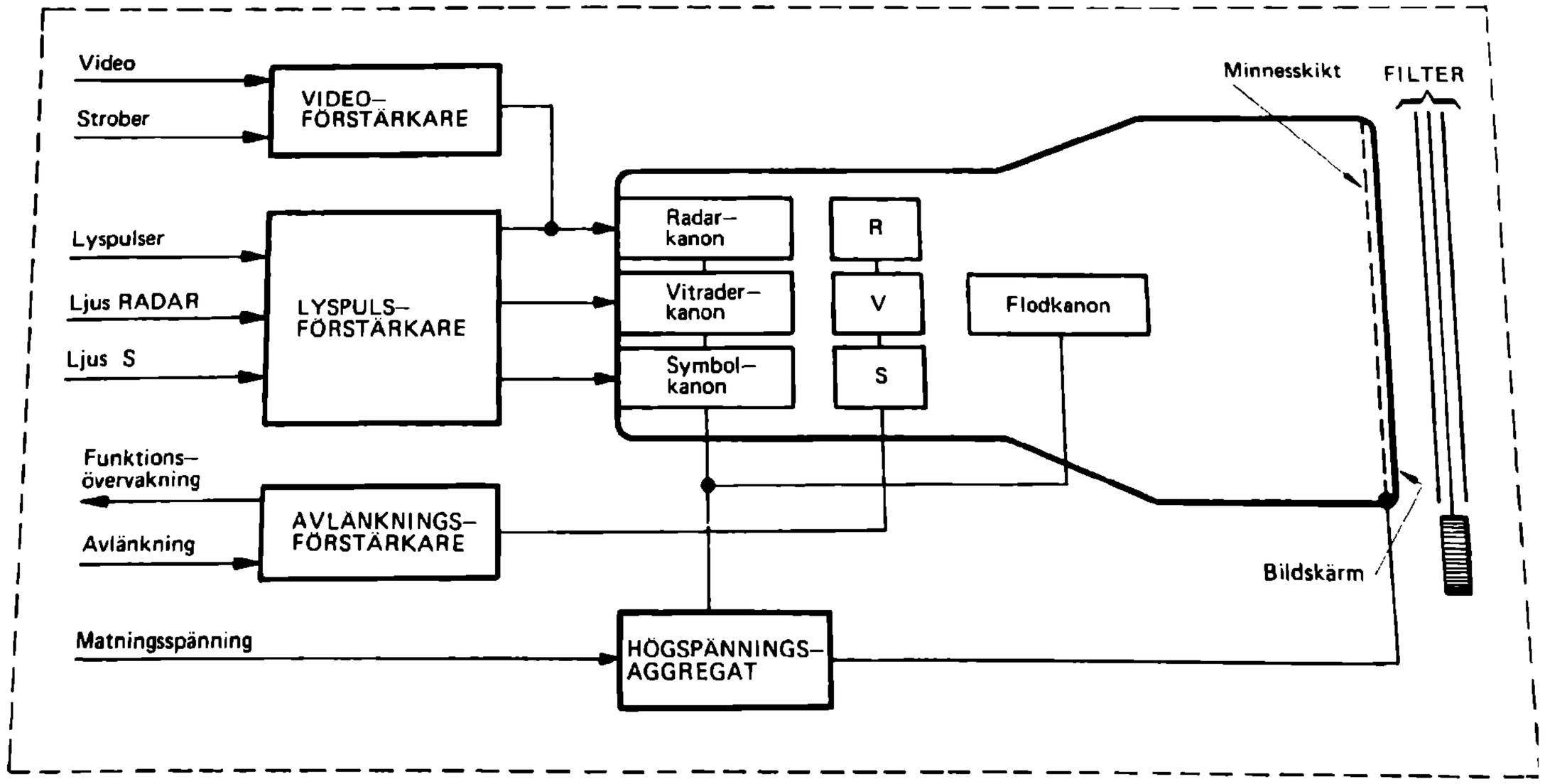


Bild 2. Centralindikator, principblockschema

När skiktet bombarderas av strålenergi av en viss nivå kommer det genom sekundäremission att laddas i positiv riktning. Om strålenerginivån höjs kommer skiktet genom BIC–effekt (Bombardment–Induced–Conductivity) att laddas i negativ riktning.

Genom att välja energinivå hos den infallande strålen kan på så sätt en bestämd laddningsriktning erhållas.

Vid låg energinivå (2,5 kV) överväger sekundäremissioneffekten och minnesskiktet skrivs med positiv laddning. Omvänt gäller att vid hög energinivå (6 kV) blir BIC–effekten dominerande och minnesskiktet raderas. Vid en mellannivå hos strålenergin (4,5 kV) blir den laddning som tillförs minnesskiktet till följd av sekundäremission och den som orsakas av BIC–strömmen mycket nära likvärdiga, vilket resulterar i en obetydlig inverkan på det lagrade minnesmönstret. Vid denna mellannivå kommer en del av strålenergin att uppfångas av minnesskiktet medan huvuddelen fortsätter igenom detta och återger vid tändning av bildskärmens fosfor den icke lagrade informationen.

Ovanstående egenskap hos minnesskiktet utnyttjas i centralindikatorn på så sätt att de tre skrivkanonerna arbetar med olika energinivå.

Vitraderkanonen har en energinivå av 2,5 kV. Med denna kanon sveps hela minnesskiktet varvid detta genom sekundäremission laddas i positiv riktning. När minnesskiktet bestrålas av flodkanonen kommer elektronströmmen från denna att passera genom skiktet vilket resulterar i att en vit bild erhålls på bildskärmen.

Radarkanonen har en energinivå av 6 kV. När minnesskiktet träffas av stålenergin från denna kanon laddas skiktet i negativ riktning. När skiktet i sin tur bestrålas av flodkanonen kommer elektronströmmen från denna att uppfångas av minnesskiktet i de delar där radarkanonen har skrivit sitt mönster. Detta resulterar i att ett svart eko erhålls i den vita bilden på bildskärmen.

Genom att videosignalen reglerar (intensitetsmodulerar) radarkanonens energiflöde kommer raderingen i skiktet att variera med ekostyrkan, så att en stark signal ger större radering och mörkare bild medan en svag signal ger mindre radering och ljusare bild. Förutom skrivning av radarbild skrivs med denna kanon även avstånds– och vinkelstrober.

Symbolkanonen har en energinivå av 4,5 kV. När strålenergin från denna kanon träffar minnesskiktet påverkas inte detta, utan större delen av elektronflödet kommer att passera igenom detta. Detta resulterar i att en "intensivt" vit bild erhålls på bildskärmen. Med denna kanon skrivs attityd– och höjdinformation, cirkelmarkör etc varför kanonen benämnes symbolkanon.

2.3.1.1 Grundinställning

Grundinställning av radarbilden utförs med potentiometern LJUS RADAR när radarn sänder i konstlast, genom bedömning av kontrasten mellan den vita grundpresentationen och de av radarkanonen skrivna avstånds– och vinkelmarkeringarna. Symbolkanonens ljusstyrka regleras med trimpotentiometern LJUS S.

Utförlig beskrivning av radarbildens grundinställning finns i SFI Kap II: RADAR PS–37/A, Grundinställning.

2.4 Siktlinjesindikator

Siktlinjesindikatorn, SI, består av katodstrålerör, lyspulsgenerator, fotocellenhet och ett optiskt system, se Bild 3.

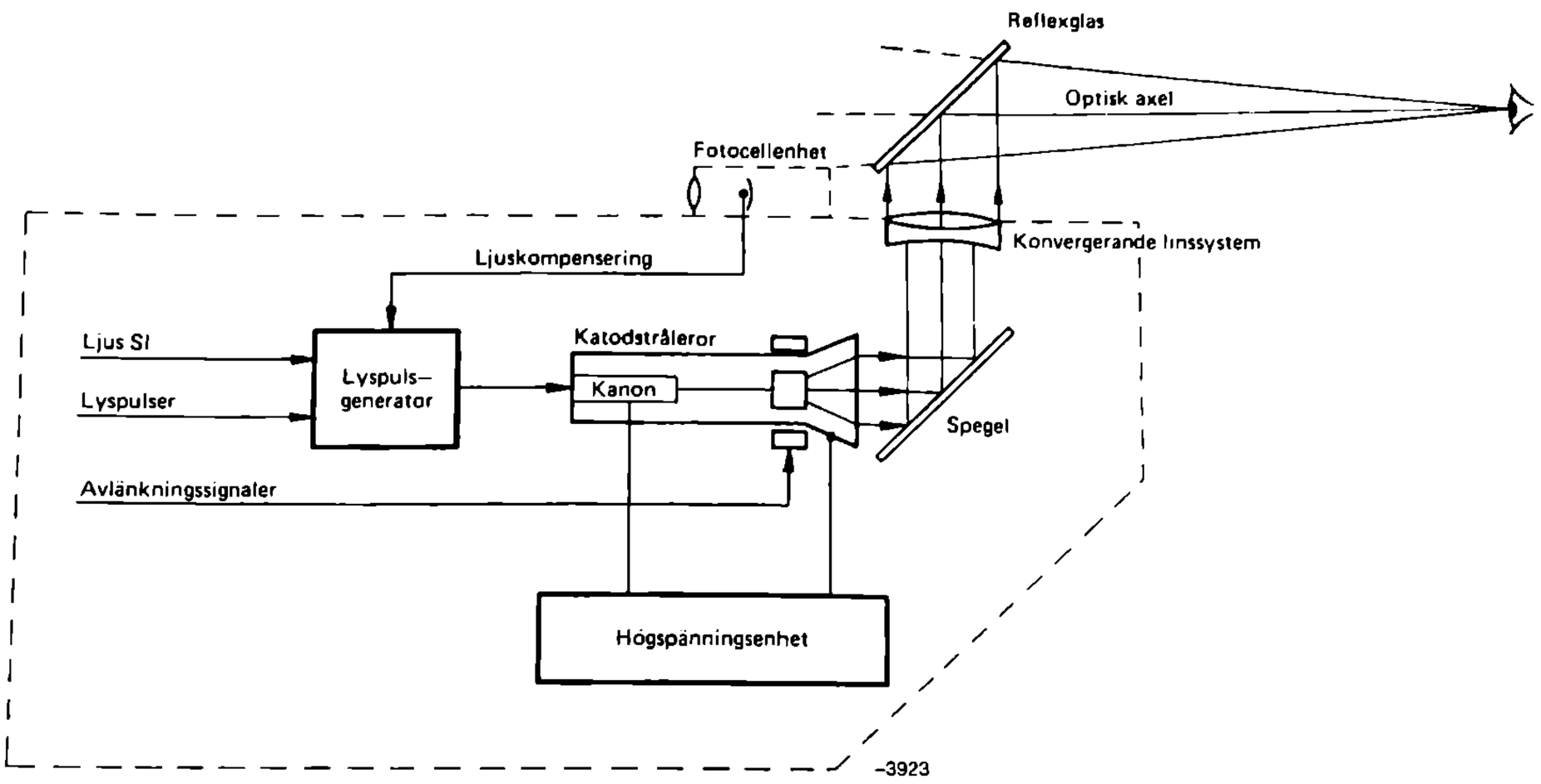


Bild 3. Siktlinjesindikator, principblockschema

2.4.1 Funktionsprincip SI

Med hjälp av katodstrålerörets högspänningsenhet och lyspulsgenerator åstadkoms på bildskärmen symboler, vilka via siktlinjesindikatorns optik presenteras i SI reflexglas. Elektronstrålen avlänkas med hjälp av magneter, vilka påförs avlänkningssignalerna från vågformgeneratorn. Bildens ljusstyrka regleras av lyspulsgeneratorn på basis av signaler från en ljusstyrkeinställare (LJUS SI) och fotocellenheten.

Under förutsättning att växelström varit tillförd i minst 30 s träder siktlinjesindikatorn i funktion 2 s efter det att skedesväljaren ställts i läge NAV (eller annat läge skilt från BER).

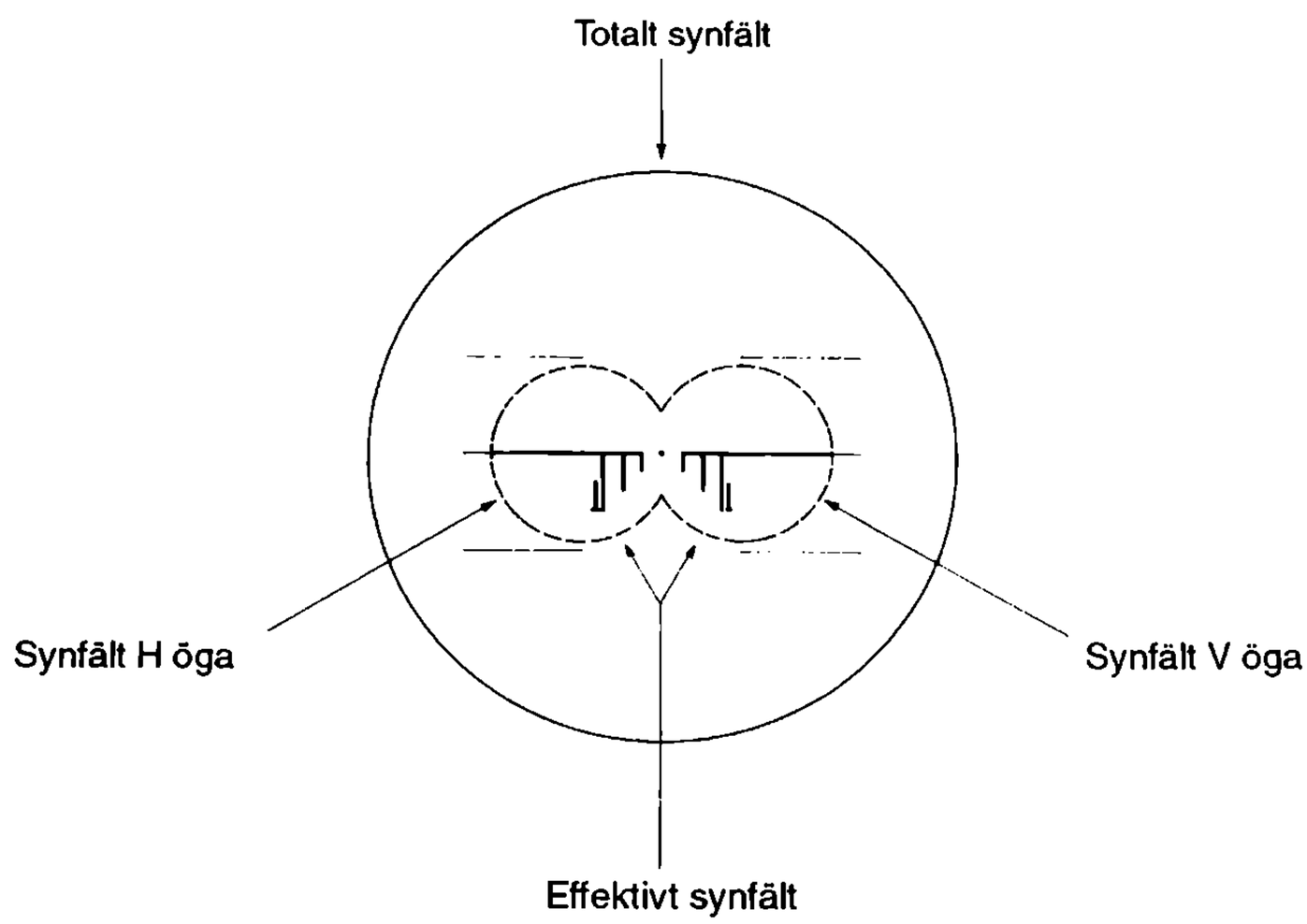
2.4.1.1 Synfält

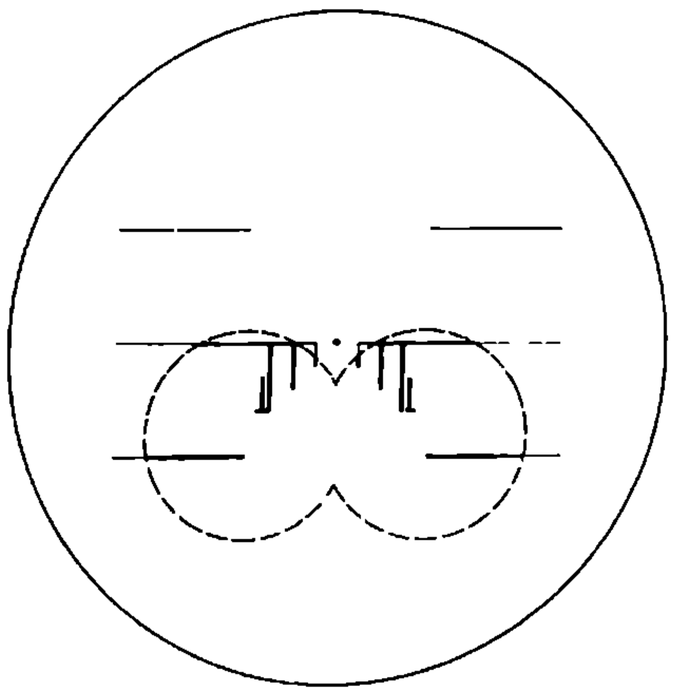
Maximalt kan optiken klara av utstyrning av SI symbolik inom en kring optiska axeln cirkulär kon med öppningsvinkeln ~30°. Detta område benämns siktlinjesindikatorns totala synfält.

En begränsad optikdiameter medför att varje öga momentant kan iakttaga symbolerna inom ett område som motsvarar en kon med ~9° öppningsvinkel för vardera ögat. Detta område benämns SI effektiva synfält, se Bild 4.

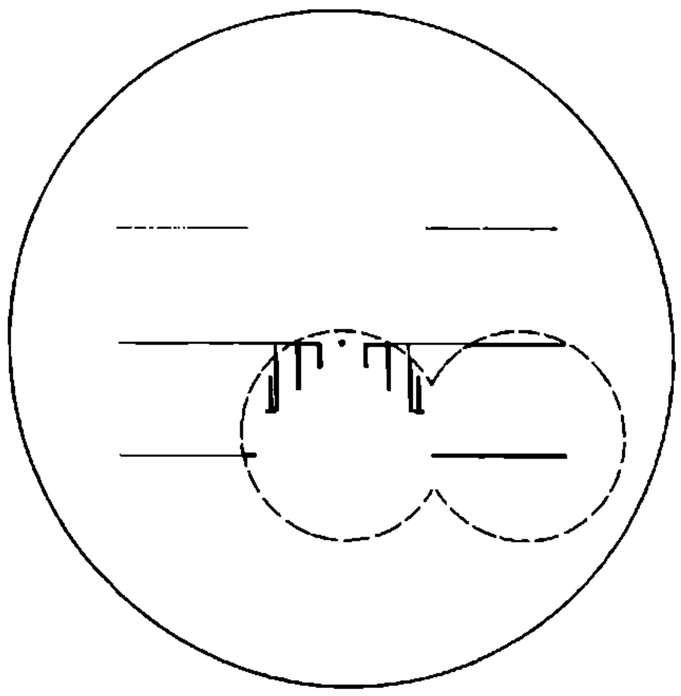
Genom huvudrörelser i sidled och höjdled kan hela det totala synfältet täckas. En huvudrörelse på 1 cm motsvarar ca 1° förflyttning av det effektiva synfältet. Stolens läge i höjdled kan varieras maximalt 12 cm.

Genom ljusbrytning i flygplanets frontruta syns den presenterade bilden i reflexglaset placerad på oändligt avstånd framför föraren. Denna effekt gäller i huvudsak i horisontalled.





Effektivt synfält
efter 4 cm stolhöjning



–3321 E–1

Effektivt synfält
efter 4 cm stolhöjning och
4 cm huvudförflyttning åt vänster

Bild 4. Synfält, SI–optik

2.4.1.2 Dumpningsvinklar

Dumpningsvinkeln för siktlinjesindikatorns optiska axel kan genom manuell omställning av reflexglaset väljas antingen till 3° eller 11°, se Bild 5.

Vid flygning med stora anfallsvinklar i samband med start och landning krävs 11° dumpningsvinkel.

Symbolerna förblir rymdfasta oberoende av spegelomställningen.

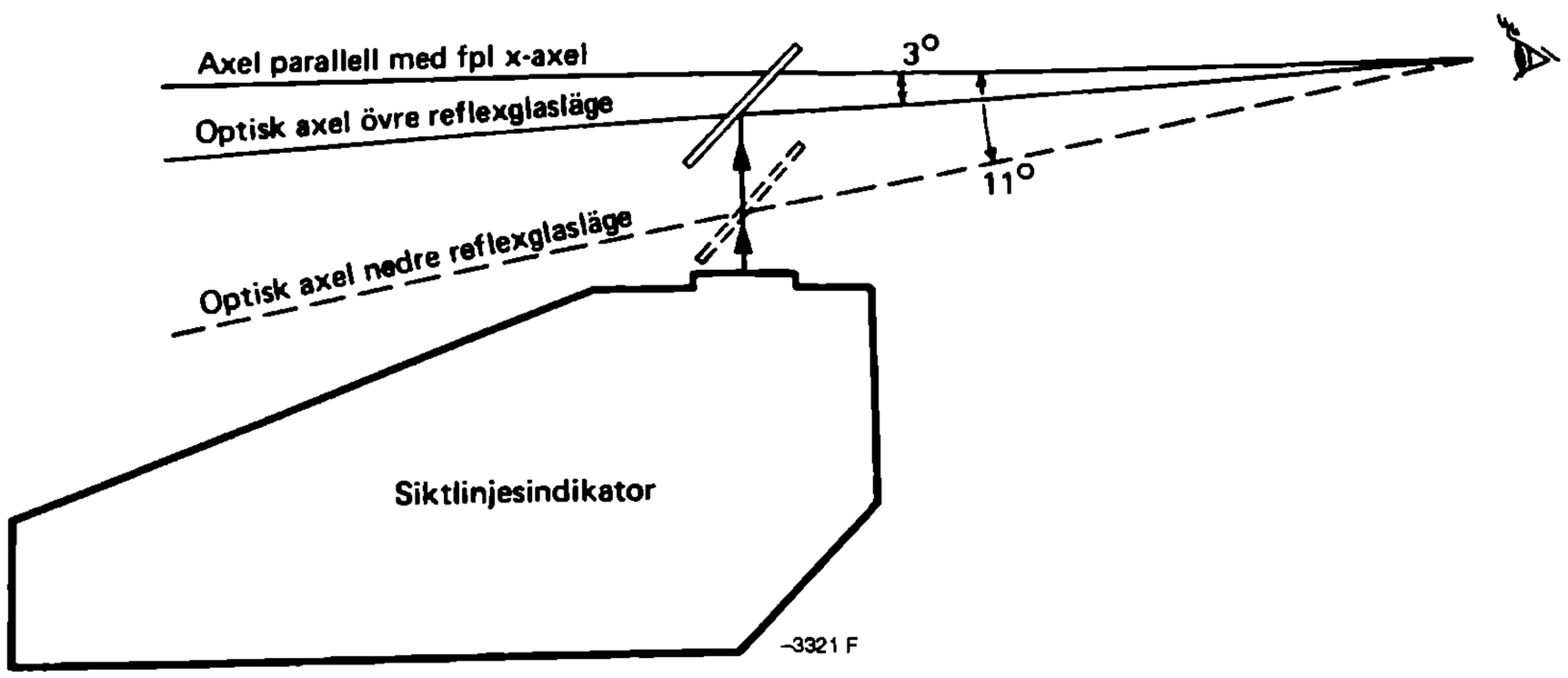


Bild 5. Dumpningsvinklar, SI–optik

3 Manöverorgan

Följande manöverorgan i förarrummet påverkar presentationen på indikatorutrustningen direkt eller indirekt. Se Bild 6.

Filterreglage (1)

Reglaget används för justering av centralindikatorns ljusstyrka. När reglaget vrids ändras transmissionen i ett polaroidfilter framför indikatorn. Vid låg transmission erhålls rödfärgad presentation. Då reglaget vrids i läge för minimal transmission släcks CI helt. Omedelbart före utsläckning finns ett mekaniskt snäppläge som varnar för oavsiktlig utsläckning.

Tryckströmställare (2) HÖJD

Med strömställaren inkopplas styrautomaten i höjdhållningsmod samtidigt som kommenderad höjd i SI och CI sätts lika med aktuell höjd.

Potentiometer LJUS SI (3)

Potentiometern används för grundinställning av SI–presentationens ljusstyrka.

Reflexglasomställare (4)

Reglaget används vid omställning av reflexglasets läge. Reglaget har två lägen, övre och undre reflexglasläge. Om något mellanliggande läge används, erhålls felaktig presentation.

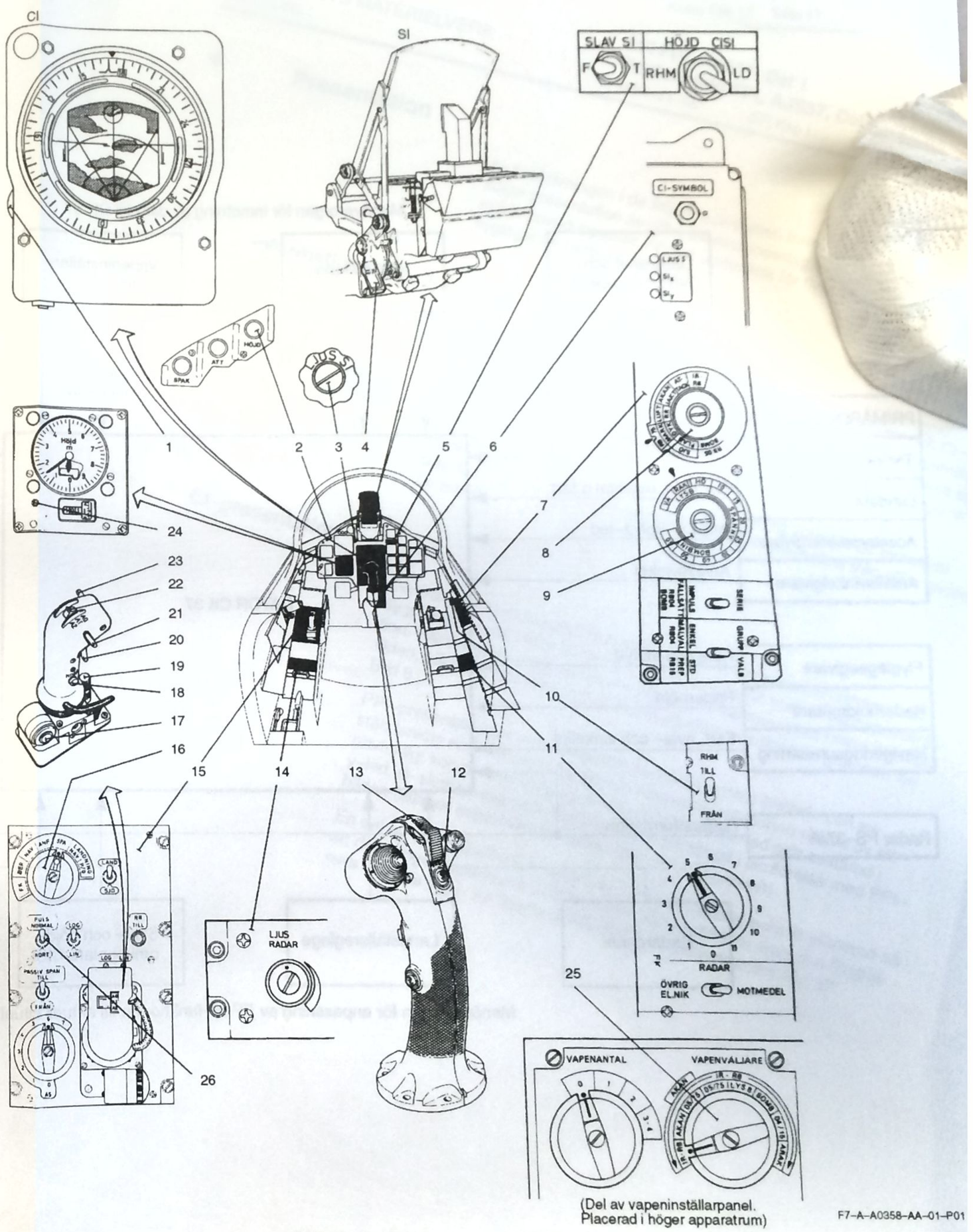
Slavningsomkopplare SLAV SI (5) T/F

Vid omkoppling till läge T (TILL) erhålls LÅGNAV–mod under vissa förutsättningar, bl a ska navigeringspresentation föreligga. Se Avsnitt 4.3.10. Omkoppling till T–läget i skede LANDNING P/O medför däremot att riktpricken inte längre presenterar färdvinkelkommando utan istället låses till fartvektorsymbolens rörelser i sidled. I alla andra situationer saknar läge T funktion.

Omkopplare HÖJD CISI (5) RHM/LD	Med omkopplaren påverkas den datorberäknade flyghöjden som används för SI– och CI–presentation. I läge RHM marktryckskorrigeras datorberäknad flyghöjd av uppmätt radarhöjd. I läge LD marktryckskorrigeras flyghöjden med marktrycksinställaren i höjdindikatorn. Omkopplaren återgår automatiskt till läge LD då RHM är i funktion under landningsfas 2 och 3 liksom vid flyghöjd (H_s) > 2450 m. Se Flik 21 Radarhöjdmätare.
CI–symbol (6)	Tryckknappen används för tändning av centralindikatorns S–symbolpresentation vid markkörning, kontroll och provning. Presentationen varar i perioder om tre minuter.
Ljus S (6)	Potentiometern används vid grundinställning av centralindikatorns symbolpresentation (symbolkanonens ljusstyrka).
Trimpotentiometrar (6) SI_x och SI_y	Potentiometrarna används för inriktning av SI–presentationen.
J/A–väljare (8)	Väljarens läge definierar (tillsammans med vapenväljarens läge) anfallstyp och därmed SI– och CI–presentation vid anfall.
Siktningsväljare (9)	Väljaren påverkar datorberäkningarna vid lysbombsanfall (V, R, H) samt fällintervallet vid bombfällning. SI–presentationen påverkas vid anfall mot luftmål (spännviddsinställning).
Strömställare RHM (10) TILL/FRÅN	När strömställaren står i läge TILL och RHM–funktionen är OK och flygning sker inom RHM arbetsområde, indikeras detta i SI och på CI av att radarhöjdindexen är tända.
FK–väljare (11)	Väljaren används vid funktionskontroll av indikatorutrustningen.
Referensomkopplare (12)	Med omkopplaren påverkas presentationen i SI– och CI i läge NAV, SPA eller LANDN NAV. När omkopplaren trycks in sätts kommenderad flyghöjd lika med aktuell flyghöjd. Före start används omkopplaren för initialinställning av kurs. I LÅGNAV–mod har omkopplaren annan funktion. Se Avsnitt 4.3.10.
Säkringsbygel (13)	Vid anfall ändras SI–presentationen när säkringsbygeln fälls upp till osäkrat läge.
Potentiometer (14) LJUS RADAR	Potentiometern används för grundinställning av centralindikatorns videopresentation så att lämplig kontrast erhålls mellan radarbild och raster (avstånds– och vinkelmarkeringar).
Skedesväljare (16)	Med skedesväljaren anpassas indikatorutrustningen till aktuellt uppdragsskede. I skede BER erhåller indikatorerna glödspänning (om BRAGG eller generator är inkopplad). I övriga skeden erhåller vågformgeneratorn och indikatorerna matningsspänning varvid presentation erhålls i SI och efter ca 30 s i CI.
Antennhöjdvinkel– (17) potentiometer	Potentiometern används för val av antennhöjdvinkel. Vid anfall mot luftmål indikeras antennläget av en speciell markör i CI.
Minnesbildsomkopplare (18)	Med omkopplaren inkopplas radar och centralindikator i minnesmod.
MKR–potentiometer (19)	Med potentiometern kan förstärkningen i radarns indikatorkanal manuellt regleras varvid presentationen i CI påverkas.
Fixomkopplare (20)	Omkopplaren används vid fixtagning varvid presentationen i CI påverkas. Omkopplaren har tre lägen: T0, T1 och TV. När omkopplaren trycks in till läge T1 erhålls fartkompenserat PPI (om modomkopplaren står i läge A1) samtidigt som cirkelmarkör och videomarkör kan förflyttas med handkontrollen. I läge TV verkställs fixtagningen.

Avståndsområdes–omkopplare (21)	Omkopplaren används för val av avståndsområde 15, 30, 60 eller 120 km för centralindikatorns radarpresentation.
Modomkopplare (22)	Omkopplaren används i samverkan med andra omkopplare för val av olika radar– och CI–moder. Omkopplaren har tre lägen: A0 = sektor PPI med syntetisk presentation, A1 = sektor PPI med radarpresentation, A2 = B–skop med radarpresentation. Se även Flik 2 Radar i hemlig del.
Hinderindikerings– (23) omkopplare	Med omkopplaren inkopplas radarn och centralindikatorn i hinderindikeringsmod. Omkopplaren används även för tändning av CI i skede NAV och SPA, mod A0.
Marktrycksinställare (24)	Inställaren påverkar höjdpresentationen i SI och CI när omkopplaren HÖJD CISI står i läge LD.
Vapenväljare (25)	Väljaren inställs före start så att dess läge motsvarar aktuell vapenlast. Väljarens läge definierar tillsammans med J/A–väljaren anfallstyp och därmed SI– och CI–presentation vid anfall.
Omkopplare PULS NORMAL/KORT (26)	Beträffande funktionen, se Flik 2 Radar i hemlig del.

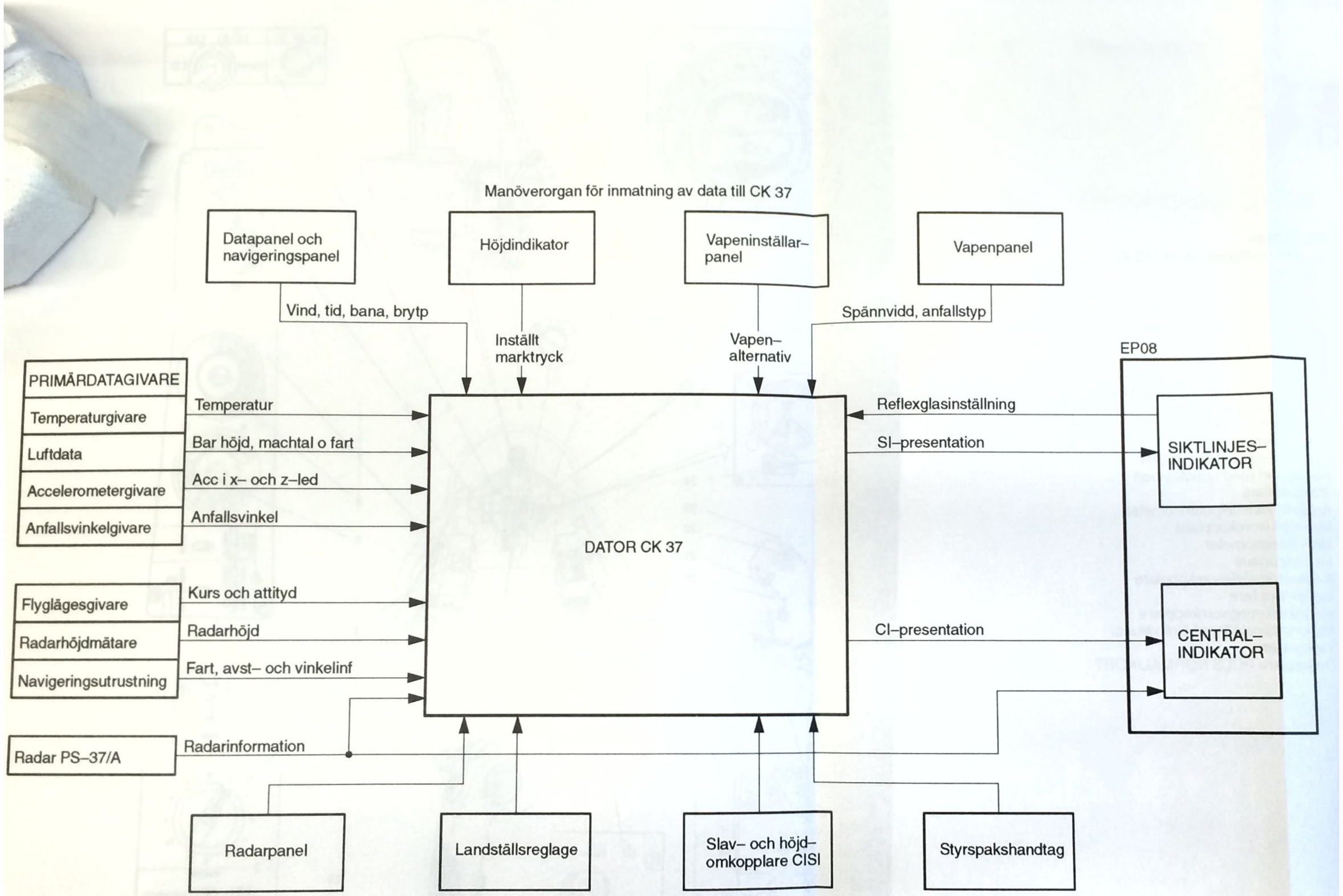
1 Filterreglage
2 Tryckströmställare SA-06 HÖJD
3 Potentiometer LJUS SI
4 Reflexglasomställare SI
5 Omkopplare SLAV, HÖJD CISI
6 Tryckknapp CI-symbol, trimpot. LJUS S och SI_x, SI_y
7 Vapenpanel
8 J/A-väljare
9 Siktningsväljare
10 Strömställare RHM TILL/FRÅN
11 Funktionskontrollväljare
12 Referensomkopplare
13 Säkringsbygel
14 Potentiometer LJUS RADAR
15 Radarpanel med handkontroll
16 Skedesväljare
17 Antennhöjdvinkelpotentiometer
18 Minnesbildsomkopplare
19 MKR-potentiometer
20 Fix-omkopplare
21 Avståndsområdesomkopplare
22 Modomkopplare
23 Hinderindikeringsomkopplare
24 Marktrycksinställare höjdindikator
25 Vapenväljare
26 Omkopplare PULS NORMAL/KORT



(Del av vapeninställarpanel. Placerad i höger apparatrum)

F7–A–A0358–AA–01–P01

Bild 6. Indikatorutrustning EP 08, manöverorgan m m



Manöverorgan för anpassning av EP08–funktionen till aktuell situation.

F7–A–A0283–AA–02

Bild 7. Informationsflöde till indikatorutrustningen, blockschema

4 Presentation

Av beskrivningen i de följande avsnitten framgår bl a att CI och SI ombesörjer presentation av olika informationsslag, eftersom indikatorerna har skilda huvuduppgifter. För att underlätta för flygföraren presenteras dock flygläget på båda indikatorerna.

4.1 Informationsflöde till EP 08

Såväl SI som CI kan arbeta i ett antal olika moder, SI–moder och CI–moder. De olika moderna och modkombinationerna ger indikatorutrustningen erforderlig flexibilitet, eftersom utrustningen härigenom kan anpassa sitt arbetssätt efter uppdragens art och efter de successiva förändringar som sker under ett uppdrag.

Modvalen sker i huvudsak genom CK 37 försorg, baserat på inmatade data före och under flygningen samt utifrån data erhållna från olika givare. Se Bild 7.

4.2 CI–presentation

Centralindikatorn har som huvuduppgift att presentera information från flygplanets radar i form av sektor – PPI, alternativt som B–skopspresentation. Radarbilden presenteras på indikatorns bildrörsenhet i form av svart video, vilket ger en bild med mörka radarekon i varierande gråtoner. Se Bild 8.

PPI–presentationen ges i ett polärt koordinatsystem (vinkel– och avståndsriktig presentation), medan B–skopspresentationen utgörs av ett rätvinkligt koordinatsystem med vinkelangivelse i x–led och avstämd i y–led. B–skopspresentationen blir något förvrängd i jämförelse med PPI–bilden (alltmer expanderad närmare det egna flygplanet).

En del av centralindikatorn utgörs av en kursindikator, som är placerad så att den omger indikatorns bildrörsenhet. Kursindikatorn visar bl a flygplanets aktuella kurs. Se närmare Flik 20 Flyglägesinstrument FLI 37.

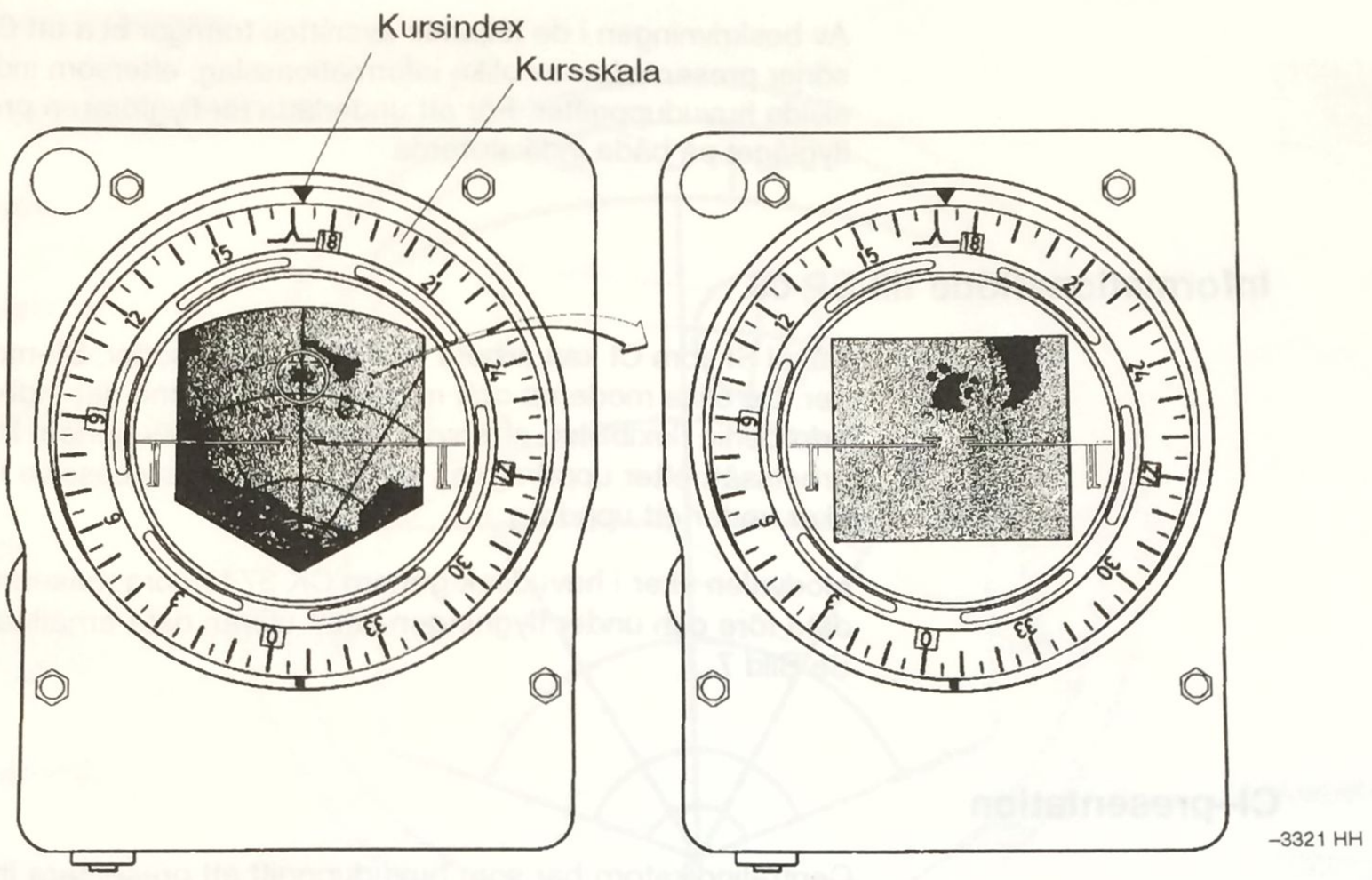


Bild 8. Presentation på centralindikatorn

För att underlätta målspaning och målinmätning presenteras överlagrade på radarbilden ett antal symboler och linjer så att bl a flygläget samtidigt kan övervakas. Dessa är vita resp svarta beroende på om det är bildrörsenhetens symbolkanon eller radarkanon som alstrat presentationen.

I Bild 9 sammanfattas innebörden av vissa linjer och symboler. En fullständigare beskrivning av CI–presentationen ges i hemlig del.

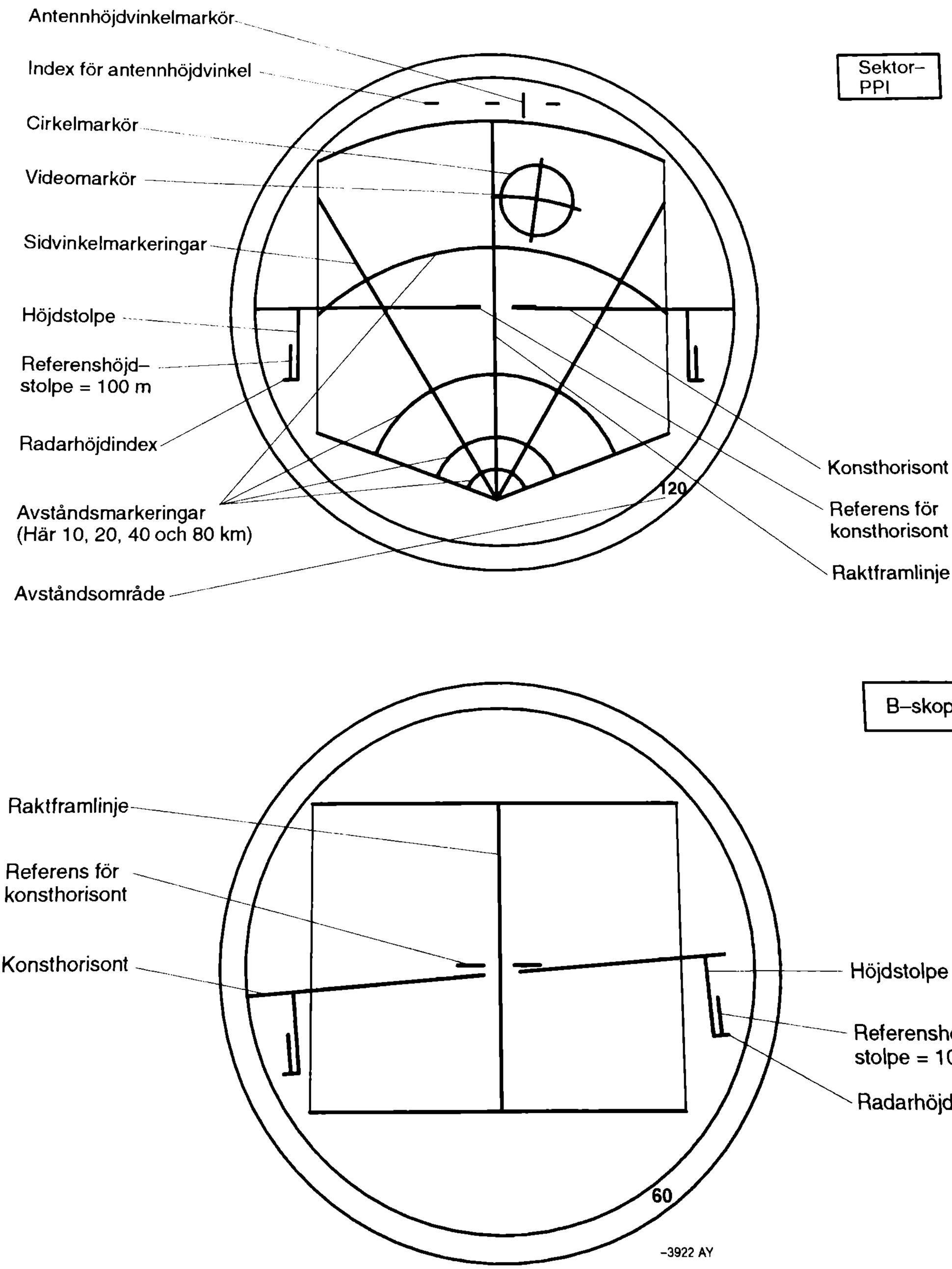


Bild 9. Linjer och symboler i CI–presentation

4.3 SI–presentation

Siktlinjesindikatorn är avsedd för presentation av de väsentligaste styrnings– och navigeringsinformationerna samt huvuddelen av de vid vapeninsats erforderliga informationerna. Presentationen av dessa informationer sker med hjälp av ett flertal symboler som uppspeglas i flygförarens siktlinje.

Anm
I SI–presentationen kan ryck eller "gungningar" på ca 0,1° förekomma. Detta beror på att det typenligt förekommer steg på ca 0,04° i informationen till EP 08 från gyrokalkylatorns AD–omvandlare.

Symbolerna projiceras för seende på oändligt avstånd och utstyrs i en bestämd relation till omvärlden enligt situationsprincipen. Situationsprincipen innebär att flygplanets situation presenteras i förhållande till omvärlden, till skillnad från "styrorderprincipen" som endast anger ett visst relativt styrfel.

Denna presentationsform kommer i närmast tänkbara kontakt med öppen flygning med optisk sikt, varvid skillnaden mellan metodiken för öppen flygning och flygning på SI–information härigenom minskas.

Målsättningen med SI är att det ska kännas helt naturligt att samtidigt utnyttja SI–informationen och den optiska informationen som omvärlden kan ge.

Principerna för symbolutnyttjandet i ett "normalfall" illustreras i Bild 10 vad planflykt beträffar. Med normalfall menas här en presentation som inte avser s k LÅGNAV–mod eller anfallspresentation.

I de följande avsnitten ges en närmare beskrivning av hur de enskilda symbolerna ska tolkas.

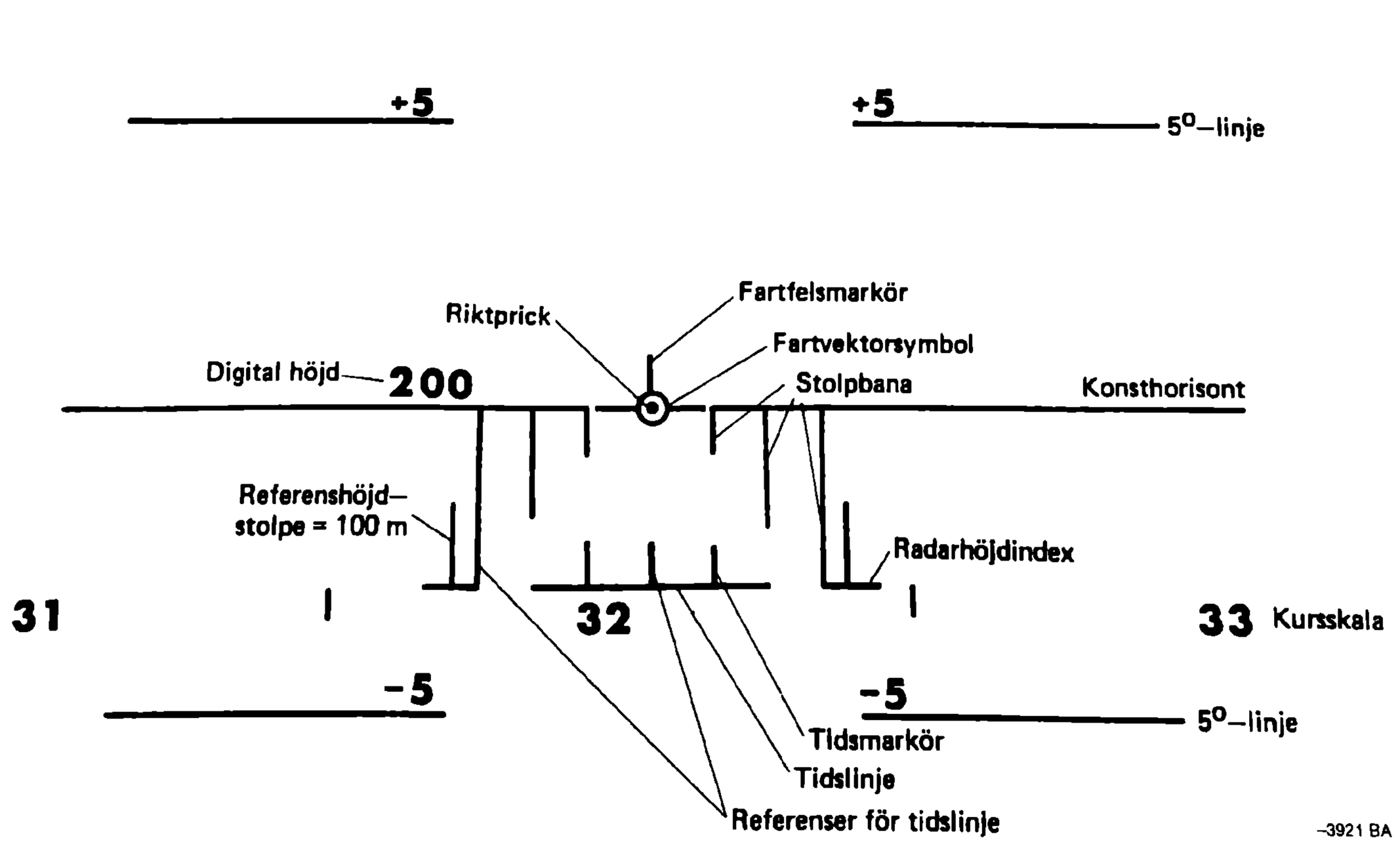


Bild 10. Presentationsprinciper SI, exempel

Den presentation som illustreras av Bild 10 visar ett idealiserat flygfall där följande vinkelstorheter har värdet noll:

α = anfallsvinkel
β = snedanblåsningsvinkel
γ = banvinkel
$\varnothing$ = rollvinkel
Θ = tippvinkel
$\Delta\chi$ = färdvinkelavvikelse

I verkliga flygfall blir SI–presentationen utstyrd på varierande sätt beroende på hur mycket respektive vinkel avviker från nollvärdet. Bild 11, som illustrerar presentation för ett fall där ingen av de ovannämnda vinklarna är noll, visar hur vinkelstorheterna kan avläsas/bedömas.

Vid bedömning av vissa vinklar, t ex snedanblåsningsvinkeln β, utgör en tänkt axel parallell med flygplanets x–axel utgångspunkt. Jämför Avsnitt 2.4.1.2 Dumpningsvinklar. Axelns tänkta skärningspunkt med reflexglaset har därför markerats i Bild 11 (krysset).

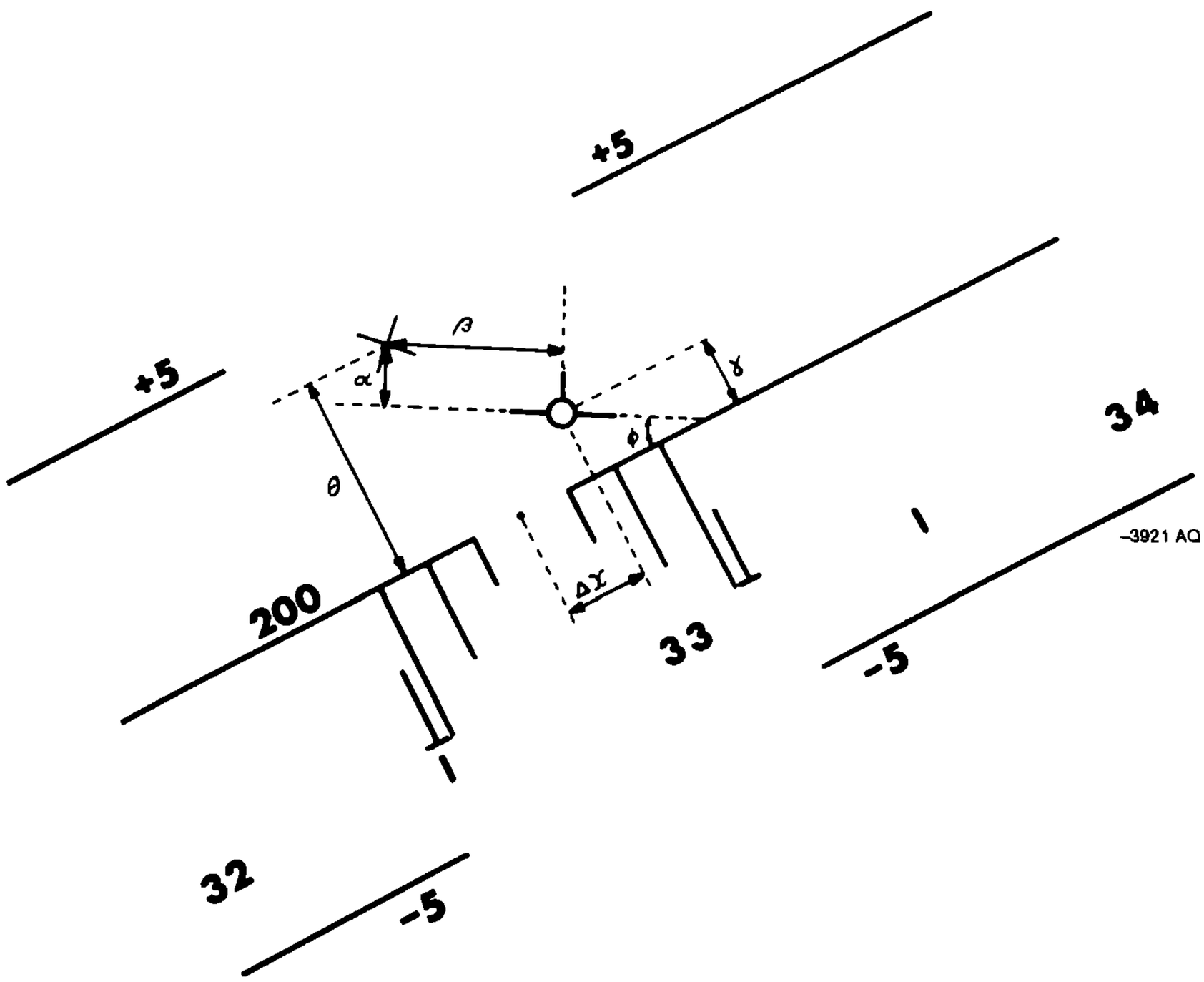


Bild 11. Bedömning av vinkelstorheter

Utgående från kursskalan samt fartvektorsymbol och riktprick i Bild 11 kan även aktuell färdvinkel (≈ 330°) resp bäring till destination (≈ 328°) uppskattas. Med hjälp av krysset i bilden kan dessutom en uppskattning ske beträffande den kurs som föraren för ögonblicket styr (≈ 327°). Om flygföraren under ett pass själv vill göra motsvarande uppskattning av kursen, får han ett relativt osäkert värde, eftersom han måste använda flygplanets symmetriplan i stället för "krysset" som utgångspunkt.

4.3.1 Omvärldsmodell

En modell av omvärlden i form av en konsthorisont med riktprick och 5°–linjer ingår ofta som en grundläggande del i SI–presentationen.

Konsthorisonten är en situationssymbol som upptar en synvinkel av ≈ 20° och i navigeringsmoder uppvisar en lucka om 2°.

Konsthorisonten utstyrs så att den vid flygning på lägsta höjd kommer att ligga överlagrad på omvärldshorisonten. Vid flygning på högre höjder kommer på grund av jordytans krökning omvärldshorisonten att synas under konsthorisonten.

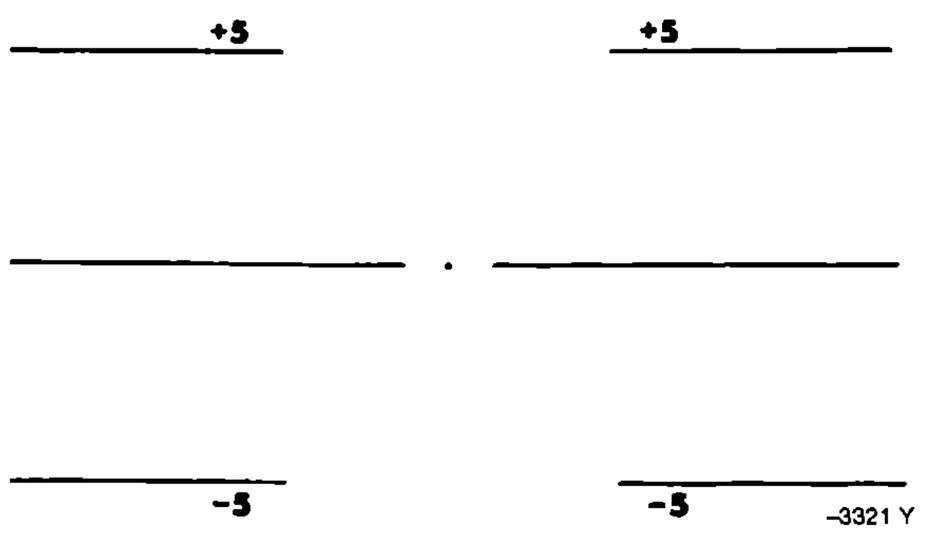


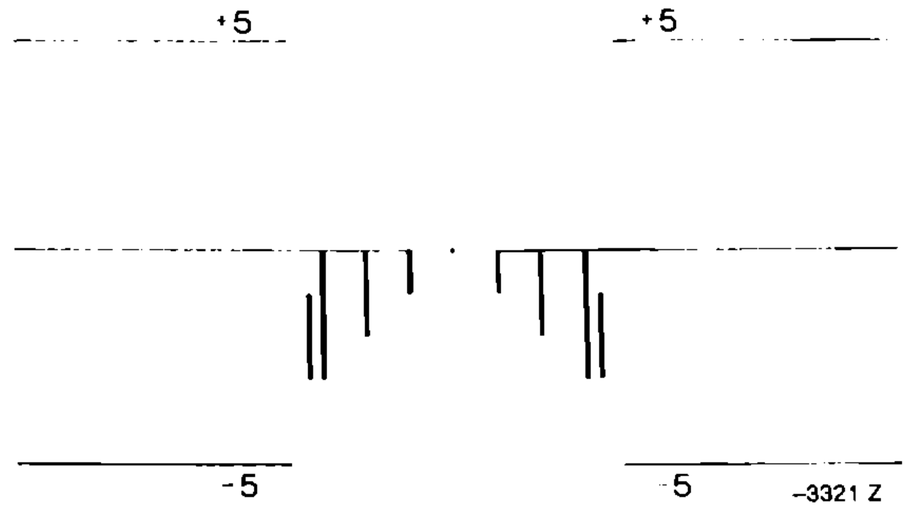
Bild 12. Omvärldsmodell

4.3.2 Stolpbana med referenshöjdstolpar

Stolpbanan består av 6 st linjer som med riktpricken bildar en symbolisk allé där fotpunkterna kan antas stå på marken och toppunkterna anger en kommenderad flyghöjd, se Bild 13. När aktuell flyghöjd är lika med kommenderad flyghöjd tangerar stolparnas toppunkter konsthorisonten. Då ytterstolparna är förskjutna uppåt 3° från normalläget är aktuell flyghöjd = 0.

Ytterstolparna kan normalt förskjutas nedåt 3° från normalläget. Vid planémod, då höjdfelet visas relativt de undre 5°–indexen, ändras begränsningen så att 8° förskjutning kan förekomma. Avståndet från riktpricken till de tre stolpparen är 1°, 2° resp 3°. Stolparna har motsvarande utsträckning i höjd.

Utanför ytterstolparna är ett par referenshöjdstolpar placerade vilka tjänstgör som skala för avläsning eller bedömning av kommenderad höjd. Referenshöjdstolparnas längd motsvarar alltid 100 m. Referenshöjdstolparna släcks när kommenderad flyghöjd överstiger 500 m.



Aktuell flyghöjd = Komm. flyghöjd

Bild 13. Höjdstolpbana

Begränsningen av förskjutningen till 3° nedåt innebär att kommenderad höjd automatiskt sätts minimum lika med halva den aktuella höjden. Den kommenderade höjden följer alltså så småningom efter den aktuella höjden vid stigning. Vid dykning maximeras på liknande sätt den kommenderade höjden till dubbla den aktuella höjden, dock minst till 50 m.

Då kommenderad höjd överstiger 500 m kompletteras dessa begränsningar genom att kommenderad höjd minimeras till aktuell höjd minus 500 m respektive maximeras till aktuell höjd plus 250 m. Den kommenderade höjd som gällde när någon av dessa begränsningar trädde i funktion, sparas i datorn och sätts som höjdkommando när flygplanet åter har närmat sig den ursprungliga kommenderade höjden så mycket att höjdkommandot går ur begränsningen.

4.3.3 Fartvektorsymbol

En fpl–liknande symbol som anger fartvektorns riktning sedd mot den yttre omvärlden. Fartvektorsymbolen består av en kropp med diametern 0,5° samt två vingar med spännvidden 2°. Om fartvektorsymbolen "flygs" mot riktpricken erhålls horisontell flygning som leder mot inknappad destination. Vid start har denna symbol annan innebörd (attitydsymbol).

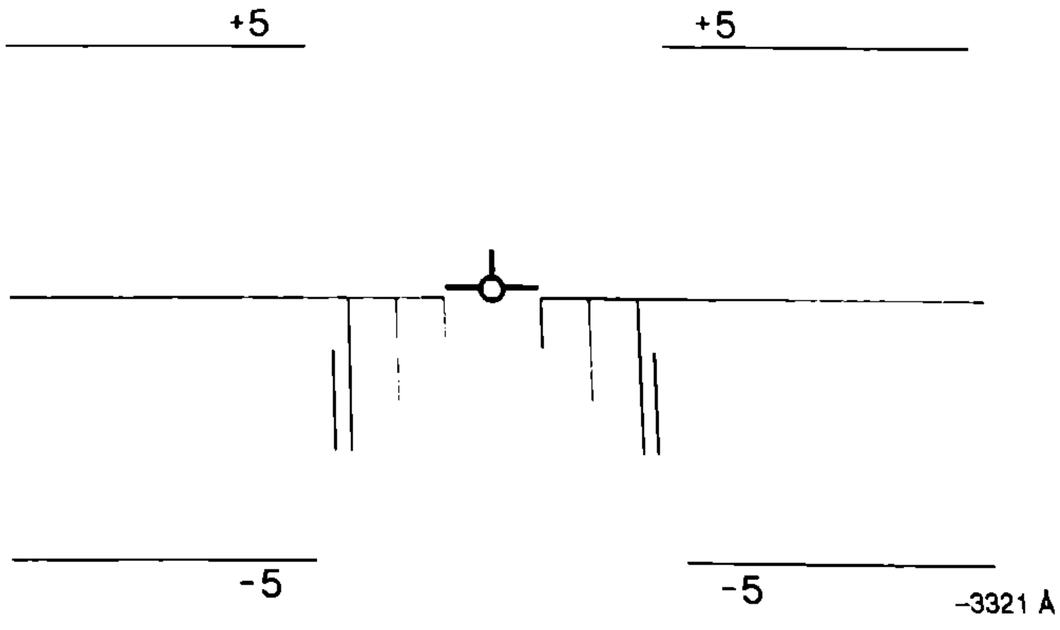


Bild 14. Fartvektorsymbol

4.3.4 Tids–/avståndslinje med markörer

Tids–/avståndslinjen benämns "tidslinje" när dess längd representerar tid (och även flygplanets hastighet vid start).

När linjens längd representerar avstånd benämns den "avståndslinje".

4.3.4.1 Tidslinje

Tidslinjen har följande funktioner:

- Vid start anger tidslinjen med markörer flygplanets hastighet. Markörerna är utstyrda 2° från mittindex. Tidslinjen växer då flygplanets hastighet ökar. När linjen når markörerna har flygplanet nått rekommenderad rotationsfart, se Bild 22.
- Tidslinjen utan markörer anger, i skede NAV och SPA, tid kvar till destination. Linjen tänds när 60 s återstår, och har då en längd av 3° på var sida om mittindex. Avståndet från den krympande tidslinjens ändpunkter till mittindex anger tid kvar till destination, se Bild 15.
- Tidslinjen med markörer anger, i skede NAV och SPA, tid kvar till åtgärd. Markörerna är utstyrda 1° från mittindex. Linjen tänds fullt utstyrd när 40 s återstår till åtgärden och när linjen når markörerna ska åtgärden utföras, se Bild 16.
- Vid CCIP–anfall anger tidslinjens längd bombens falltid och markörerna anger bombens armeringstid.
- I skede LANDN NAV anger tidslinjen tidpunkt för plané, dels mot landningsbrytpunkten LB, dels mot sättningspunkten LF, se Bild 16.

4.3.4.2 Avståndslinje

Avståndslinjen har följande funktioner:

- Vid anfall med arak, akan eller bomber mot markmål, anger avståndslinjen inmätt målavstånd. Markörerna anger kortaste avstånd för eldöppning, se Bild 17.
- Vid anfall med RB 04 visar avståndslinjen fällintervallet.
- Vid anfall med akan eller RB 05 mot luftmål anger avståndslinjen radaruppmätt målavstånd och markörerna anger rekommenderat skjutavstånd, se Bild 17.
- Vid anfall med lysbomber anger avståndslinjen avstånd till mål. Markörerna representerar upptagningsavståndet.
- Vid anfall med IR–RB visar avståndslinjen skjutintervallet och linjens längd är en funktion av radaruppmätt målavstånd.

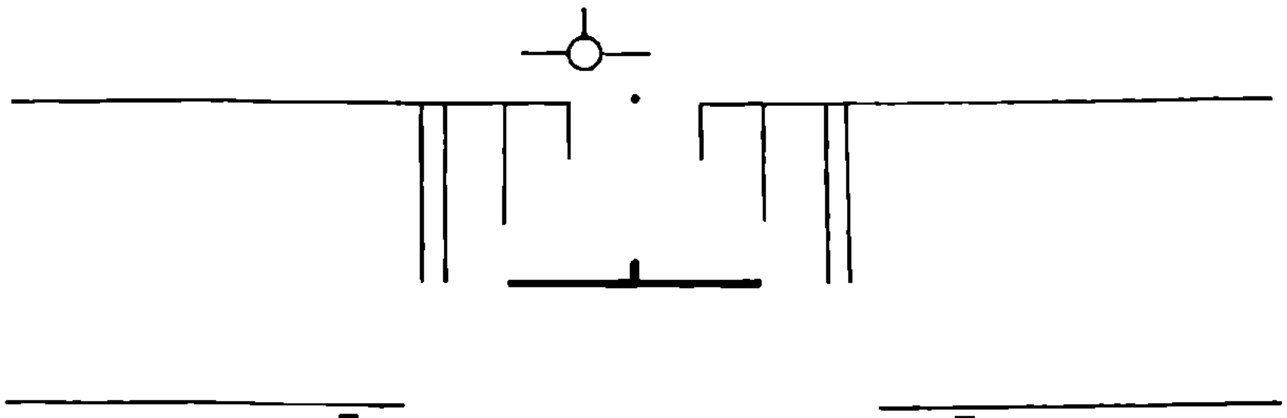


Bild 15. Tidslinje utan markörer

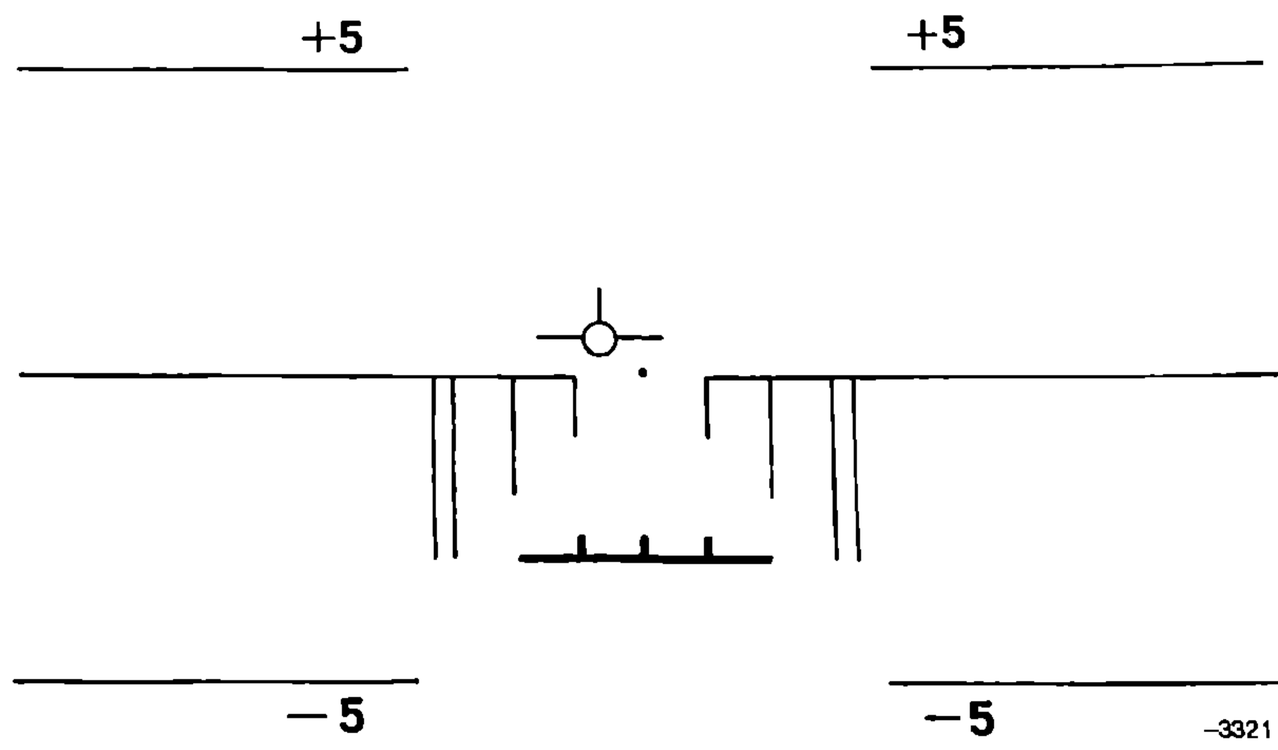


Bild 16. Tids–/avståndslinje med markörer

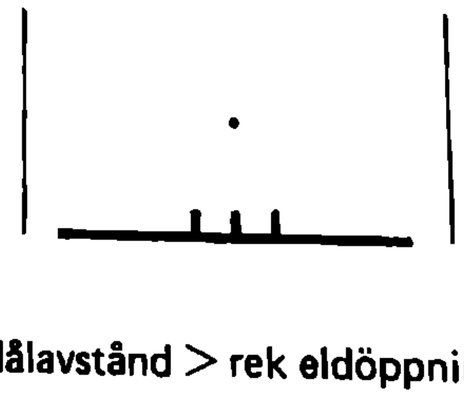


Bild 17. Eldgivningsmarkering på avståndslinjen

4.3.5 Digital höjd

Digital höjd presenteras med tre siffror normalt placerade till vänster om stolpbanan över konsthorisonten eller över glidbanelinjen då denna visas.

Höjd mellan 0 och 995 m anges i m med tre siffror varav entalssiffran alltid är en nolla (000 — 990). Höjd mellan 995 och 9950 m anges i km med två siffror, skilda med ett kommatecken (1,0 — 9,9). Från 10000 m och uppåt ska 10 km adderas till avläst värde. Exempelvis kan avläst värde 1,2 avse antingen höjden 1200 m eller 11200 m.

Negativa höjdvärden ned till –95 m kan presenteras. Det görs med minustecken följt av två siffror, t ex –10.

Då riktpricken befinner sig mer än 2° till vänster om x–axeln presenteras den digitala höjden till höger om stolpbanan, se Bild 18. Återställning sker då riktpricken ligger till höger om x–axeln. -2

Vid siktespresentation anger högerläge på höjdsiffrorna att avtryckaren hålls intryckt.

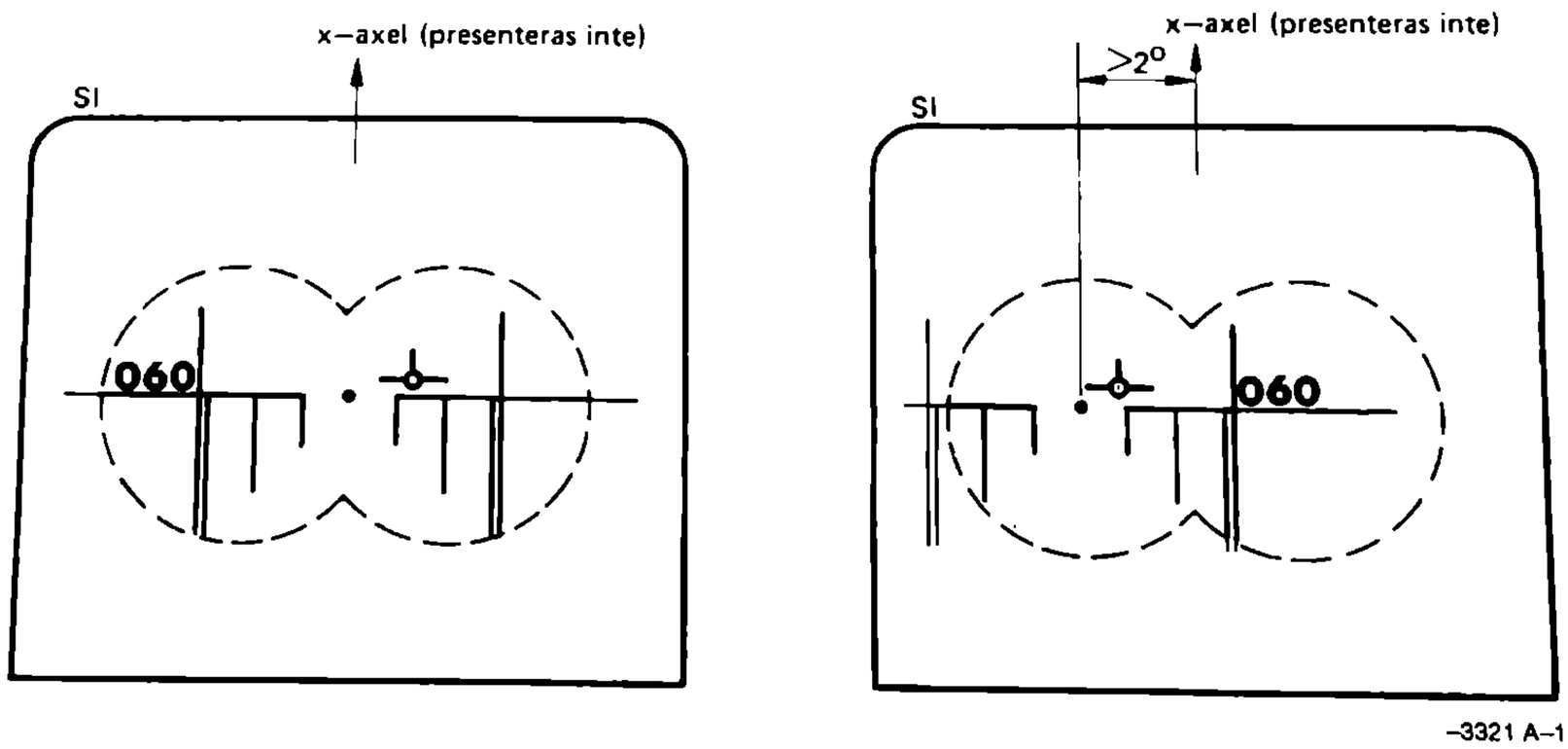


Bild 18. Digital höjd

4.3.6 Kursskala

Kursskalan består av tre grupper om två siffror angivande dekagrader. Mitt emellan dessa siffror utritas 5°–index. Alla siffror och index är dock inte synliga samtidigt, se Bild 19.

Kursskalan befinner sig i navigeringsskede omedelbart under ytterstolparnas fotpunkter (dvs även under tidslinjen då denna är tänd).

I landningsskede befinner sig kursskalan omedelbart under konsthorisonten.

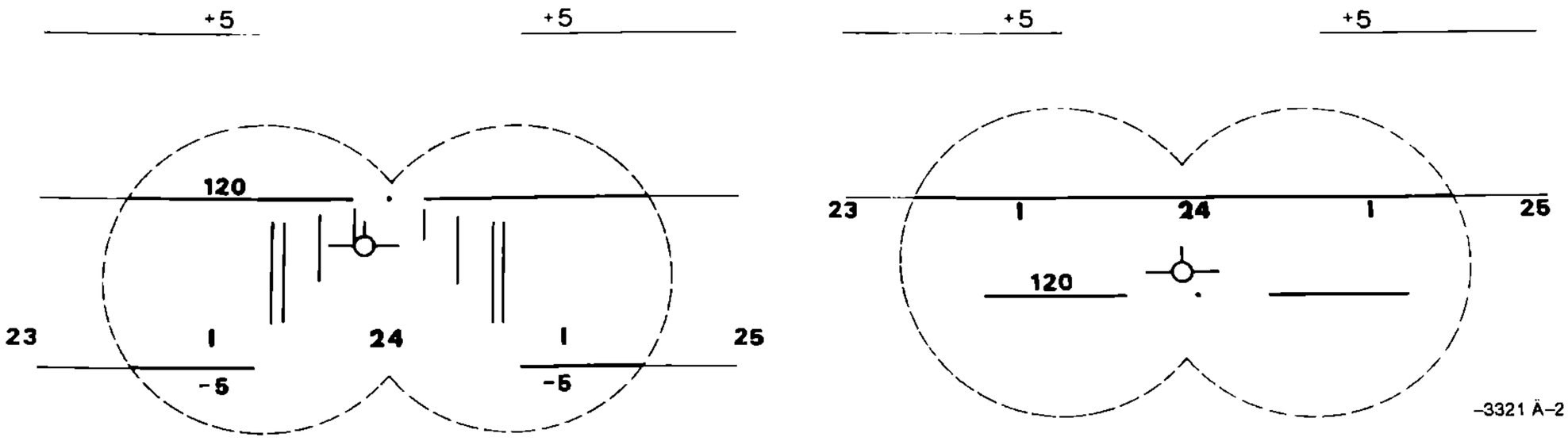


Bild 19. Kursskala

4.3.7 Radarhöjdindex

Radarhöjdindex anger avvikelser mellan i CK37 beräknad flyghöjd och ofiltrerad radarhöjd. Radarhöjdindex, som är 0,5° långt, glider längs referenshöjdstolparna och avläses mot dessa eller mot ytterhöjdstolparna.

Bild 20 visar en höjdskillnad av 20 m och den uppmätta radarhöjden är således 80 m.

Maximalt utstyrningsområde för radarhöjdindex är ± 3° från normalläge vid ytterstolparnas fotpunkter. Indexen är tända endast då RHM är i funktion och arbetar inom sitt arbetsområde.

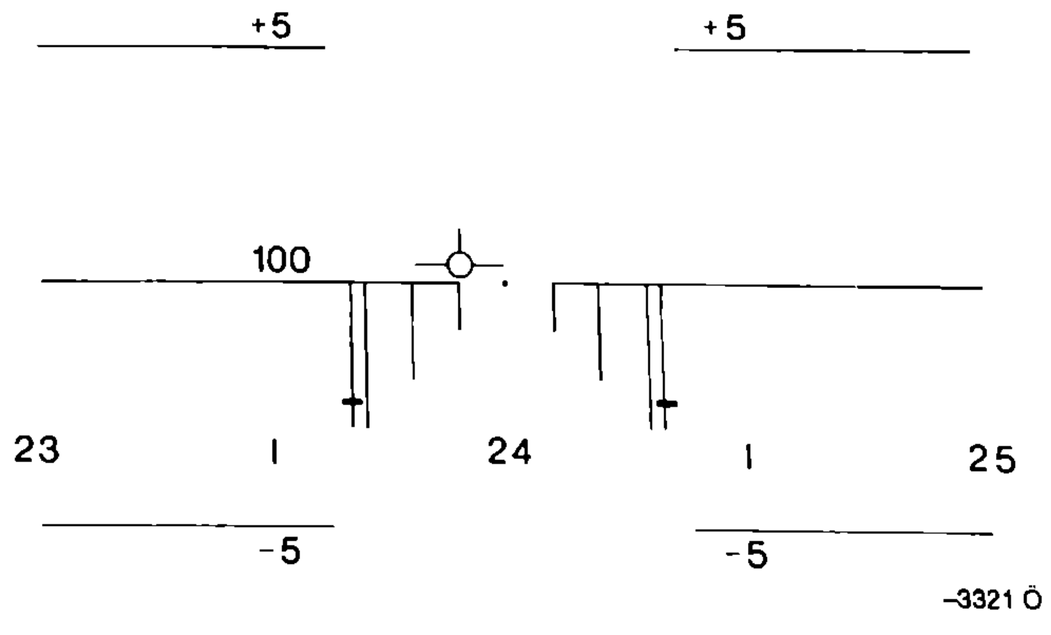


Bild 20. Radarhöjdindex

4.3.8 Fartfelsmarkör

Fartfelsmarkören utgörs av fenan till fartvektorsymbolen och styrs ut relativt denna.

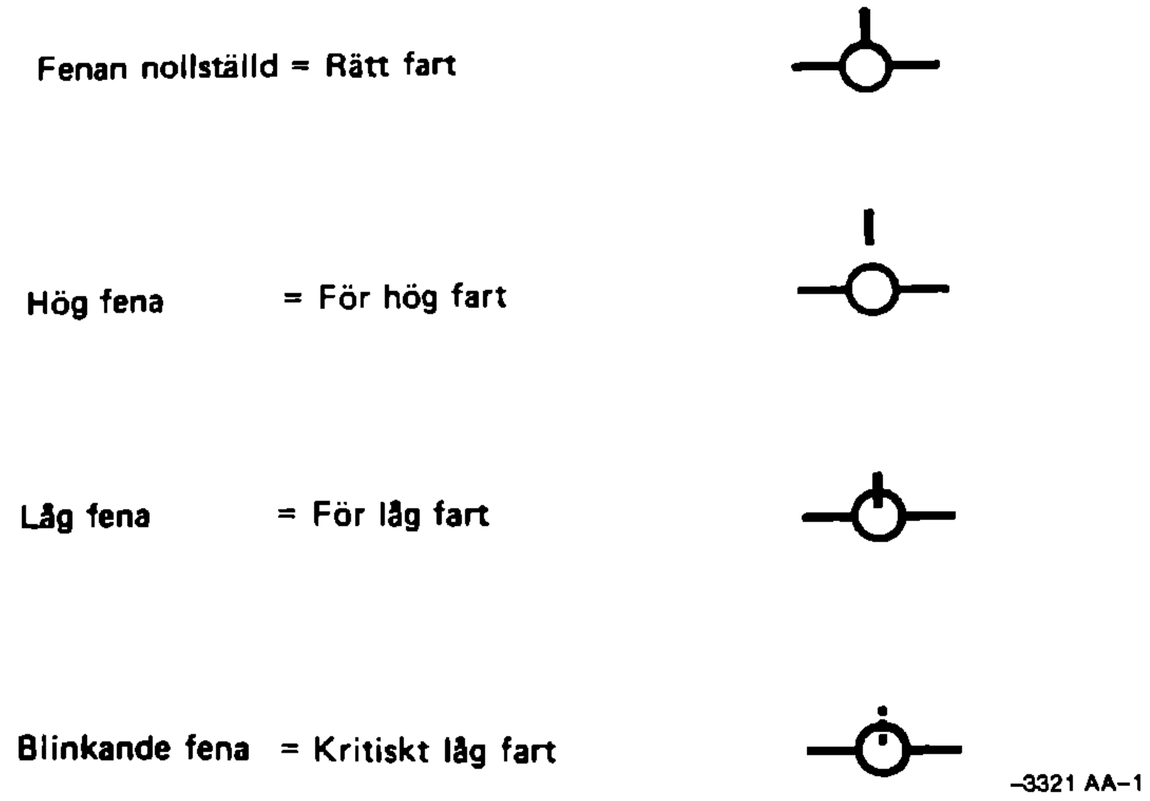


Bild 21. Fartfelsmarkör

Fartfelsmarkören är 0,5° lång och har ett maximalt utstyrningsområde på ± 0,5°.

I skede NAV anger fartfelsmarkören avvikelse från rekommenderad fart för erhållande av förutbestämd tid vid ett mål förutsatt att tidhållning tillämpas (se Flik 24 Navigeringssystem, Tid–bränslefunktionen).

I skede NAV är fartfelsmarkören nollställd efter sista anfallet för vilket tidhållning tillämpas.

För att underlätta eventuell fartkontroll under landningen är fartfelsmarkörens dynamik uppsnabbad med inmätt horisontalacceleration.

I skede LANDN NAV eller P/0 anger fartfelsmarkören avvikelse från AFK referensfarter enligt följande:

- Landställsreglage i läge IN (A) ger en referensfart av 550 km/h.

  Anm
  Maximal utstyrning av fartfelsmarkören motsvarar en avvikelse från referensfart med 37 km/h.

- Landställsreglage i läge UT (B) ger en referensfart motsvarande anfallsvinkeln 12°. Vid intryckning av strömställaren α 15,5°, erhålls en referensfart motsvarande anfallsvinkeln 15,5°.

  Anm
  Maximal utstyrning av fartfelsmarkören motsvarar en avvikelse från referensanfallsvinkeln med 3,3°.

Fartfelsvarning, dvs kritiskt låg fart i läge UT (B), markeras med blinkande fena. Vid landning med α 12° inträffar detta när fenan styrs ut en fenlängd. Om α 15,5° valts, blinkar fenan vid utstyrning 0,75 fenlängd.

4.3.9 Presentation vid start och landning

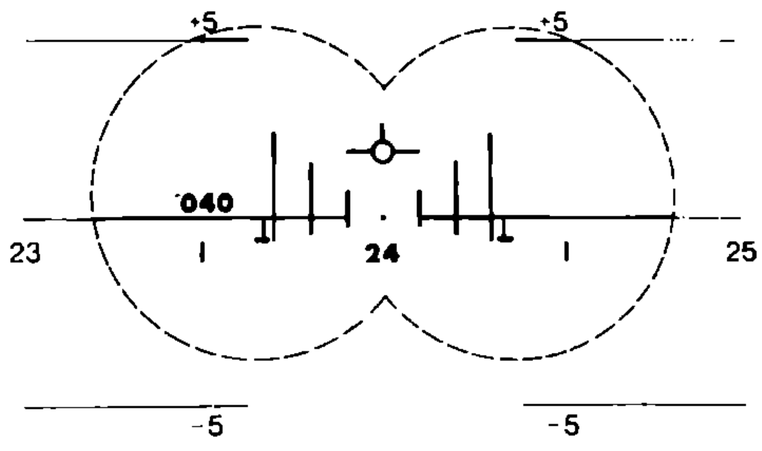
4.3.9.1 Information för start

Under start presenterar fartvektorsymbolen flygplanets attityd (attitydsymbol) vilket indikeras av att symbolens fena är släckt.

Då flygplanet rullar på banan ligger attitydsymbol, tidslinje och kursskala dumpade 10° under horisonten, se Bild 22. Kommenderad färdvinkel (riktpricken) är låst till flygplanets x–axel.

Flygplanet rullar på banan

Under rotation (4° tippvinkel)



Efter lättning

–3321 AB–1

Bild 22. SI–presentation, start

Tidslinjen växer med flygplanets fart då det rullar på banan. När tidslinjen når tidsmarkörerna ska flygplanet roteras.

Om attitydsymbolen vid rotation "lyfts" till horisonten erhålls 10° rotation. Om symbolen "lyfts" till stolpbanans toppunkter erhålls 13° rotation.

När flygplanets attityd överstiger 5°, släcks tidslinjen och kursskalan flyttas till sin normala plats. Samtidigt presenteras radarhöjdindex.

Under startskedet är kommenderad höjd 500 m.

Då flygplanet uppnått farten M 0,35 eller banvinkeln överstiger 3° upphör startpresentationen, vilket innebär att fartvektorsymbolen presenterar flygplanets fartvektor. Detta indikeras av att fartvektorsymbolens fena tänds.

Omkoppling till LANDN NAV eller PAR/OPT under startskedet ger bortkoppling av startpresentation och inkoppling av landningspresentation.

4.3.9.2 Information för landning

LANDN NAV

Vid inflygning för landning utgörs presentationen av en linje som anger glidbanan mot sättpunkten. Linjen befinner sig 2,87° under konsthorisonten och följer dess rörelse. I anslutning till glidbanelinjen presenteras stolpbanan med referenshöjdstolpar. Stolpbanan anger avvikelse från nominell glidbana.

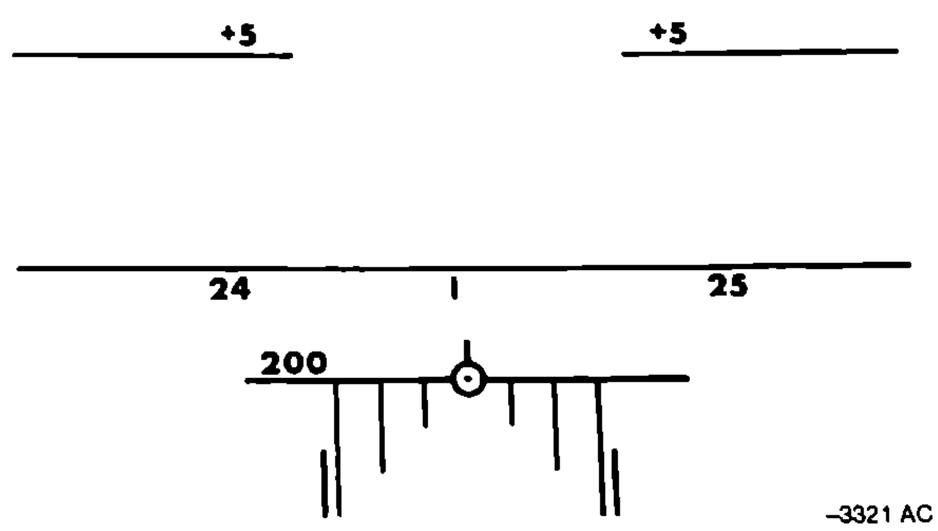


Bild 23. SI–presentation, LANDN NAV

LANDN P/O (optisk)

Presentation som vid LANDN NAV med undantag av stolpbanan.

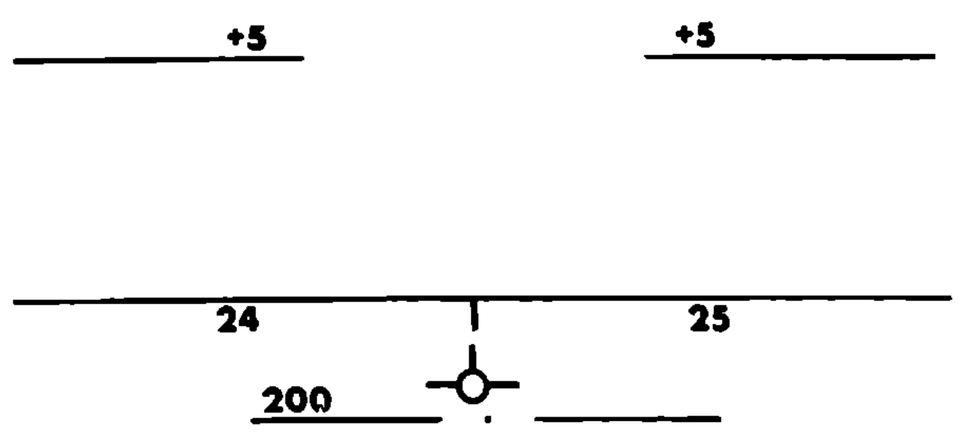


Bild 24. SI–presentation, landning optiskt

4.3.10 LÅGNAV–mod

Vid flygning på höjder under 100 m kan föraren koppla in en reducerad SI–presentation, samtidigt som en höjdupplösning av 5 m i stället för 10 erhålls i den digitala höjdpresentationen.

I LÅGNAV–mod släcks stolpbanan, referenshöjdstolpar, radarhöjdindex, tidslinje och markörer och kursskalan styrs utanför synfältet varvid följande presentation erhålls i SI, (på CI släcks motsvarande symboler.)

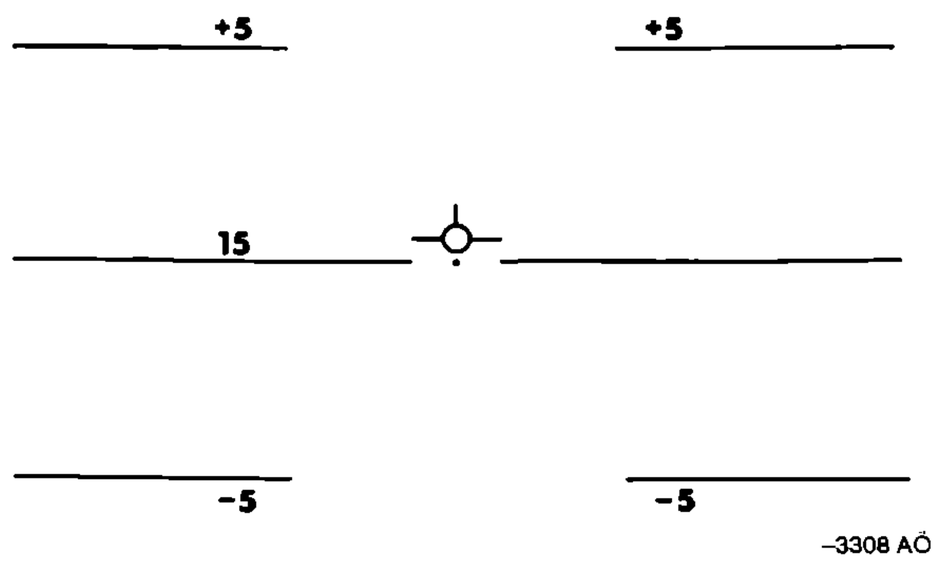


Bild 25. SI–presentation, LÅGNAV–mod

LÅGNAV–moden kopplas in när samtliga nedanstående villkor är uppfyllda:

- SLAV–SI–omkopplaren står i läge T.
- NAV–presentation föreligger (dock ej skede LANDNING).
- Startskede slut.
- $H_M < 97{,}5$ m.

Presentationen vid LÅGNAV–mod kompletteras vid vissa vapenval med avståndslinje med markörer och kursskala.

Genom intryckning av referensomkopplaren på styrspaken, kan i LÅGNAV–mod kursskalan styras upp i SI synfält, och med ytterligare en intryckning styras utanför synfältet. Refomkopplaren påverkar ej övrig presentation. Refomkopplaren har ingen funktion då avståndslinje/markörer är tända av annan anledning.

4.3.11 Presentation vid anfall

Se hemlig del.

4.3.12 Släckning av presentationen

SI–presentationen släcks i navigerings– och landningsmod när banvinkelns belopp överstiger 15°, och tänds åter när beloppet av vinkeln understiger 12°.

5 Funktionsövervakning

Indikatorutrustningen EP 08 är utrustad med kretsar som dels övervakar symbolpresentationen och dels skyddar utrustningen så att felvarningen inte leder till allvarliga sekundära fel. Vid felfunktion hos indikatorutrustningen eller vissa primärdatagivare upphör presentationen helt eller delvis. Dessa fel och deras inverkan på indikatorutrustningen presenteras i Flik 28 Funktionsövervakning.

6 Funktionskontroll

Med funktionskontrollen görs en kontroll av utrustningen med vissa intervall. Avsikten är att med hög sannolikhet avgöra om indikatorutrustningen är duglig för avsett uppdrag.

Funktionskontrollen utgörs av ett antal delkontroller som initieras av ff/mek varigenom erforderliga program i CK 37 startas och viss testanordning i PS–37/A och FLI 37 inkopplas.

4.3.10 LÅGNAV–mod

Vid flygning på höjder under 100 m kan föraren koppla in en reducerad SI–presentation, samtidigt som en höjdupplösning av 5 m i stället för 10 erhålls i den digitala höjdpresentationen.

I LÅGNAV–mod släcks stolpbanan, referenshöjdstolpar, radarhöjdindex, tidslinje och markörer och kursskalan styrs utanför synfältet varvid följande presentation erhålls i SI, (på CI släcks motsvarande symboler.)

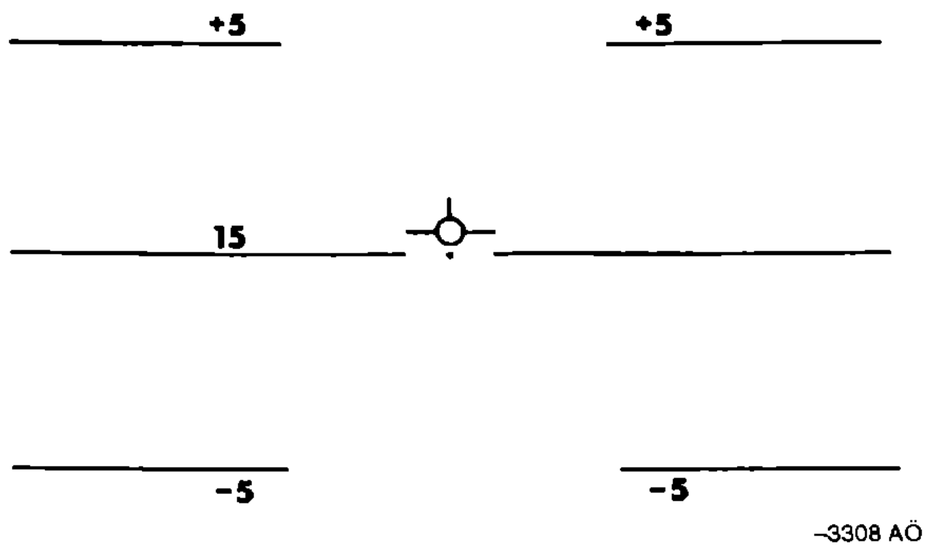


Bild 25. SI–presentation, LÅGNAV–mod

LÅGNAV–moden kopplas in när samtliga nedanstående villkor är uppfyllda:

- SLAV–SI–omkopplaren står i läge T.
- NAV–presentation föreligger (dock ej skede LANDNING).
- Startskede slut.
- $H_M < 97{,}5$ m.

Presentationen vid LÅGNAV–mod kompletteras vid vissa vapenval med avståndslinje med markörer och kursskala.

Genom intryckning av referensomkopplaren på styrspaken, kan i LÅGNAV–mod kursskalan styras upp i SI synfält, och med ytterligare en intryckning styras utanför synfältet. Refomkopplaren påverkar ej övrig presentation. Refomkopplaren har ingen funktion då avståndslinje/markörer är tända av annan anledning.

4.3.11 Presentation vid anfall

Se hemlig del.

4.3.12 Släckning av presentationen

SI–presentationen släcks i navigerings– och landningsmod när banvinkelns belopp överstiger 15°, och tänds åter när beloppet av vinkeln understiger 12°.

5 Funktionsövervakning

Indikatorutrustningen EP 08 är utrustad med kretsar som dels övervakar symbolpresentationen och dels skyddar utrustningen så att felvarningen inte leder till allvarliga sekundära fel. Vid felfunktion hos indikatorutrustningen eller vissa primärdatagivare upphör presentationen helt eller delvis. Dessa fel och deras inverkan på indikatorutrustningen presenteras i Flik 28 Funktionsövervakning.

6 Funktionskontroll

Med funktionskontrollen görs en kontroll av utrustningen med vissa intervall. Avsikten är att med hög sannolikhet avgöra om indikatorutrustningen är duglig för avsett uppdrag.

Funktionskontrollen utgörs av ett antal delkontroller som initieras av ff/mek varigenom erforderliga program i CK 37 startas och viss testanordning i PS–37/A och FLI 37 inkopplas.

Dator CK 37

Innehåll

Sida

1 Allmänt 3
1.1 Beteckningar och terminologi 6

2 Apparatenheter CK 37 6
2.1 Kraftenheten 6
2.2 Logikenheten 6
2.3 In– utenhet med komplement 6
2.4 Multiprocessorenheten 7

3 Programvara CK 37 7
3.1 Programidentifiering 9
3.2 Huvudcykelprogram 9
3.3 Standardprogram 12
3.4 Avbrottsprogram 12
3.5 Tillfälliga program 13

Bilder

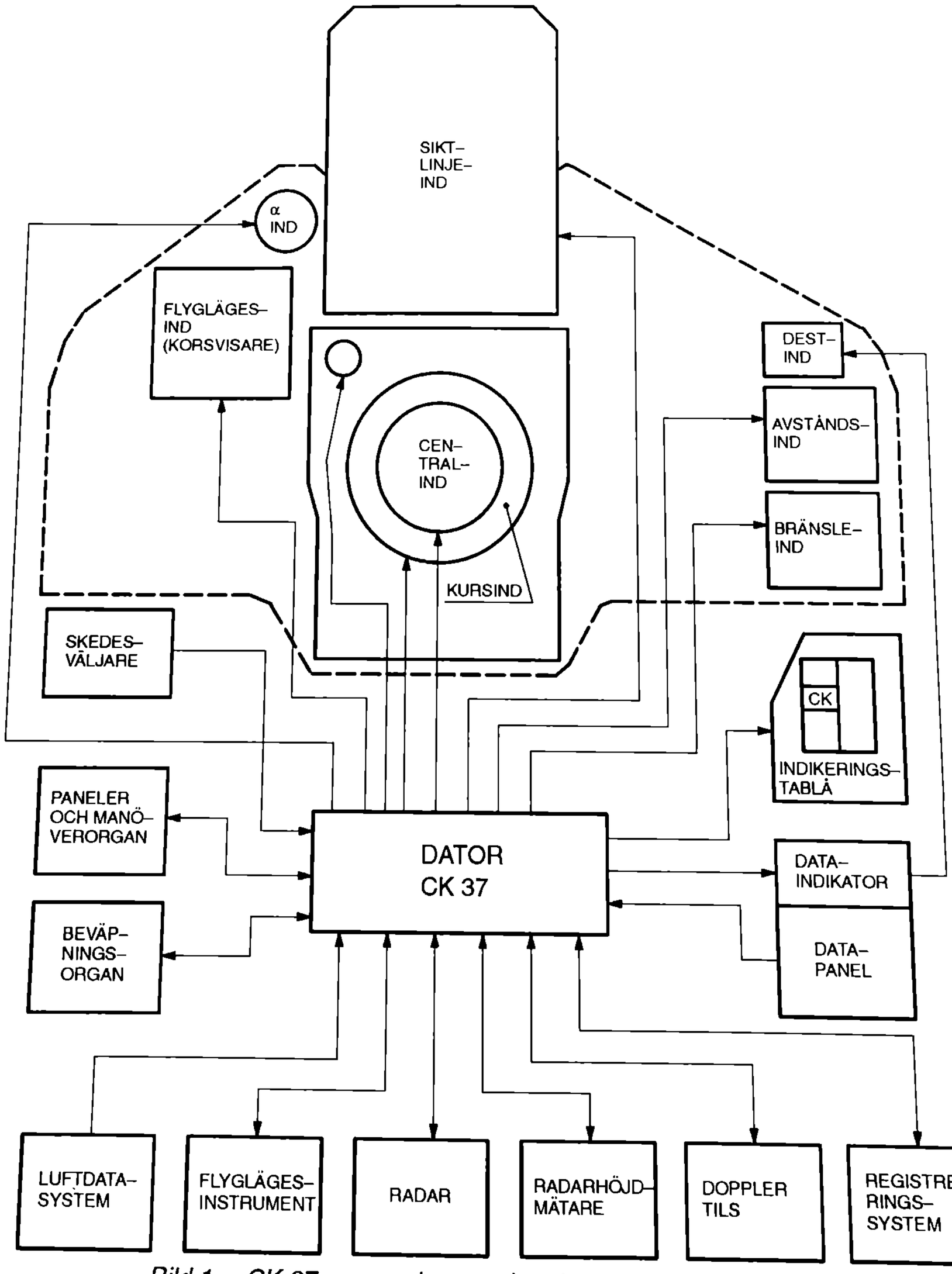
Sida

1 CK 37, samverkan med andra system, blockschema 3
2 Dator CK 37, ingående enheter 5
3 CK 37–program, blockschema 8
4 Exempel på identifiering (AJS–program nr 18–1) 9
5 Informationsflödet i en del av den centrala databehandlingen, princip 15

1 Allmänt

Dator CK 37 utgör en central enhet i flygplanet med kopplingar till de flesta flygplansystemen. Se Bild 1. Datorn medverkar genom beräkningsmässiga, logiska och administrativa uppgifter i ett stort antal av flygplanets funktioner.

CK 37 är programmerad för att utföra beräkningar avseende primärdata, presentation och navigering (inklusive tid– och bränsleberäkning) såväl som siktes– och vapenberäkningar. Även funktionsövervakning och funktionskontroll av samverkande utrustningar utförs av datorn. Dessutom används CK 37 för olika registreringsfunktioner samt under prestandakontroll och fellokalisering med teletestbil.



–3959 AC–2

Bild 1. CK 37, samverkan med andra system, blockschema

Ur funktionssynpunkt kan CK anses bestå av bl a ett antal separata processorer och internminnen samt interna bussförbindelser för kommunikation inbördes.

Grundläggande för CK–funktionen är också dess avbrottssystem, som hanterar flera olika slag av avbrott. Avbrotten kan vara periodiska eller händelsestyrda. Ett antal olika prioriteringsnivåer är styrande vid avbrottshanteringen. Vid ett avbrott vidtas olika CK–initierade åtgärder av speciellt slag, varefter CK återupptar det avbrutna arbetet.

Funktionssäkerheten i CK bygger till viss del på att datorn kontinuerligt övervakar en del av sina egna parametrar, bl a temperatur och spänningsnivåer. Om exempelvis kraftbortfall skulle inträffa, kopplar CK automatiskt in reservkraft från en egen batterienhet. Därigenom förhindras att vissa minneskretsar tappar sin information.

Datorn kan anses vara uppbyggd av fyra apparatenheter och två externa anpassningsenheter (MEP och multiplexbox). Anpassningsenheterna utgör ett speciellt komplement till in–utenheten i CK 37. En närmare beskrivning ges i Avsnitt 2 Apparatenheter CK 37. De fyra apparatenheterna är (Se Bild 2):

- Kraftenhet KE
- Logikenhet CEL
- In– utenhet IU
- Multiprocessorenhet MPE

CK 37 för AJS är resultatet av en vidareutveckling av CK 37 för AJ/SK/SH/SF och innebär kraftigt utökad datorkapacitet och kommunikationsförmåga. De flesta nya och förstärkta faciliteter har lokaliserats till multiprocessorenheten (MPE), vilken i AJS37 ingår som en utbytesenhet till CK 37. Funktionsmässigt ersätter MPE helt en tidigare CK–enhet, minnesenhet CEM. Den är även fysiskt lokaliserad på samma plats och har tilldelats samma beteckning (M01–010).

Även MPEs kraftförsörjning bygger på samma grund som gällde för CEM och går liksom för CEL och IU via KE.

CK fullgör sina uppgifter med hjälp av ett antal delprogram som tillsammans bildar applikationsprogrammet (AJS37–applikationen). Delprogrammen finns utplacerade i olika delar av CKs minne efter att applikationsprogrammet har lästs in (laddats). De flesta delprogrammen exekveras under normal operativ verksamhet, t ex landning och anfall och de betecknas "ordinarie delprogram". I fortsättningen används ofta beteckningen program i stället för den längre beteckningen delprogram om ingen risk för missförstånd finns.

Bortsett från ett fåtal program, vars funktion är av allmän karaktär, så är de flesta programmen i applikationsprogrammet klart uppgiftsorienterade. Som exempel kan nämnas radarpresentationsprogrammet RP och siktes– och vapenprogrammet SV.

Rent generellt är snittet mellan CK och dess omvärld både omfattande och komplext.

Flygföraren har ett mycket omfattande snitt mot CK 37 och de funktioner som utnyttjar datorn. Huvuddelen av detta snitt är indirekt till sin karaktär. Exempelvis medför intryckning av en brytpunktsknapp på navigeringspanelen att informationen i destinationsindikatorn förändras.

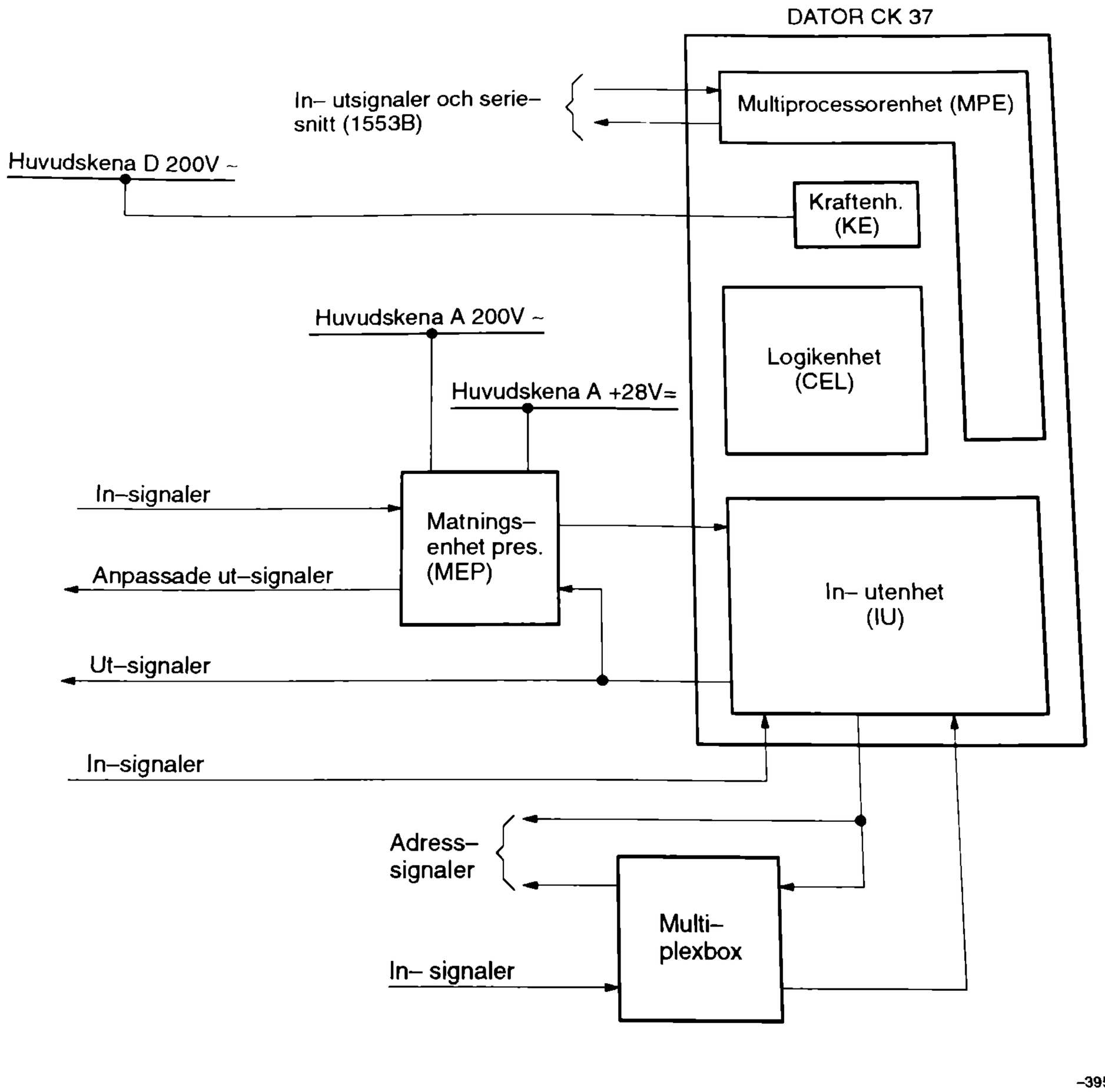


Bild 2. Dator CK 37, ingående enheter

Som ett mer direkt snitt mot datorn fungerar datapanelen. Med dess hjälp kan föraren medelst tangenter mata in information till CK och på panelens dataindikator läsa ut information som finns lagrad i CK.

I varje snitt ska dataöverföring kunna ske, endera som analog eller som digital överföring. Vid den digitala överföringen sker kommunikationen enligt parallell eller seriell princip och för vissa CK–snitt utnyttjas standarder enligt följande:

- Seriell kommunikation enligt MIL–STD–1553B
- Seriell kommunikation enligt standard EIA RS–422–A
- Seriell kommunikation enligt standard EIA RS–232–C

Dataöverföringarna kan t ex gå via specifika punkt–till–punkt–förbindelser eller via en generell databuss. Databussen i AJS37 är av typ 1553B.

1.1 Beteckningar och terminologi

I dokumentation som avser enbart AJS37 står beteckningen CK 37 och CK normalt som en sammanfattande benämning på KE, CEL, IU, MPE och den till CK hörande programvaran. Därför finns det sällan anledning att skriva t ex CK 37/MPE utom för att i vissa fall poängtera när MPE har en speciellt aktiv/självständig roll.

Beteckningen "datorn" utan närmare precisering används enbart för att beteckna CK 37 som helhet och inte för t ex CPU–system 1 (som ingår i MPE) trots att även detta kan anses vara en dator.

2 Apparatenheter CK 37

el-

CK 37 är modulärt uppbyggd av enheter som utformats på ett standardiserat sätt och som har väldefinierade gränssnitt. Härigenom underlättas framtida kapacitetsuppbyggnad. Modulariseringen är mest påtaglig beträffande en av enheterna, MPE, som bl a är förberedd för infogande av fler kretskort. Se Bild 2.

2.1 Kraftenheten

Kraftenheten (KE) förser datorns enheter med erforderlig spänning och matas från huvudskena D 200 V~. Den levererar även programavbrottssignaler vid spänningsbortfall och spänningstillslag.

2.2 Logikenheten

Logikenheten (CEL) består av en styrenhet, en aritmetisk enhet och ett permanent halvledarminne. Styrenheten alstrar de pulser som styr informationsflödet i datorns övriga enheter. Aritmetiska enheten utför aritmetiska operationer och överföringar.

Halvledarminnet innehåller programdelar, som antas inte kommer att behöva ändras.

2.3 In– utenhet med komplement

En stor del av kommunikationen mellan datorn och de utrustningar den samverkar med sker via in– utenheten (IU).

Eftersom vissa utrustningar arbetar med analoga signaler medan datorn internt arbetar enbart med digitala signaler måste erforderlig analog– digitalomvandling ske i in– utenheten.

Som kompletterande utrustning till CK 37s in– utenhet kan räknas dels en särskild matningsenhet för presentation (förkortad MEP), dels en multiplexbox.

Matningsenheten svarar för sådana anpassnings– och omkopplingsfunktioner som ej lämpligen kunnat förläggas till datorn eller med denna samverkande utrustningar.

Multiplexboxen möjliggör att informationer från flera olika givare tas in på en och samma ingång till datorn.

2.4 Multiprocessorenheten

Multiprocessorenheten MPE har utvecklats för att förstärka datorkapaciteten i CK 37 och utöka dess kommunikationsmöjligheter. MPE kompletterar CEL med hjälp av sina diskreta digitala och analoga in– och utkanaler samt de två CPU–systemen.

CPU–system 1 kompletterar CEL rent allmänt medan CPU–system 2 har till uppgift att hantera kommunikationen i databuss 1553B.

Användningen av databussen och MPEs diskreta in– och utkanaler för kommunikation med yttre enheter innebär en komplettering av IU–enheten och dess kapacitet.

Till multiprocessorenheten har lokaliserats den batterienhet som utgör CKs interna batteri–back–up för skydd mot informationsförlust i variabelminnet.

Multiprocessorenhetens uppbyggnad är flexibel och konstruktionen medger olika utbyggnadsmöjligheter. Exempelvis finns möjlighet att tillföra ytterligare två CPU–system.

3 Programvara CK 37

Den operativa programvaran i CK 37 består huvudsakligen av AJS37–applikationen. Därutöver finns vissa program av operativsystemkaraktär.

AJS37–applikationen består i sin tur av ett antal program eller delprogram, i huvudsak s k ordinarie program avsedda att exekveras i normalmod. Program som inte räknas till de ordinarie, beskrivs i Avsnitt 3.5 Tillfälliga program.

De ordinarie programmen kan delas in i tre kategorier:

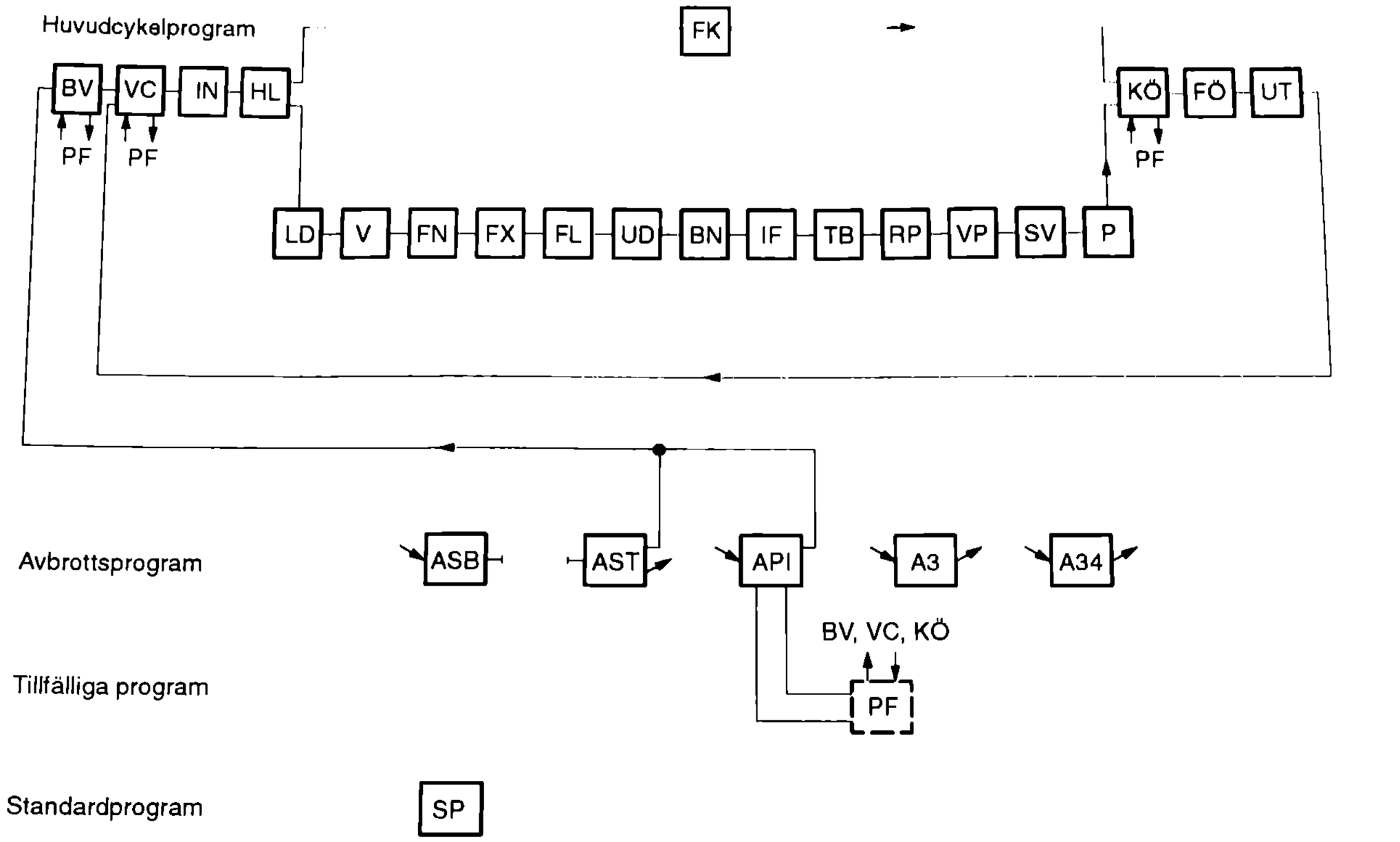
- Huvudcykelprogram
- Standardprogram
- Avbrottsprogram

Huvudcykeln som genomgås cykliskt ≈10 gånger per sekund består av ett antal huvudcykelprogram vilka beskrivs längre fram. Se Bild 3.

Vilka program som exekveras vid en viss genomgång av huvudcykeln beror t ex på skedesväljarens läge. Ett ytterlighetsfall med stark begränsning av antalet involverade program erhålls när skedesväljaren står i läge FK (funktionskontroll).

Vid annat skede än FK genomlöps normalt alla övriga huvudcykelprogram enligt Bild 3. Ofta sker genomloppet mycket snabbt och på betydligt kortare tid än den som avsatts för huvudcykeln. Detta beror på att endast en liten bråkdel av instruktionerna i varje program behöver exekveras i en viss situation. Vilka programdelar i ett visst program som blir exekverade vid ett genomlopp beror normalt på aktuella lägen på berörda manöverorgan och mikrobrytare.

Från huvudcykelprogrammen görs programmerade uthopp till standardprogram, SP, då så erfordras, t ex för trigonometriska och algebraiska beräkningar, vinkelberäkningar och olika omvandlingar.



F7–A–A0382–AA–01

Bild 3. CK 37–program, blockschema

Avbrottsprogrammen har högre prioritet än övriga program och avbryter pågående beräkning. De är dessutom prioritetsgraderade så att ett avbrottsprogram av högre prioritet, bryter ett pågående avbrottsprogram med lägre prioritet. Avbrottsprogrammen beskrivs i prioritetsordning längre fram.

3.1 Programidentifiering

Underhåll och vidareutveckling av programvara kräver stor stringens vad gäller godkännande, distribution etc av nya programutgåvor. Det är därför viktigt att det finns en entydig beteckning på varje utgåva som installeras i ett flygplan.

Föraren kan identifiera vilken utgåva av ordinarie CK–program som är lagrad i en viss flygplanindivid. Utläsning på dataindikatorn av programnummer erhålls om föraren ställer datapanelens IN/UT–omkopplare i läge UT och trycker in knappen KONTROLL. Se Bild 4.

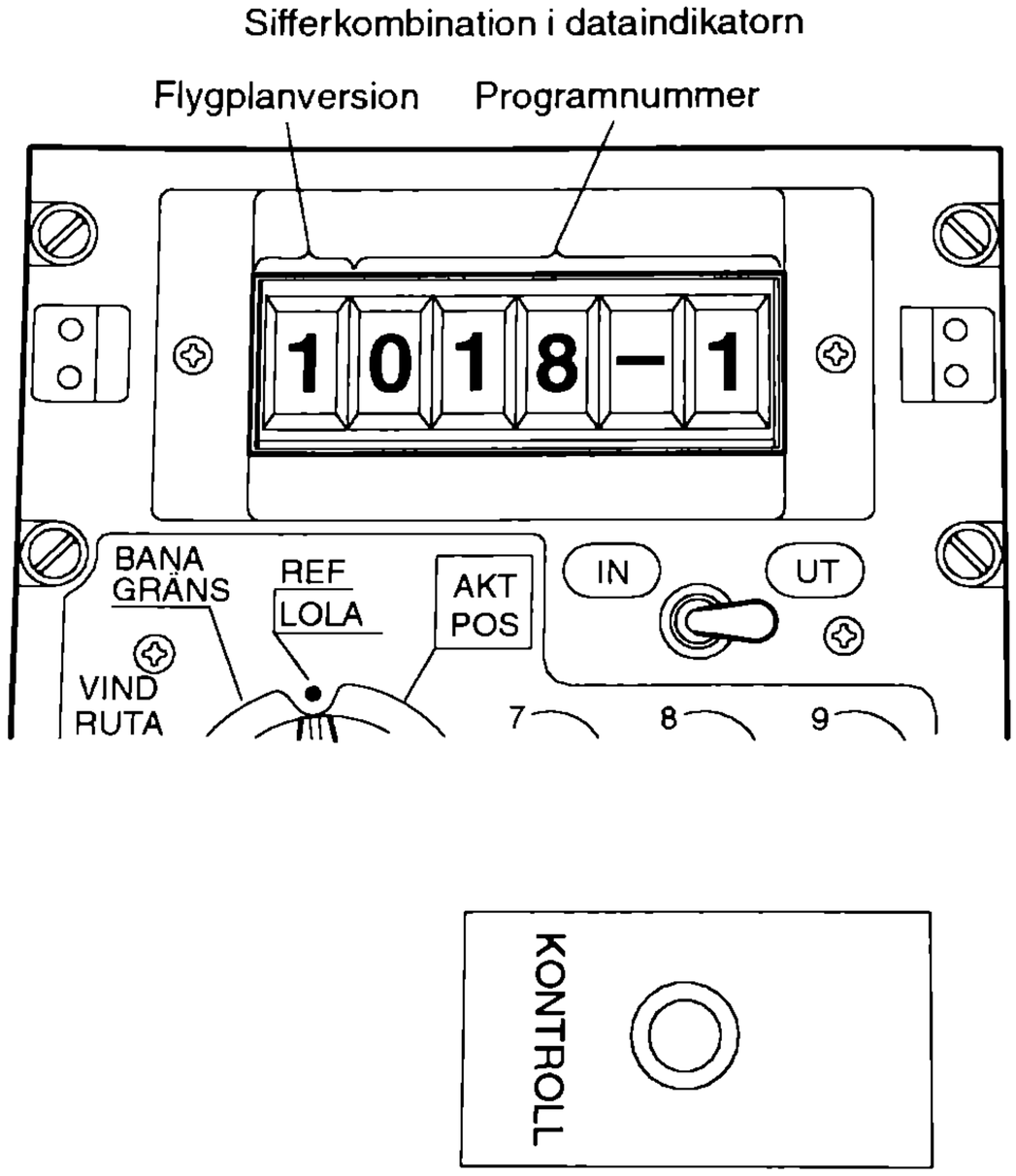


Bild 4. Exempel på identifiering (AJS–program nr 18–1)

3.2 Huvudcykelprogram

Nedan beskrivs kortfattat vart och ett av programmen som ingår i huvudcykeln. Vid beskrivningen av ett enskilt program har inte särskilt påpekats om programmet även ser till att viss dataregistrering utförs. Detta är nämligen inte ovanligt, eftersom viss registrering av CK–variabler är "utlokaliserad". Jämför Flik 26 Registrering.

I Bild 5 visas i grova drag dels informationsutbytet mellan samtliga ordinarie delprogram i AJS37–applikationen, dels informationsutbytet mellan anslutna apparater och delprogrammen. Bilden ska ses som ett **exempel** på grundprinciperna och kommer därför inte att vara föremål för fortlöpande uppdatering.

Begynnelsevärdesprogrammet, BV, är ett administrativt program som genomlöps en gång omedelbart efter datorns start och som säkerställer en korrekt start av datorberäkningarna.

Väntecykelprogrammet, VC, har till uppgift att tillsammans med klockavbrottsprogrammet A 34 starta en ny räknecykel, ≈10 gånger per sekund, samt att som självtestprogram kontrollera datorminnets innehåll och funktion.

Inprogrammet, IN, som huvudsakligen är ett administrativt program ombesörjer avläsning av datorns binära inkanaler samt utför viss bearbetning av inlästa data från flyglägesinstrumentet.

Huvudlogikprogrammet, HL, är ett administrativt program, som avkodar inlästa binära signaler från flygskedesväljaren och vapenväljaren till ett antal logikvariabler. I programmet uppdateras också aktuell tid.

Luftdataprogrammet LD, är ett primärdataprogram som med utgångspunkt från inmatade luftdatastorheter beräknar standardhöjd, machtal, anfallsvinkel och flygplanhastigheter.

Fartvektorprogrammet, V, beräknar med utgångspunkt från luftdata, dopplerradar och flyglägesinformation flygplanets hastighetsvektor, höjd, stig– och sjunkhastighet. I programmet finns också inlagd en höjdvarningsfunktion samt funktionsövervakning genom rimlighetskontroll.

Fyrnavigeringsprogrammet, FN, innehåller beräkningar för positionsosäkerhet. Programmet ingår i huvudcykeln för såväl AJS37 som SK37, men har en reell funktion endast i fallet SK37.

Fixtagningsprogrammet, FX, kan sägas ha två huvuduppgifter.

Den ena är en under hela uppdraget fortlöpande uppföljning av flygplanets egenposition, vilket sker i samarbete med andra delprogram (V, BN, IF).

Programmet beräknar därvid i latitud– och longitudvinklar

- flygplanets grundposition genom ABR med hjälp av vindkompenserad flygplanhastighet, grundad på FLI–kurs, LD–hastighet och dopplerhastighet eller prognosvind.
- flygplanets egenposition, genom att till grundpositionen addera positionskorrektioner enligt nedan.

Den andra huvuduppgiften består av de egentliga fixfunktionerna, som vid vissa tillfällen inför ändringar av flygplanets och målets position. Därvid beräknas positionskorrektioner för manuell egenfix, TILS–fix, fixrensning och initialfix. Dessutom beräknas målposition vid målfix.

Flyglägesprogrammet, FL, deltar i ett antal funktioner i flygplanets flyglägessystem genom beräkning av signaler till FLI–37.

Dessa är:

- gyrokompensering för de lokala referensriktningarnas vridning p g a jordens rotation och flygplanets förflyttning
- korrektion för inverkan på lodövervakningspendlarna från flygplanets acceleration samt
- initialinställning av kurskanalen.

Uppdragsdataprogrammet, UD, är huvudsakligen ett administrativt program som ombesörjer att inlästa data för aktuellt uppdrag blir bearbetade och lagrade på ett lämpligt sätt. Vidare administreras utläsning av information beträffande beordrade uppdragsdata och flygplanets aktuella position till sifferindikatorn på datapanelen.

Brytpunktsnavigeringsprogrammet, BN, beräknar bäring och avstånd till den brytpunkt som utgör destination. Programmet ombesörjer även, då vissa kriterier uppfylls, automatisk destinationsväxling.

Manuell destinationsväxling kan ske med hjälp av brytpunktsknappar på navigeringspanelen.

Tid–bränsleprogrammet, TB, ger flygföraren upplysning om tidhållningen och bränslesituationen i varje punkt av ett på förhand planerat och för datorn definierat uppdrag. Beräkningarna utgår ifrån, att den för tillfället hängda vapenlasten i regel medförs under resterande del av uppdraget. När fällning av last eller del av last sker, tar programmet hänsyn till den minskade lasten.

Med hänsyn till utstorheter kan programmet uppdelas i en tidsdel och en bränsledel.

Inflygningsprogrammet, IF, beräknar styrorder för inflygning till landning. Som utgångspunkt för beräkningarna används flygplanets position, vilken erhålls antingen från navigeringsberäkningarna eller genom inmätning med hjälp av TILS.

Radarpresentationsprogrammet, RP, utför beräkningar för anvisning och inmätning av på CI presenterade mål och brytpunkter, samt för presentation av inflygningsriktningen för landning.

Dessutom beräknar RP–programmet signaler till CI för utstyrning av B–skop och för fartkompensering av PPI.

Vapenpreparingsprogrammet, VP, innehåller beräkningar för styrning av balk– och vapenfunktioner gällande RB 75, RB 15, bombkapsel och RB 24/24J/74. Samverkan sker därvid med delprogram SV.

Siktes– och vapenprogrammet, SV, omfattar ett antal samverkande programblock, i vilka genereras funktioner för siktning, målinmätning och vapenfällning för följande vapen och anfallstyper.

- Arak mot markmål
- Akan mot mark– och luftmål
- Bomber, lysbomber mot mark– och sjömål
- RB 05 mot mark–, sjö– och luftmål
- RB 04 och RB 15 mot sjömål
- RB 75 och bombkapsel mot markmål
- RB 24, RB 24J och RB 74 mot luftmål
- Övningsvapen

Programmet utnyttjar i andra delprogram behandlad information om flygplanets attitydvinklar, hastighet och flyghöjd.

Målläget inmäts optiskt eller med radar eller bestäms av navigeringssystemet. I programmet finns dessutom, med huvuddelen i delprogram A 34, en funktion för simulering av RB 05.

Presentationsprogrammet, P, utför med utgångspunkt från huvudsakligen V, BN, IF, TB och SV programmen beräkningar för presentation på CI, SI, avståndsindikator, anfallsvinkelindikator och korsvisare.

Funktionskontrollprogrammet, FK, ombesörjer med skedesväljaren i läge FK en relativt omfattande självtest av elektronikutrustningen i flygplanet, utan andra hjälpmedel än försörjning med elkraft och kylluft. Programmet består av en mindre gemensam del, som alltid genomlöps då skedesväljaren står i läge FK, samt en tillvalsdel som utväljs med hjälp av två funktionskontrollväljare, FKA och FKB.

Dator (–kalkylator–) övervakningsprogrammet, KÖ, är ett självtestprogram som fortlöpande övervakar att datorns centralenhet, minnen och in–utenhet arbetar riktigt. Information om minnets funktion inhämtas från väntecykelprogrammet VC.

Funktionsövervakningsprogrammet, FÖ, mottager information om fel från apparater samt från funktionsövervakningen i fartvektor– (V) och datorövervakningsprogrammen (KÖ) och levererar på grundval härav informationer till felvarningstablån. Programmet utför även funktionskontroll av radarhöjdmätaren samt utvärderar och presenterar resultatet.

Utmatningsprogrammet, UT, är ett administrativt program i slutet av huvudräknecykeln, som ombesörjer utmatning av information till analoga och binära utkanaler. Programmet utför även beräkning av styrsignaler för kursindex samt utmatning av information till destinations– och dataindikatorn.

3.3 Standardprogram

Ett 20–tal olika standardprogram finns. De kan anropas från programmen i huvudcykeln för att utföra ofta förekommande beräkningar av mer komplext slag. Genom användning av principen med standardprogram sparas bl a plats i programminne, eftersom varje standardprogram bara lagras på en enda plats i minnet.

3.4 Avbrottsprogram

Avbrottsprogram för spänningsbortfall, ASB, genomlöps efter det att datorns kraftenhet givit en avbrottssignal, som anger att en ej acceptabel störning i spänningsförsörjningen inträffat. Programmet lagrar under störningen registerinformationen i datorminnet, så att beräkningarna på ett riktigt sätt sedan ska kunna återupptas.

Avbrottsprogram vid spänningstillslag, AST. Programmet genomlöps när spänningarna till datorn nått för korrekt funktion erforderlig nivå och eventuell uppvärmning av datorn skett. Programmet initieras av avbrottssignalen för spänningstillslag från kraftenheten.

Avbrottsprogram vid programinläsning, API. API–programmet är ett avbrottsprogram av administrativ karaktär och ombesörjer:

- inläsning och verifiering av ordinarie program till datorns programminne från yttre testutrustning
- inläsning från teletestbil av tillfälliga program till datorns variabla minne
- all administrativ samverkan med autotestaren under prestandakontroll och fellokalisering.

Avbrottsprogram, A 3. A 3–programmet initieras av en klocksignal och genomlöps med ett intervall av 2,864 ms. I programmet sker inläsning av flyglägesvinklar, tidräkning för tillfälliga testprogram samt utmatning för registrering vid mark– och flygprov.

Avbrottsprogram, A 34. A 34–programmet initieras av en klocksignal och genomlöps periodiskt med ett intervall av 34,37 ms. I programmet sker utmatning till destinations– och dataindikator, inläsning från datapanel samt vissa beräkningar som måste utföras oftare än vad huvudprogramcykeln medger.

3.5 Tillfälliga program

Program för prestandakontroll och fellokalisering (PF–program) är tillfälliga program. Med detta avses att de normalt inte ligger i CKs minne utan läses in vid behov. De kan laddas och exekveras om teletestbil är ansluten till flygplanet och exekveringen måste ske i samspel med programvara och hårdvara ingående i denna. Hur genomförandet av prestandakontroll och fellokalisering går till beskrivs i följande dokument:

Allmänna åtgärder vid PK/FL	UFS FPL 37 8090–2004
Operatörsinstruktioner PK/FL	UFS FPL 37 8001–3001 ––UFS FPL 37 8021–3001

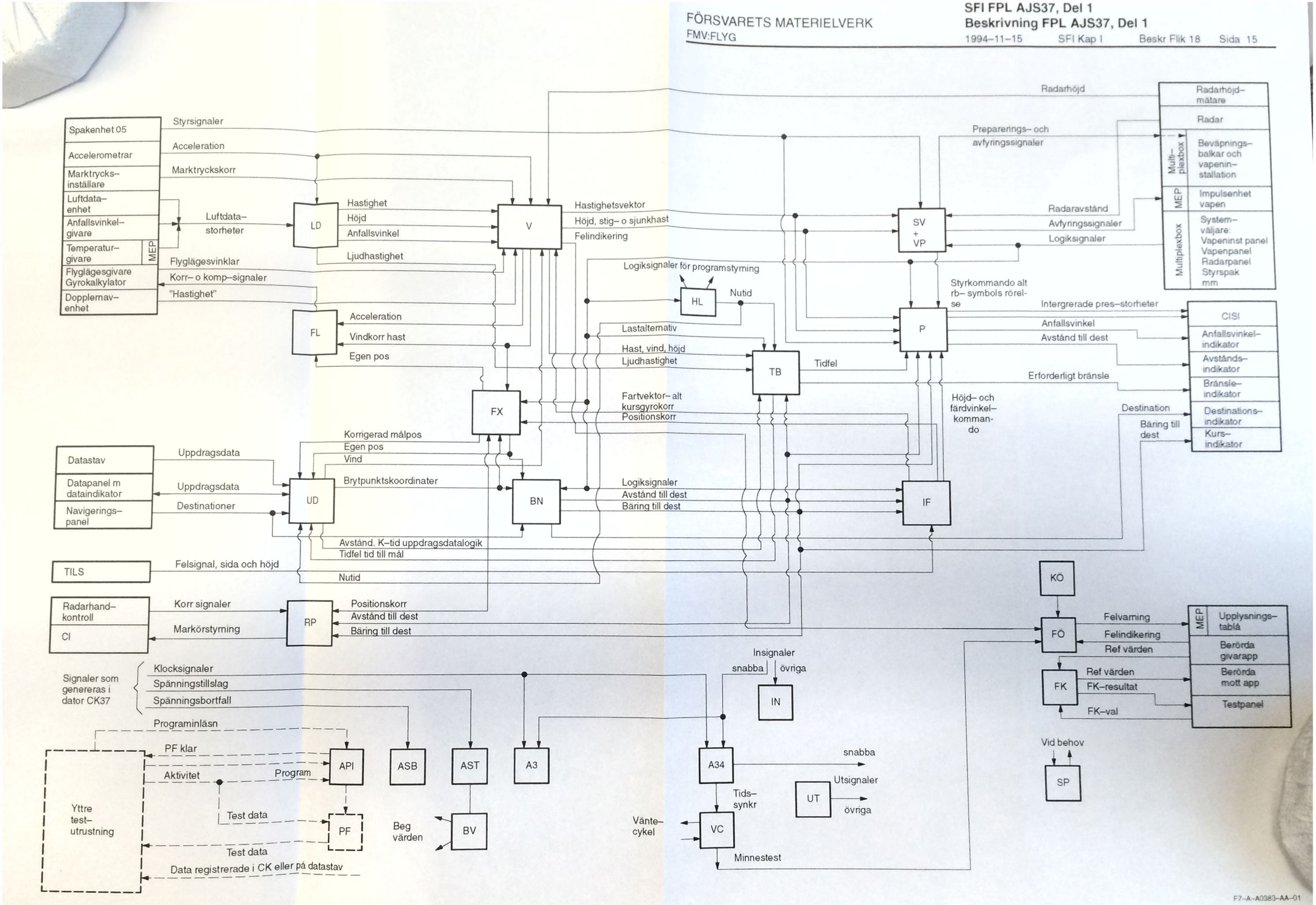


Bild 5. Informationsflödet i en del av den centrala databehandlingen, princip (schemat kommer ej att uppdateras fortlöpande)

Luftdatasystem

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Primärdatagivare	3
2.1	Nospitotrör	3
2.2	Anfallsvinkelgivare	3
2.3	Temperaturgivare	4
2.4	Accelerometerenhet	4
3	Luftdataenhet	7
4	Indikatorer	8
4.1	Höjdindikator	8
4.2	Mach–fartindikator	9
4.3	Anfallsvinkelindikator	10
5	Funktionsövervakning	10
6	Funktionskontroll	10

Bilder

		Sida
1	Anfallsvinkelgivare	3
2	Luftdatasystem, blockschema	5
3	Luftdataenhet, principschema	7
4	Höjdindikator	8
5	Mach–fartindikator	9
6	Anfallsvinkelindikator	10

1 Allmänt

Luftdatasystemets uppgift är att mäta, bearbeta och presentera vissa luftdatastorheter samt förse andra system i flygplanet med erforderlig luftdatainformation.

Luftdatasystemets huvudenheter består av primärdatagivare, luftdataenhet och indikatorer, se Bild 2.

Vid felfunktion i luftdatasystemet utnyttjas ett reservsystem, fenpitotsystemet. Se Flik 13 Instrument.

2 Primärdatagivare

Primärdatagivarna utgörs av nospitotrör, anfallsvinkelgivare, temperaturgivare och accelerometerenhet.

2.1 Nospitotrör

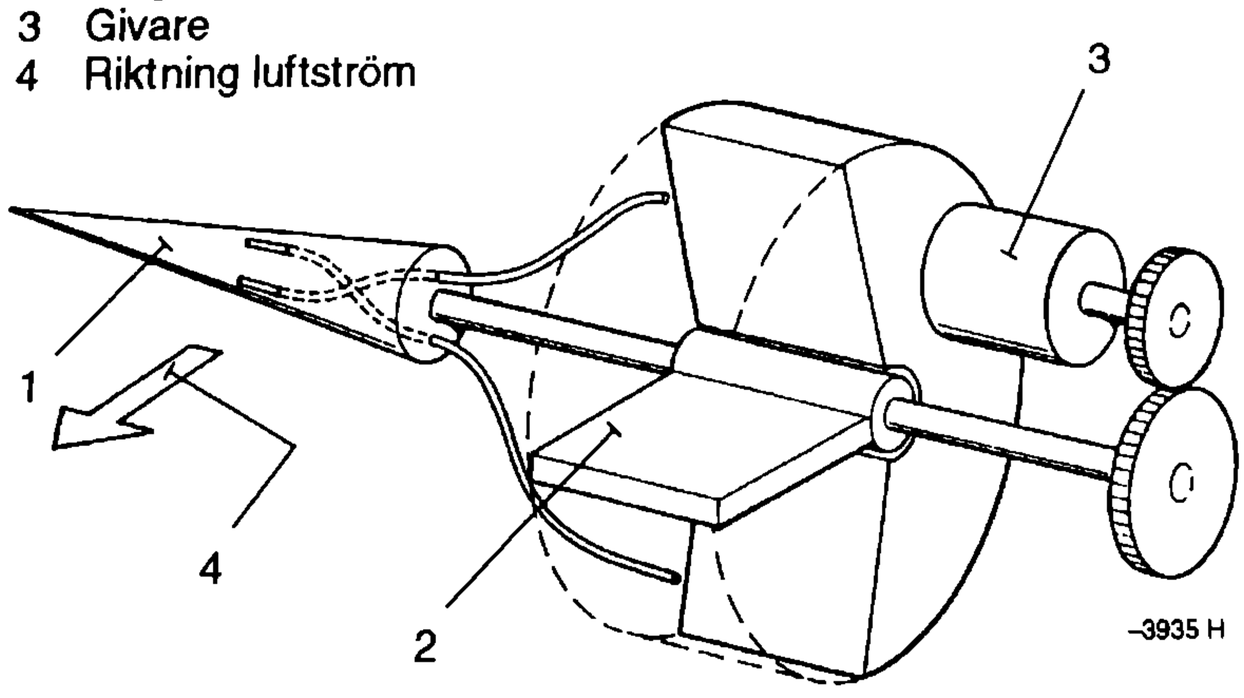
Nospitotröret avkänner statiskt tryck och totaltryck som distribueras till mach–fartindikatorn och luftdataenheten.

2.2 Anfallsvinkelgivare

Anfallsvinkelgivaren är placerad på vänster sida i flygplanets nos och utgörs av ett apparathus med tryckkammare och en utstickande prob som avkänner vinkeln mellan flygplanets x–axel och luftens anblåsningsriktning. Se Bild 1. Proben som är placerad vinkelrätt mot luftströmmen är vridbar kring sin längdaxel och försedd med två par längsgående slitsar. Slitsarna är via kanaler anslutna till tryckkamrarna i apparathuset. De båda trycken påverkar en på probens axel placerad vinge, vilken vrider axeln så att trycket blir lika på vingens båda sidor. En mot anfallsvinkeln proportionell spänning matas till CK37 samt till AFK (automatisk fartkontroll) och högalfavarningssystemet.

Givaren mäter flygplanets anfallsvinkel inom området –4,4° till +25,6°.

1 Prob
2 Vinge
3 Givare
4 Riktning luftström



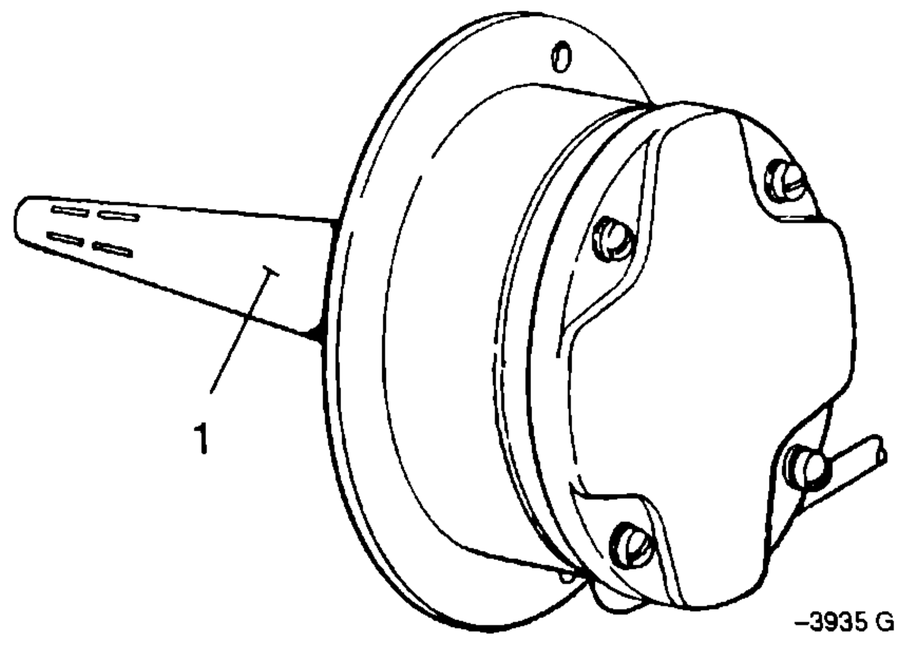


Bild 1. Anfallsvinkelgivare (princip resp utseende)

2.3 Temperaturgivare

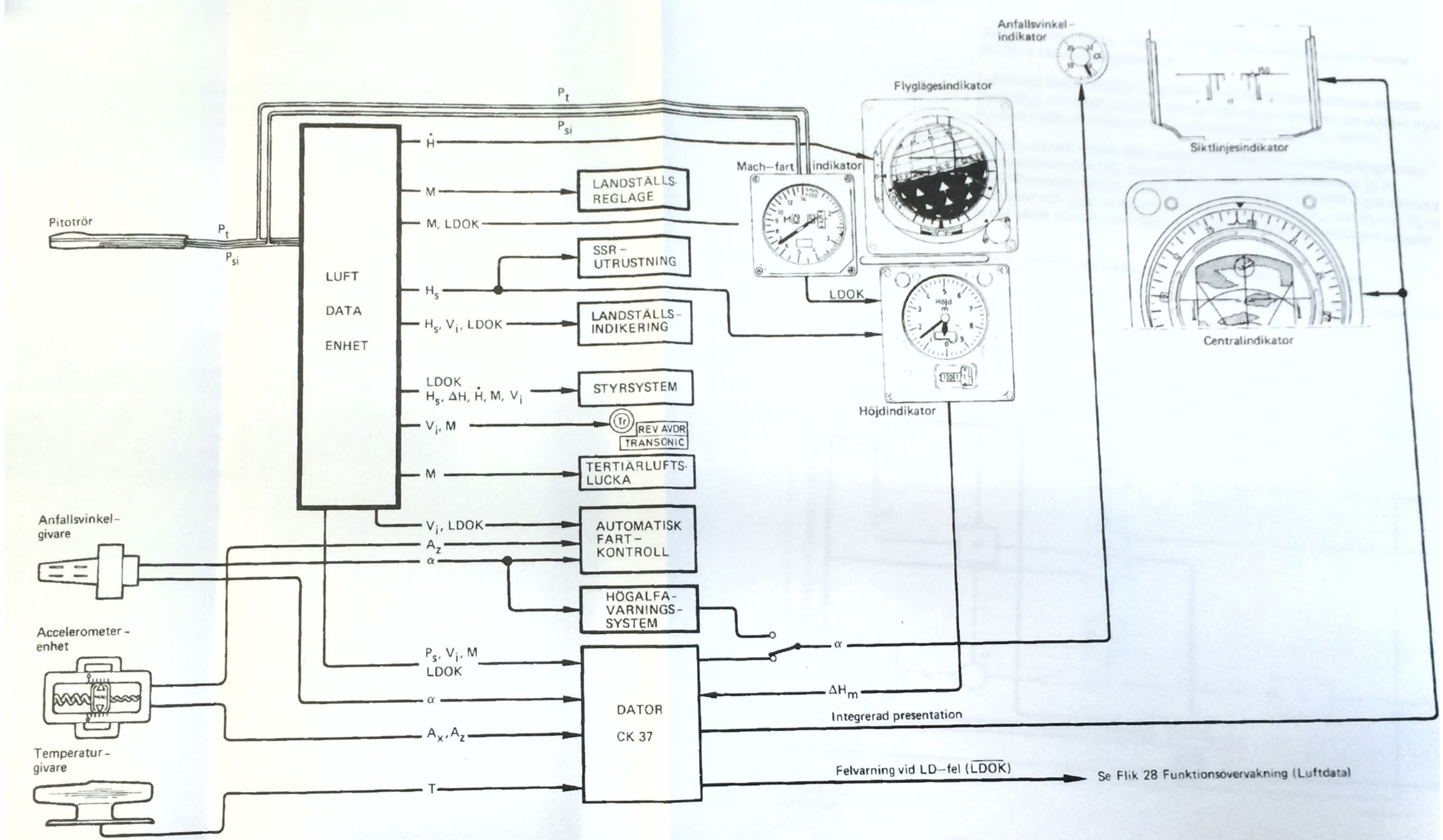
Temperaturgivaren, som är placerad på flygplankroppen, under höger nosvinge, avkänner ytterlufttemperaturen, vars värde efter machtalskorrektion används för vissa beräkningar i CK. Vid anfallsvinklar över 17° används inte temperaturgivaren eftersom för stort mätfel erhålls. Senast uppmätta temperatur korrigerad för eventuell höjdändring används då istället.

2.4 Accelerometerenhet

Accelerometerenheten, som är placerad i ett apparatrum på vänster sida, mäter flygplanets accelerationer i x– och z–led. Mätvärdena distribueras till CK och AFK.

Genom CK:s försorg sker en fortlöpande registrering av vissa mätvärden, bl a accelerationen i z–led. Värdena studeras vanligen efter avslutat flygpass och kan därvid också jämföras med utslaget på maximalvisarna på de två accelerometrarna i flygplanet. (Se Flik 13 Instrument.)

Denna analys av de registrerade värdena, liksom eventuella åtgärder, görs enligt strikta regler, varvid bl a beaktas att mätpunkterna är placerade på olika platser i flygplanet. Jämför UFS FPL 37 00–2036 Lastfaktoruppföljning och åtgärder efter överbelastning.



P_t	Totaltryck	$\dot{H}$	Stig/sjunkhastighet	α	Anfallsvinkel
P_{si}	Statiskt tryck	ΔH_m	Marktryckskorrektion (eller motsv.)	A_x	Acceleration i x-led
P_s	Statiskt tryck	M	Machtal	A_z	Acceleration i z-led
H_s	Standardhöjd (ref. 1013,2 hPa)	LD OK	Luftdata OK	T	Temperatur
ΔH	Höjddifferens				

-3959 DG–1

Bild 2. Luftdatasystem, blockschema

3 Luftdataenhet

uftdataenheten träder i funktion vid generatorinkoppling då H–skena B–200 V blir spänningsförande.

Luftdataenheten, se Bild 3, erhåller från nospitotröret indikerat statiskt tryck (P_{si}) och totaltryck (P_t). Dessa tryck driver ett servo för statiskt tryck, P_s–servo och ett servo för indikerat dynamiskt tryck, q_{ci}–servo.

Från P_s–servot erhålls efter mekanisk funktionsomvandling flygplanets stig/sjunkhastighet ($\dot{H}$), standardhöjd (H_s) samt höjddifferens (Δ H). Höjddifferensen erhålls endast då styrautomatens höjdhållningsfunktion är inkopplad och utgör skillnaden mellan statiskt tryck (P_s) och P_s–ref. P_s–ref är det värde som P_s har i det ögonblick höjdhållningsfunktionen kopplas in.

Från P_s–servot sker dessutom digital överföring av P_s till CK37.

Från q_{ci}–servot erhålls efter mekanisk funktionsomvandling indikerad fart (V_i).

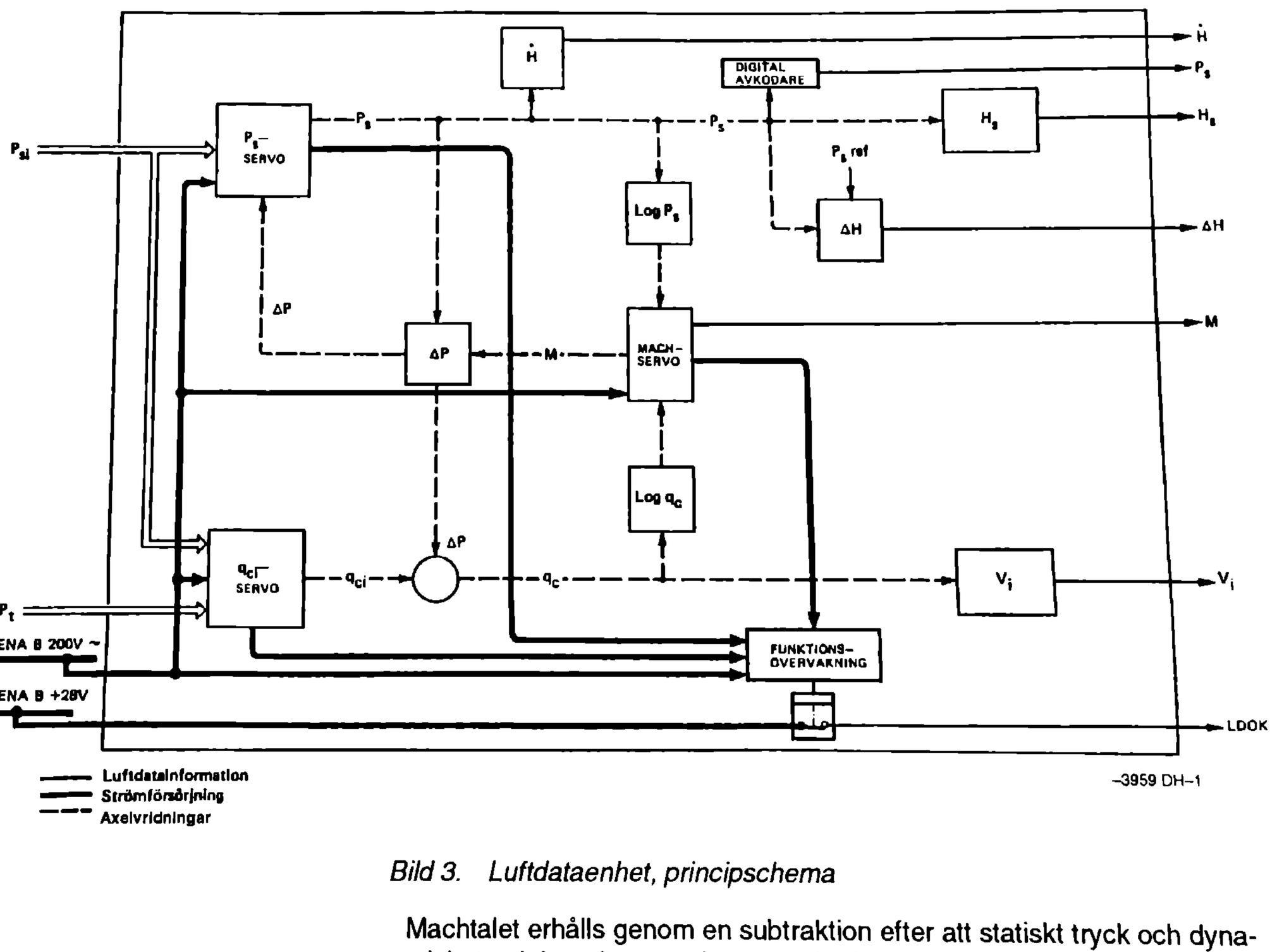


Bild 3. Luftdataenhet, principschema

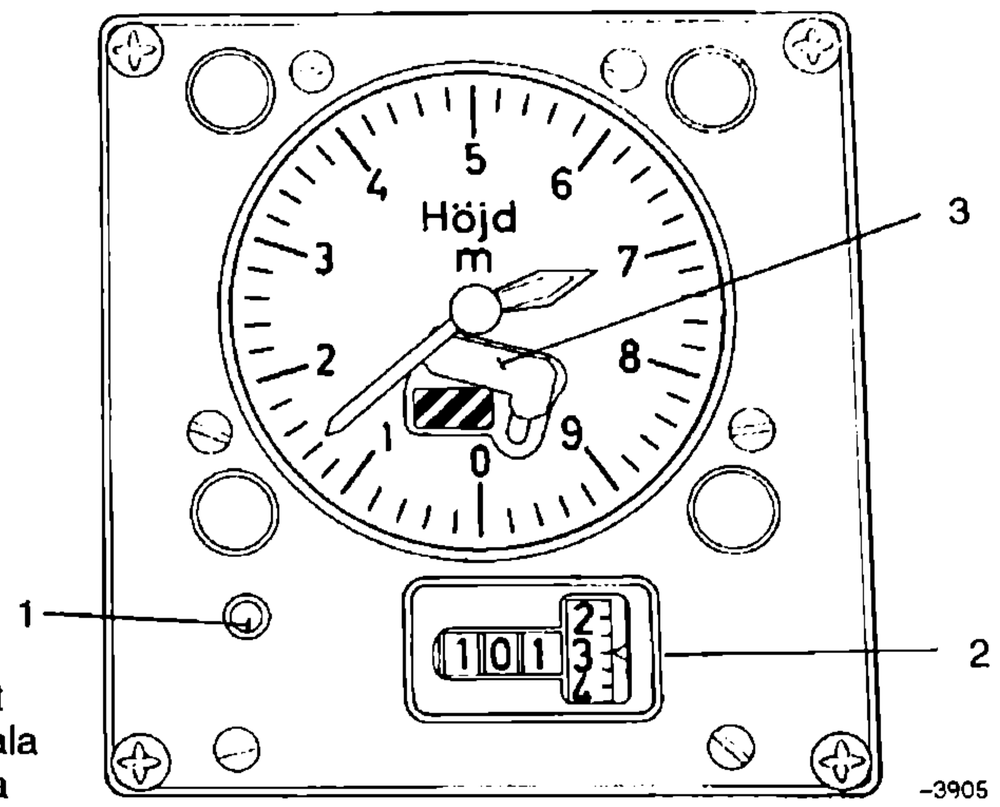
Machtalet erhålls genom en subtraktion efter att statiskt tryck och dynamiskt tryck logaritmerats i mekaniska funktionsomvandlare.

Trycken från pitotröret är ej korrekta på grund av platsfel, varför P_s–servot och q_{ci}–servot kompenseras med platsfelskorrektionen Δ P, som är en funktion av det statiska trycket och machtalet. Distributionen av LD–information till de olika abonnenterna framgår av Bild 2.

4 Indikatorer

4.1 Höjdindikator

Höjdindikatorn består av en indikatordel och en marktrycksinställare, se Bild 4. Indikatorn är av klocktyp med två servodrivna visare som styrs av signaler från luftdataenheten. Den långa visaren rör sig ett varv för 1000 m och den korta ett varv för 10000 m.



1 Inställningsratt
2 Inställningsskala
3 Varningsflagga

Bild 4. Höjdindikator

Indikatorns utslag kan kompenseras med hänsyn till rådande marktryck genom inställningsratten. Det inställda marktrycket avläses i hPa på skalan (fyrsiffrig).

Om inställningsratten dras ut, täcks inställningsskalan av en skärm med texten STD. Detta innebär att marktrycksinställarens utsignal motsvarar 1013,2 hPa och att indikatorn är inställd för att presentera flygplanets höjd relativt denna tryckyta (standardhöjd).

Instrumentet är dessutom försett med en varningsflagga som indikerar vid spänningsbortfall eller servofel (se Funktionsövervakning).

4.2 Mach–fartindikator

Mach–fartindikatorn, Bild 5, är en kombinerad indikator, vilken utgörs av en konventionell mekanisk fartmätare och en servodriven machindikator.

Fartmätardelen matas direkt från flygplanets nospitotrör och anger flygplanets indikerade fart i km/h (jämfört med omgivande luft). Den indikerade farten presenteras med hjälp av en visare mot en fast logaritmisk skala, graderad från 150 till 1400 km/h. Skalan är försedd med ett rörligt index som manövreras med ratten på indikatorn.

Machindikatorn är servodriven och styrs av signaler från luftdataenheten. Indikatorn utgörs av en digital indikator (trumräknare) med mätområde 0 — 2,5 M. Vid M < 0,4 täcks presentationen av en skärm.

Instrumentet är dessutom försett med en varningsflagga som indikerar vid spänningsbortfall eller servofel (se Funktionsövervakning). Avläst fart är inte funktionsövervakad och har inget samband med varningsflaggan.

1 Rörligt index
2 Ratt för inställning av index
3 Varningsflagga

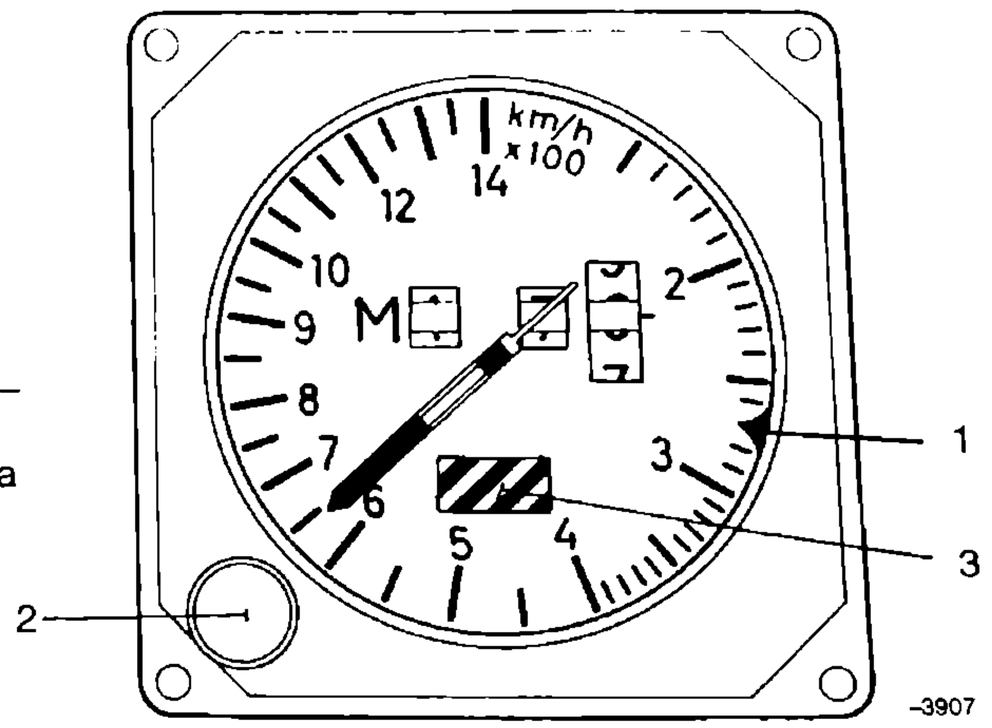


Bild 5. Mach–fartindikator

4.3 Anfallsvinkelindikator

Anfallsvinkelindikatorn är ett vridspoleinstrument med en skala graderad från 0 — 30°. Indikatorn styrs normalt av signaler från CK.

Då flygplanet befinner sig på marken är den presenterade anfallsvinkeln lika med aktuell tippvinkel.

Under flygning (från och med rotation) presenteras det av anfallsvinkelgivaren uppmätta (och i CK filtrerade) värdet.

Vid CK– eller primärdatafel styrs indikatorn av signaler från högalfavarningssystemet. Se även detta avsnitt under Flik 12 Styrsystem.

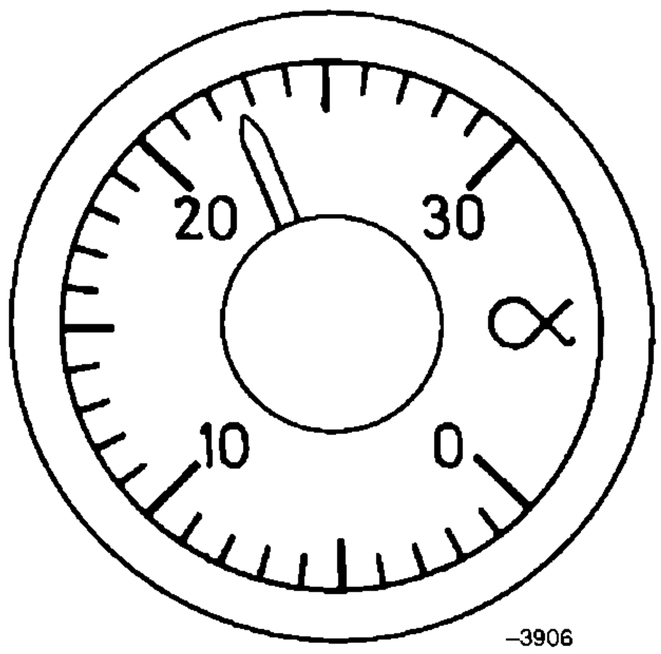


Bild 6. Anfallsvinkelindikator

Funktionsövervakning

Luftdataenheten har inbyggda kretsar för funktionsövervakning. Vid spänningsbortfall eller servofel upphör signalen LDOK (Luftdata OK) med påföljd att felvarningsflaggor på mach–fartindikatorn och höjdindikatorn indikerar fel samtidigt som datorns funktionsövervakningsprogram ger felvarning (gäller inte i skede BER). Detta resulterar i att lampfältet CK tänds på höger indikeringstablå och att huvudvarning ges samtidigt som andra följdindikeringar beroende på aktuellt flygtillstånd erhålls. Dessa indikeringar redovisas i Flik 28 Funktionsövervakning: LUFTDATA.

Funktionskontroll

Luftdataenheten och accelerometerenheten har inbyggda anordningar för funktionskontroll. Kontrollen initieras med funktionskontrollväljarna och resultatet presenteras dels på ordinarie instrument och dels på lamptablå FK.

Flyglägesinstrument FLI 37

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Huvudenheter	4
2.1	Flyglägesgivare	4
2.2	Gyrokalkylator	4
2.3	Kursgivare	4
2.4	Devieringsenhet	4
2.5	Indikatorer	4
2.5.1	Flyglägesindikator	4
2.5.2	Kursindikator	7
2.6	Manöverorgan	8
3	Funktion	9
3.1	Snabbresning	9
3.2	Vinkelinformation	10
3.2.1	Tippvinkel	10
3.2.2	Rollvinkel	10
3.2.3	Kursvinkel	10
3.3	Övervakning	10
3.3.1	Lodgyro	10
3.3.2	Kursgyro	10
3.4	Initialinställning av kurs	11
3.4.1	Automatisk initialinställning	11
3.4.2	Manuell initialinställning	11
3.5	Funktionsövervakning	11
3.6	Funktionskontroll	12

Bilder

		Sida
1	FLI 37 systemsamverkan, blockschema	3
2	Flyglägesindikator, princip och översikt	6
3	Kursindikator	7
4	Manöverorgan flyglägesinstrument	8
5	FLI 37, funktionsprincipschema	13

1 Allmänt

Flyglägesinstrumentets uppgift är att mäta och presentera flygplanets läge relativt jordytan, dvs roll–, tipp– och kursvinkel. Flyglägesvinklarna presenteras dels direkt på flyglägesindikatorn och kursindikatorn och dels indirekt genom att de ingår i SI– och CI–presentationen. Vidare används flyglägesvinklarna i andra system som radar och styrautomat. Flyglägesinstrumentets samverkan med övriga enheter i flygplanet framgår av Bild 1.

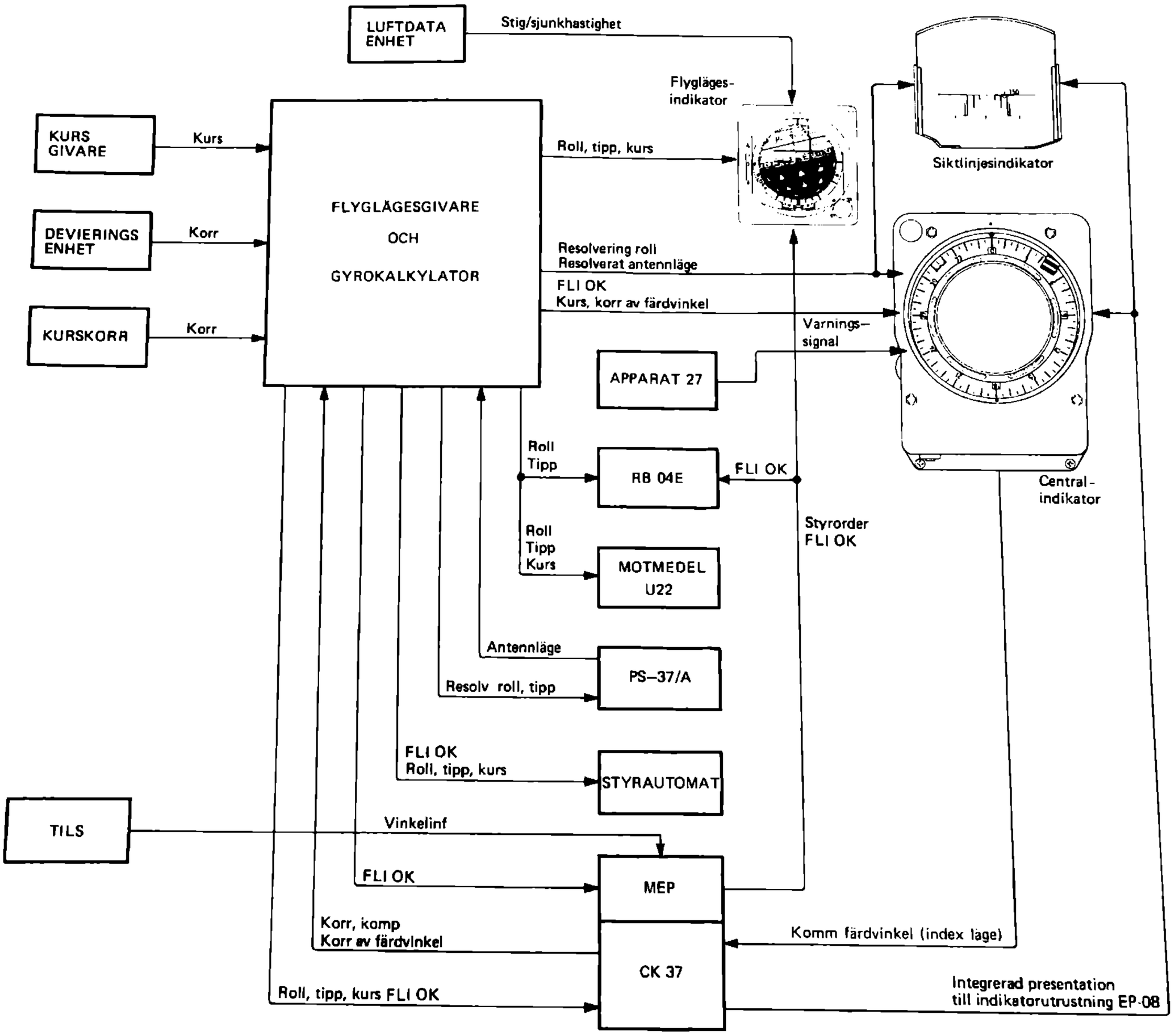


Bild 1. FLI 37 systemsamverkan, blockschema

2 Huvudenheter

FLI 37 omfattar i huvudsak flyglägesgivare, gyrokalkylator, kursgivare, devieringsenhet samt indikatorer och manöverorgan.

2.1 Flyglägesgivare

Flyglägesgivaren består av två gyron, lodgyrot och kursgyrot, vilka är inbyggda i ett system av både fria och servodrivna kardaner, se Bild 5.

Lodgyrot kan precederas genom moment från vridmotorerna VR och VT, vilka i sin tur styrs av signaler från pendlar (PR och PT) som känner gyrots avvikelse från lodläget. Detta sker dels vid start av gyrot och dels vid övervakning av gyrot under flygning. Vinkelinformationen tas ut från elgongivarna roll (ER) och tipp (ET).

Kursgyrot har liknande uppbyggnad som lodgyrot. Det kan precederas i kurs genom moment från vridmotor VK och hålls kvar i horisontalplanet av ett våghållningsservo styrt av avkännare våg (AV). Vinkelinformationen tas ut från elgongivare kurs (EK). Kursgyrot har dubbelt så hög rotationshastighet som lodgyrot, vilket ger högre prestanda.

2.2 Gyrokalkylator

Gyrokalkylatorn har till uppgift att ombesörja FLI 37 strömförsörjning samt anpassa flyglägesgivarens vinkelinformation till abonnenterna. Gyrokalkylatorn anpassar även utifrån kommande information till flyglägesgivaren samt ger styrsignaler för olika funktionsmoder. Dessutom ombesörjer gyrokalkylatorn vissa andra funktioner, som t ex felvarning. Gyrokalkylatorn utgörs av en nätdel, ett antal kopierservon samt logikförstärkare.

2.3 Kursgivare

Kursgivaren som är placerad i fenan, utgörs av ett kardanskt upphängt spolsystem, som avkänner det jordmagnetiska fältets riktning.

2.4 Devieringsenhet

Devieringsenheten används för att kompensera den magnetiska deviationen hos kursgivaren och utgörs av ett antal potentiometrar. För mätning av deviationen erfordras dessutom ett devieringsdon.

2.5 Indikatorer

2.5.1 Flyglägesindikator

Flyglägesindikatorn, se Bild 2, består av en treaxlig klotindikator som indikerar roll–, tipp– och kursvinkel. Indikatorn innehåller även korsvisare, variometer och libell.

Indikatorn utgörs av ett klot som är lagrat i en gaffel. Gaffeln ställs om av en rollmotor. I tipp och kurs ställs klotet om direkt av en tipp– respektive kursmotor. Klotet delas av en horisontlinje i två hälfter och är försett med kurs– och tippvinkelgradering (2:6 och 2:7).

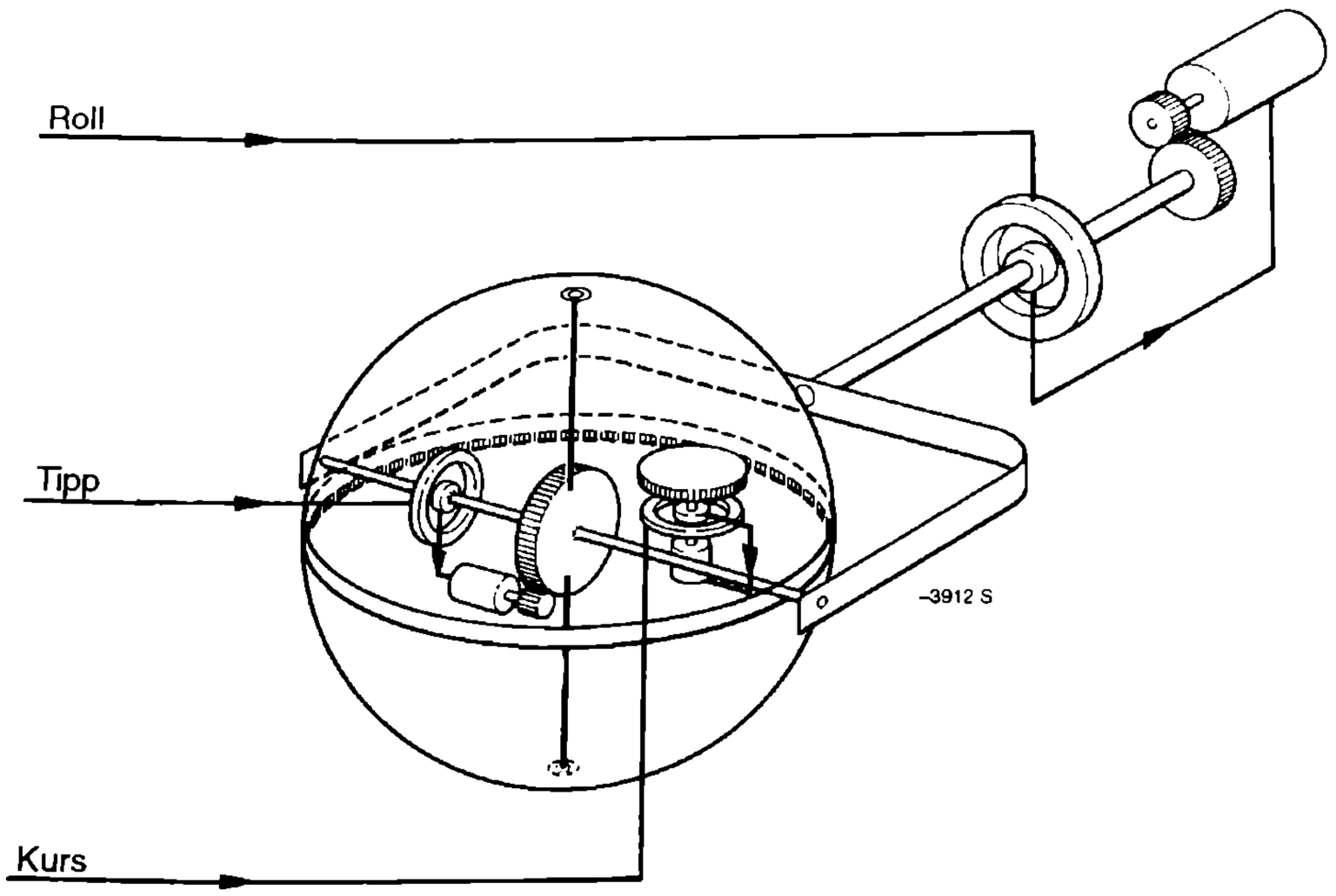
Indikatorn har fast flygplansymbol och fast sidlutningsskala mot vilken flygplanets tipp– respektive rollvinkel kan avläsas. Det rörliga rollvinkelindexet 2:8 tjänstgör även som referens för avläsning av kurs. Indikatorn är även försedd med en varningsflagga (2:2) som indikerar vid spänningsbortfall eller servofel internt eller i gyrokalkylatorns kopierservon.

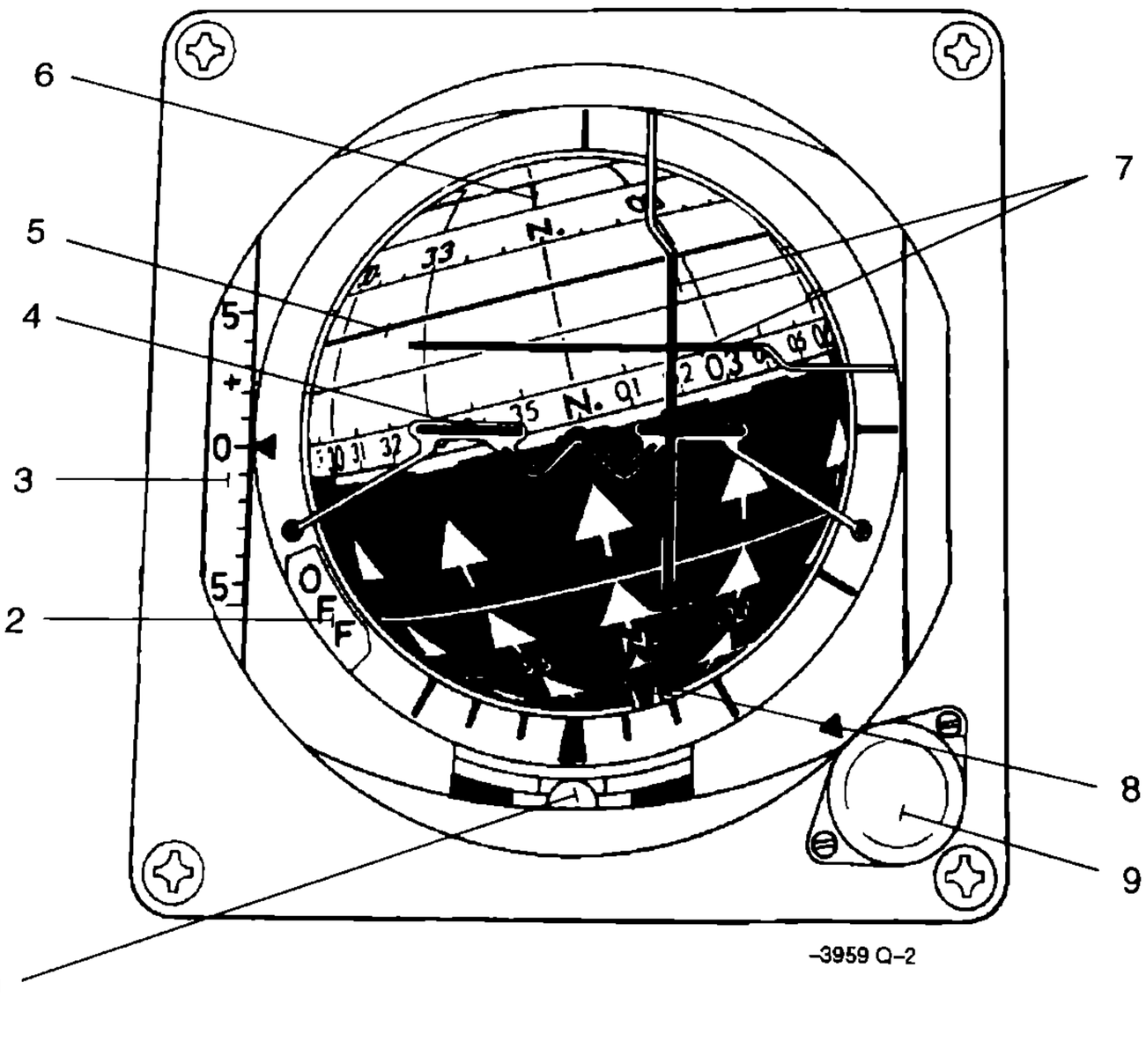
Korsvisarna 2:7 presenterar styrorder i tipp– och kursled och styrs av signaler från CK över MEP (matningsenhet för presentation).

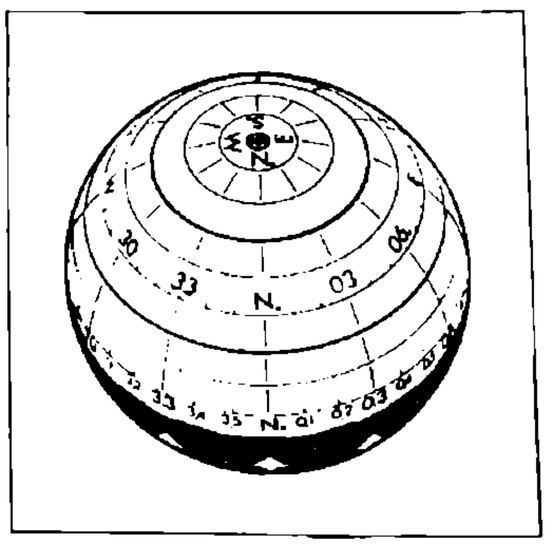
Korsvisarna är parkerade utanför synfältet under startskede, landningsmod P/O, då omkopplaren SLAV SI står i läge TILL samt vid CK– eller PRIMÄRDATAFEL (undantag när TILS låst i sida och höjd då korsvisarna presenterar flygplanets vinkelavvikelse från TILS ledstråle).

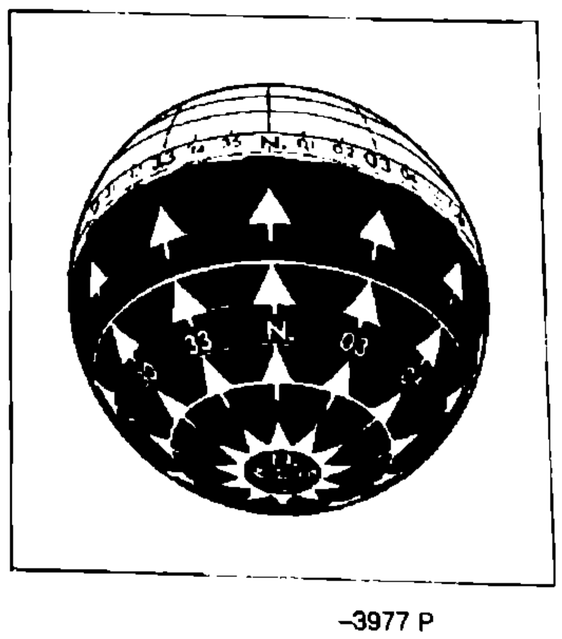
Variometern 2:3 indikerar med rörligt index mot en fast skala stig/sjunkhastighet upp till ± 5 m/s och styrs av signaler från luftdataenheten.

Libellen 2:1, som är av konventionellt utförande, visar flygplanets sidacceleration.









1 Libell
2 Varningsflagga
3 Variometer
4 Fast flygplansymbol
5 Tippvinkelgradering
6 Kursvinkelgradering
7 Korsvisare
8 Rollvinkelindex
9 Trimpotentiometer, tippled (under skyddskåpa)

Bild 2. Flyglägesindikator, princip och översikt

2.5.2 Kursindikator

Kursindikatorn, se Bild 3, utgör en del av centralindikatorn och är placerad så att den omger dess bildrörsenhet. I kursindikatorn ingår även radarvarningsindikator och höjdvarningslampa.

Kursindikatorn presenterar aktuell kurs och av CK kommenderad kurs.

1 Filterreglage, CI
2 Index för kommenderad kurs
3 Höjdvarningslampa
4 Fast kursindex
5 Varningsflagga
6 Radarvarningsindikator
7 Rörlig kursskala
8 Snabbstabiliseringsknapp

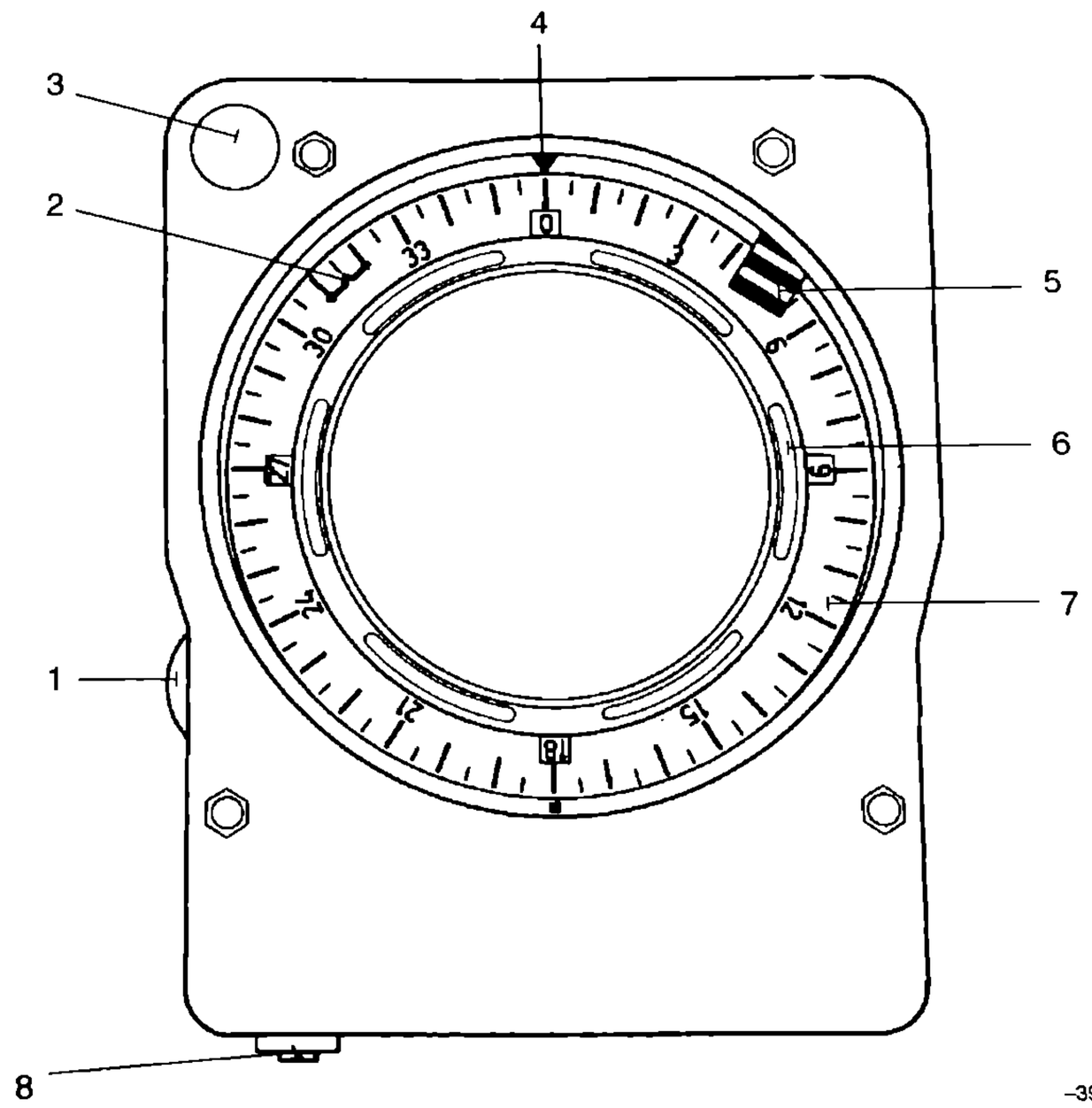


Bild 3. Kursindikator

Verklig kurs presenteras på en rörlig kursskala (3:7) som avläses mot ett fast index (3:4). Kursskalan styrs av signaler från kurskopierservot i gyrokalkylatorn.

Kommenderad kurs avläses på kursskalan mot ett rörligt index (3:2). Index styrs av signaler från CK via gyrokalkylatorn.

Kursindikatorn är även försedd med en varningsflagga (3:5) som indikerar vid spänningsbortfall eller servofel.

Höjdvarningslampan 3:3 indikerar bl a höjdvarning och fällvarning (RB 04/RB 15/BK–anfall). Lampans funktion behandlas i avsnitten HÖJDVARNING och FUNKTIONSÖVERVAKNING: Höjdvarning.

Radarvarningsindikator 3:6 utgör en del av kursindikatorn och består av sex stycken lampfält. Beträffande radarvarningsindikatorns funktion se avsnitt om motmedel i hemlig del.

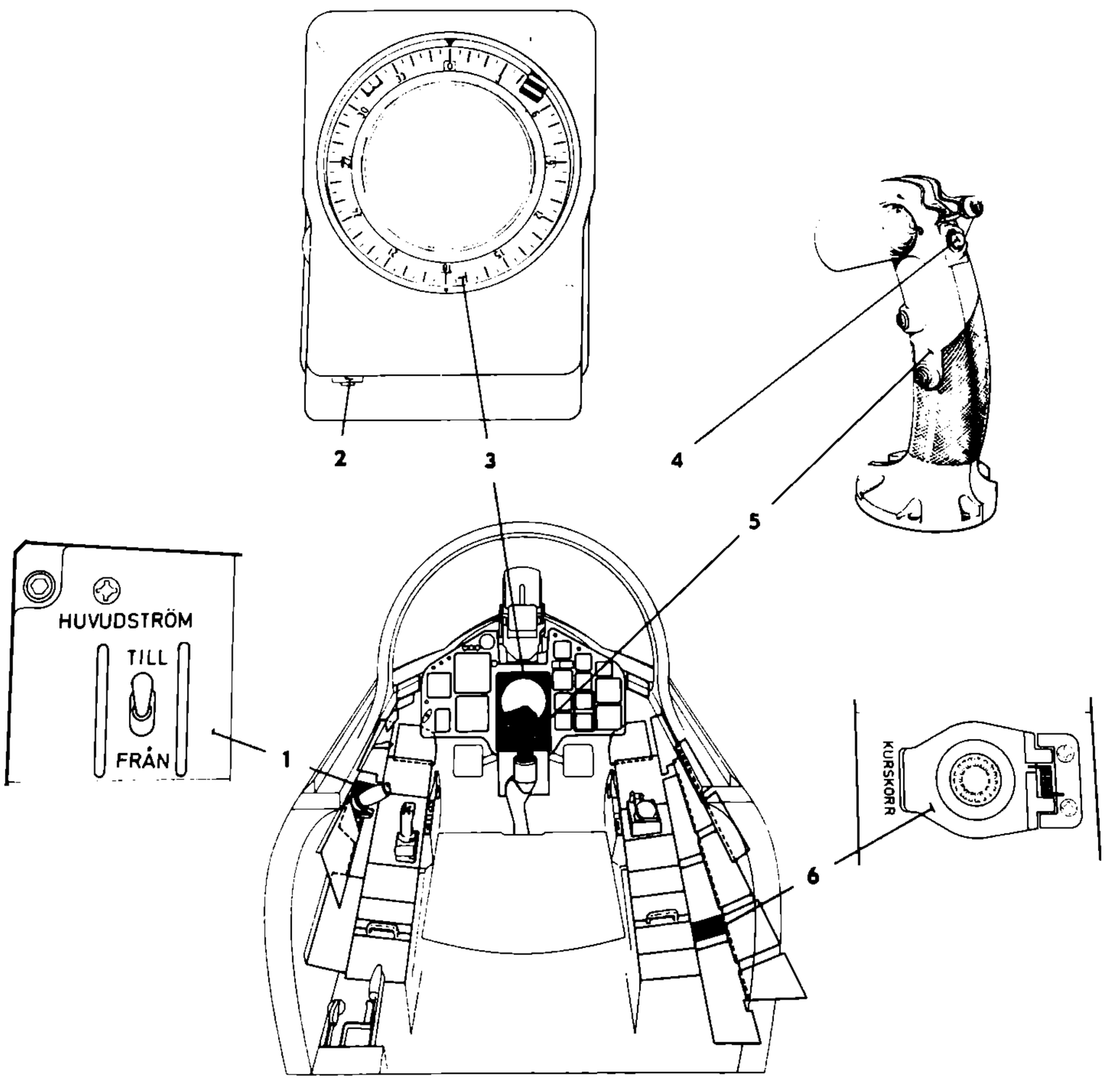
2.6 Manöverorgan

När huvudströmställaren 4:1 i Bild 4 ställs i läge TILL (och växelström är ansluten) träder FLI 37 i funktion.

Snabbstabiliseringsknappen 4:2 används för manuell snabbstabilisering av flyglägesgivaren.

Referensomkopplaren 4:4 används för manuell initialinställning av datorns kurskanal före start. Under flygning påverkar omkopplaren höjdpresentationen i SI och CI.

Kurskorrektionsratten 4:6 används för inställning av den lokala missvisningen. Positiv missvisning korrigeras genom att ratten vrids till motsvarande positiva tecken och vice versa.



1 Huvudströmställare
2 Snabbstabiliseringsknapp
3 Kursindikator
4 Referensomkopplare
5 Styrspakshandtag
6 Kurskorrektionsratt

Bild 4. Manöverorgan flyglägesinstrument

3 Funktion

Flyglägesinstrumentet träder i funktion när huvudströmställaren ställs i läge TILL varvid en automatisk inställningsprocedur startar (under förutsättning att växelström är inkopplad).

3.1 Snabbresning

Inställningen inleds med att kardanerna i flyglägesgivaren förinställs i ca 32 s. Därefter vidtar automatisk snabbresning som pågår i maximalt 70 s.

Under snabbresningen styrs flyglägesgivarens servon på normalt sätt, men med förhöjd spänning, från avkännare och pendlar i roll– och tipp. Inställningen av gyrona tillgår i princip så att lodgyrots avvikelse från lodläget (och därmed hela plattformens läge) detekteras av två pendlar, en i tipp (PT) och en i roll (PR), se Bild 5. Om avvikelse föreligger i roll utgår en felsignal från pendel roll till vridmotor roll(VR), vilken får gyrot att precedera till dess att felsignalen upphör. På motsvarande sätt utgår vid avvikelse i tippled en felsignal från pendel tipp till vridmotor tipp (VT) varvid denna får gyrot att precedera så att felsignalen upphör. Lodgyrot styr i sin tur inriktningen av kardan 4 (Bild 5) så att denna alltid hålls parallell med lodgyrots rotationsaxel. Detta sker med elgonerna ET och EJ samt tippmotorn (MT) på så sätt att om fältbilden i elgon EJ inte överensstämmer med fältbilden i elgon ET utgår en felsignal till tippmotorn vilken vrider kardan 4 så att felsignalen upphör. När felsignalen från pendlarna upphör befinner sig lodgyrot i lodläge och kardan 4 parallell med lodgyrots rotationsaxel.

Kursgyrot inriktas därefter i horisontalläge för att korrekt kursreferens ska erhållas. Detta tillgår så att avkännare våg (AV) känner om vinkelavvikelsen mellan kursgyrots rotationsaxel och kardan 4 är 90°. Om så inte är fallet utgår felsignal till vridmotor våg (VV) som får kursgyrot att precedera så att felsignalen upphör. Kursgyrot är nu inställt i våg och lodgyrot i lod.

Inställningen av kursgyrot i kurs tillgår in princip så att den magnetiska kursgivaren avger en spänning till kurskopierservot i gyrokalkylatorn som är proportionell mot magnetisk kurs. Om servots läge inte överensstämmer med denna utgår felsignal till vridmotor kurs (VK) varvid kursgyrot precederar. Vinkelinformationen från gyrots kurselgon (EK) styr i sin tur kurskopierservot. Förloppet pågår till dess att felsignalen från kurskopierservot till vridmotor kurs (VK) upphör.

Kursinformationen från elgon kurs till kurskopierservot matas över ett speciellt kurskorrektionsservo, vilket styrs av signaler från CK eller från en pulsgivare.

Under snabbresningen är pulsgivaren inkopplad. Denna styr då kurskorrektionsservot med en viss hastighet varvid detta vrids så att en "tilläggsvinkel" adderas till vinkelinformationen från kurselgonen. Härigenom kommer kurskopierservot snabbare att inta korrekt läge, samtidigt som kursgyrot intar ett godtyckligt läge (inte orienterat i jordmagnetfältets riktning). Vinkelskillnaden mellan kurskopierservots läge och kursgyrot upptas alltså av kurskorrektionsservot.

Under snabbresningen ger FLI 37 felvarning. Denna upphör när snabbresningen är klar.

Snabbresningsmod kan även inkopplas manuellt genom att snabbresningsknappen på centralindikatorn trycks in. Detta utförs endast när FLI 37 ger felvarning eller när presentationen är felaktig. Om snabbres-

ning måste tillgripas i luften bör detta ske under så accelerationsfri flygning som möjligt för att pendelutstyrning inte ska erhållas.

Snabbresningsmod erhålls även automatiskt efter funktionskontroll.

3.2 Vinkelinformation

Vinkelinformationen om tipp, roll och kurs utgår från givarelgonerna ET, ER och EK (Bild 5) och påförs respektive kopierservo i gyrokalkylatorn.

3.2.1 Tippvinkel

När flygplanet rör sig i tippled följer såväl plattform som kardan 4 med medan lodgyrot bibehåller sitt läge. Detta medför att en felsignal utgår från elgon EJ till tippmotorn (MT). Motorn vrider kardan 4, varvid rotorn i elgon ET vrids (till dess att fältbilden överensstämmer med EJ). Utsignalen från ET utgör ett direkt mått på flygplanets tippvinkel. Signalen styr i sin tur tippkopierservot i gyrokalkylatorn.

3.2.2 Rollvinkel

När flygplanet utför en rollrörelse följer plattformen med medan lodgyrot bibehåller sitt läge. Vinkelavvikelsen avkänns i avkännare roll (AR), varvid en felsignal utgår till rollmotorn (MR) som vrider plattformen så att felsignalen upphör. Plattformens vridning, som utgör aktuell rollvinkel, avkänns i elgon roll (ER). Signalen styr i sin tur rollkopierservot i gyrokalkylatorn.

3.2.3 Kursvinkel

När flygplanet utför en kursändring vrider sig plattformen i förhållande till kursgyrot. Vinkelförändringen avkänns i kurselgonen (EK). Signalen styr sedan kurskopierservot över kurskorrektionsservot.

3.3 Övervakning

3.3.1 Lodgyro

Under flygning övervakas inriktning av pendlar i roll– och tipp på motsvarande sätt som under snabbresningen. Dessutom sker en kompensering från CK för de felaktigheter som uppstår på grund av accelerationer under flygning samt för flygplanets förflyttning över jordytan. Vid större gyrofel än $\pm 5°$ bortkopplas pendlarna och gyrot inriktas inte längre automatiskt (manuell snabbresning måste utföras).

3.3.2 Kursgyro

Kursgyrot övervakas före start av den magnetiska kursgivaren. Denna har emellertid inte tillräckligt stor noggrannhet varför en mera exakt inställning av kurskopierservot i gyrokalkylatorn utförs vid start, varefter den magnetiska kursgivaren bortkopplas och kursgyrot arbetar utan övervakning. Under den fortsatta flygningen korrigeras kursinformationen till kurskopierservot kontinuerligt från datorn genom signaler till kurskorrektionsservot. Vid CK–fel bortkopplas dessa korrektioner och den magnetiska kursgivaren återinkopplas varvid reducerade prestanda erhålls.

3.4 Initialinställning av kurs

Initialinställningen av kursinformationen i samband med start kan utföras antingen automatiskt av datorn eller manuellt enligt beskrivningen nedan (Avsnitt 3.4.1 resp 3.4.2).

Om under flygning manuell snabbresning utförts p g a felvarning FLI, förstörs initialinställningen. Detta indikeras genom att lampfält NAVSYST förblir tänt som en indikation på försämrad kursnoggrannhet.

3.4.1 Automatisk initialinställning

Den automatiska initialinställningen tillgår i princip så att datorn under rullningen på banan (inom intervallet 110 — 200 km/h) jämför kursen från kurskopierservot med inmatad banriktning. Om vinkelavvikelse föreligger adderar datorn omedelbart medelvärdet av denna till kursvinkeln från FLI, så att korrekt kursvinkel erhålls. Härvid kan en momentan förflyttning av kursskalan iakttagas i SI. Kurskorrektionen från datorn matas därefter till gyrokalkylatorns korrektionsservo, som i sin tur korrigerar kurskopierservot så att detta intar rätt kurs (vilket indikeras av att kursskalan på centralindikatorn och flyglägesindikatorns kursskala successivt korrigeras). När initialinställningen är utförd bortkopplas den magnetiska kursgivaren som övervakat kursgyrot ända sedan snabbresningen.

Om vinkelskillnaden mellan inmatad banriktning och FLI kursvinkel under banrullningen är > 15°, jämför datorn istället FLI kursvinkel med kontrabanriktningen eller om basen definierats genom referensnummer, med övriga lagrade banriktningar för basen. Den banriktningen som först uppfyller ovan nämnda villkor används för korrektion.

Om ingen banriktning uppfyller ovan nämnda villkor, t ex vid stor missvisning eller om felaktig banriktning inmatats, utför datorn inte någon initialinställning. Detta indikeras vid rotation av att lampfältet NAV SYST tänds.

3.4.2 Manuell initialinställning

Ovanstående automatiska förfarande kan inhiberas genom att referensomkopplaren på styrspaken trycks in, när flygplanet noggrant är inriktat längs startbanan. Datorn använder därefter uppmätt vinkelavvikelse mellan inmatad banriktning och FLI kursvinkel för korrektion. Denna manuella variant kan upprepas.

Övervakning m h t banval sker på motsvarade sätt som vid automatisk initialinställning.

Anm
Notera konsekvenserna vid oavsiktlig intryckning av referensomkopplaren på marken.

3.5 Funktionsövervakning

Flyglägesgivaren och gyrokalkylatorn har inbyggda kretsar för funktionsövervakning. Vid spänningsbortfall eller felsignaler från flyglägesgivaren eller från gyrokalkylatorns kopierservon samt vid snabbstabilisering upphör signalen FLI OK.

Detta resulterar i att varningsflaggor blir synliga på flyglägesindikatorn samtidigt som datorns funktionsövervakningsprogram ger felvarning. Härvid tänds lampfälten CK och NAV SYST på höger indikeringstablå samti-

digt som huvudvarning ges. Vidare erhålls ett flertal följdindikeringar vilka varierar med aktuellt flygtillstånd. Dessa indikeringar redovisas i Flik 28 Funktionsövervakning (Flyglägesinstrument).

Flyglägesindikatorn har en inbyggd krets för funktionsövervakning. Vid spänningsbortfall eller servofel i indikatorn blir indikatorns varningsflagga synlig.

Om föraren får varningsindikeringar enligt ovan, har han möjlighet att utnyttja den reserv som finns i form av reservkursanläggning och reservhorisont. Jämför Flik 13 Instrument.

3.6 Funktionskontroll

FLI 37 har inbyggda anordningar för funktionskontroll. Vid initiering av FK startas ett speciellt program i datorn som levererar signaler till FLI. Resultatet utvärderas och presenteras på lamptablå FK samtidigt som flyglägesindikatorn och kursindikatorn ställs in på de av datorn beordrade värdena.

FK initierar också felvarning i FLI som indikeras samtidigt som hög övervakningshastighet i lod startas.

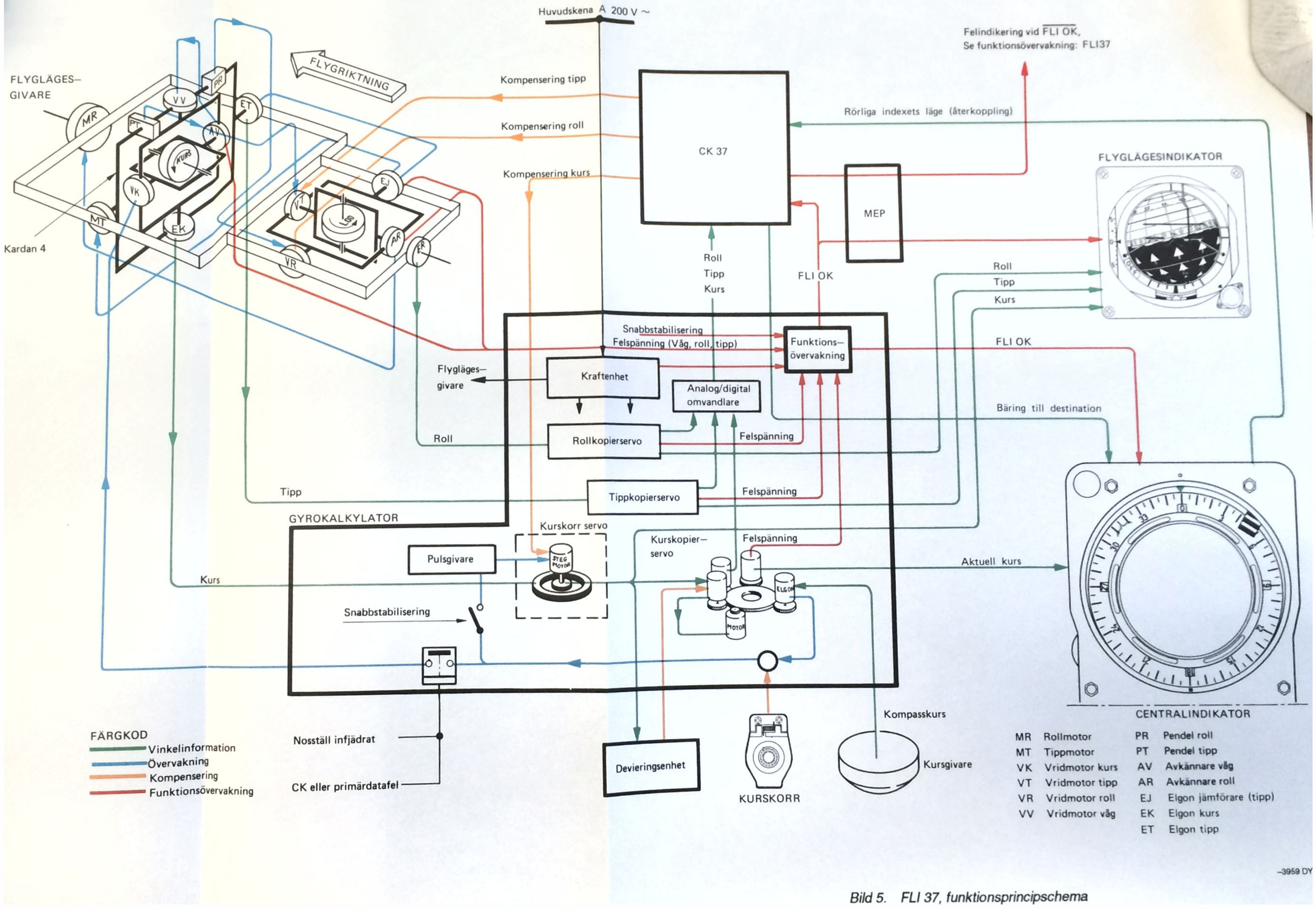


Bild 5. FLI 37, funktionsprincipschema

Radarhöjdmätare

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	In– och urkopplingslogik	3
3	Funktion	5
4	Radarhöjdindex	5
5	Funktionsövervakning	5
6	Funktionskontroll	5

Bilder

		Sida
1	Radarhöjdmätare, blockschema	4

1 Allmänt

Radarhöjdmätarens uppgift är att mäta flygplanets höjd över underliggande terräng inom höjdområdet 0 – 600 m. Informationen utnyttjas av datorn som underlag för beräkningar samt för presentation på central– och siktlinjesindikatorerna. Dessutom används radarhöjden i styrautomaten vid höjdhållning som ett sekundärt höjdvarningssystem då CK– eller PRIMÄRDATAFEL föreligger.

Radarhöjdmätaren består av en sändtagare samt sändar– och mottagarantenn. Sändtagaren är placerad i vänster apparatrum och antennerna är placerade på flygkroppens undersida i höjd med huvudställsluckorna.

Sändtagaren utgörs av kraftenhet samt sändare och mottagare. Kraftenheten strömförsörjs från S–skena A + 28 V=. Denna blir spänningsförande vid generator– eller BRAGG–inkoppling.

Radarhöjdmätaren används normalt vid all flygning.

2 In– och urkopplingslogik

Till– och frånslag av radarhöjdmätaren kan ske dels manuellt och dels automatiskt från datorn, se Bild 1.

Då skedesväljaren står i läge BER sker TILL/FRÅN–slag av radarhöjdmätaren med strömställaren RHM på navigeringspanelen.

Då skedesväljaren står i något av de övriga lägena (och strömställaren RHM står i läge TILL) kan radarhöjdmätarens till– och frånslag manövreras genom en signal från datorn (till MEP). Denna signal benämnes "RHM FRÅN" och bryter pågående RHM TILL–signal. Den erhålls i följande tre fall om CK–fel och primärdatafel inte föreligger och om funktionskontroll ej pågår.

1) då standardhöjden H_s > 2450 m (referens 1013,2 hPa)

2) under inflygningsfas 2 eller 3 om omkopplaren HÖJD CISI står i läge RHM och användbar radarhöjd finns tillgänglig (H_R < 575 m och roll– resp tippvinkel < 40°). Signalen "RHM FRÅN" upphör när omkopplaren återgår till läge LD varvid radarhöjdmätaren åter träder i funktion.

3) när omkopplaren HÖJD CISI står i läge RHM och radarhöjdmätarens interna övervakning indikerar fel (RHM EJ LÅST) vid flygning inom radarhöjdmätarens arbetsområde (flygplanets höjd H_s < 1200 m och roll– resp tippvinkeln < 40°).

I samtliga tre fall återgår omkopplaren HÖJD CISI automatiskt till läge LD.
I fall 3 tänds dessutom lampfältet RHM FEL och huvudvarning ges.

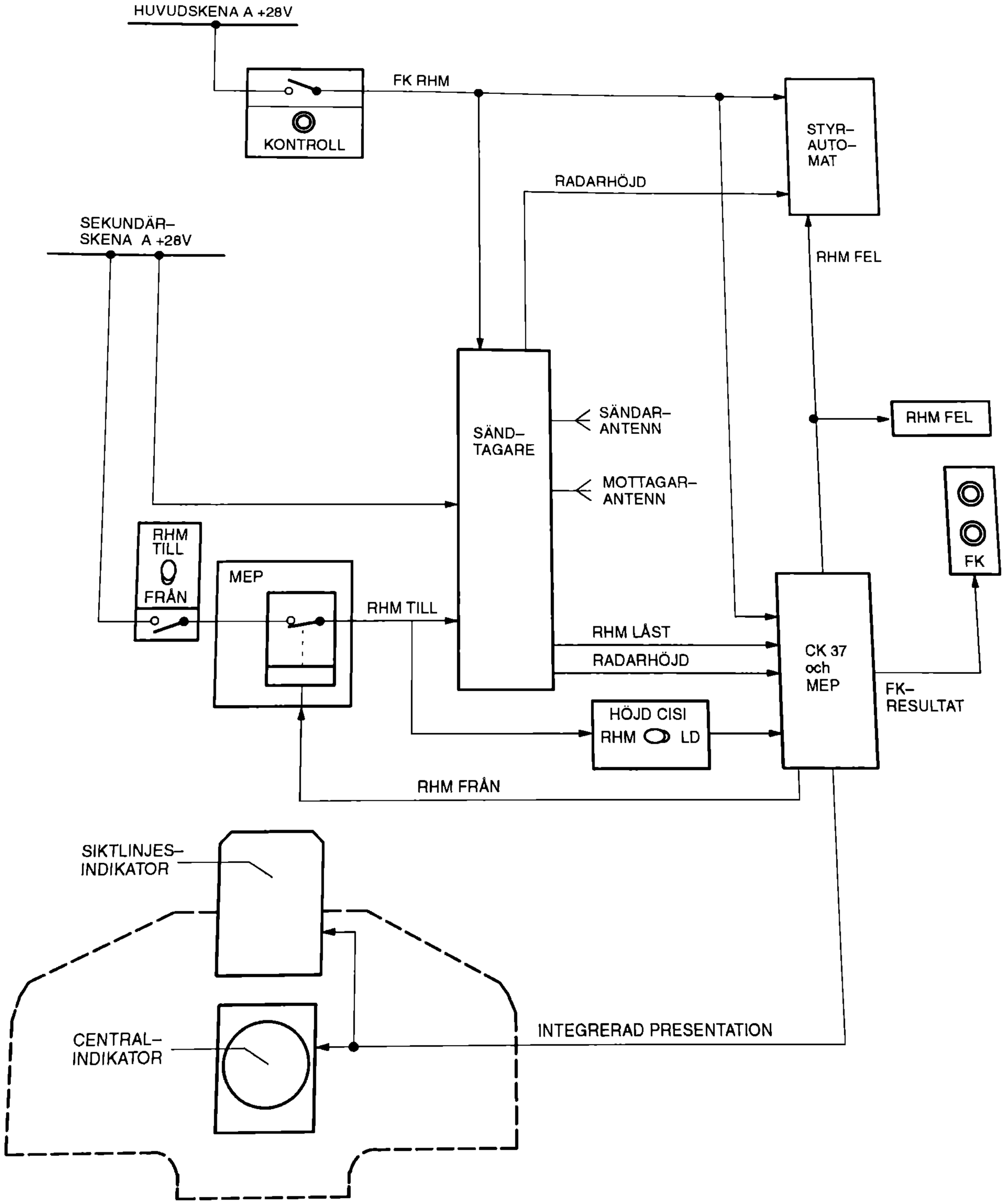


Bild 1. Radarhöjdmätare, blockschema

3 Funktion

När sändaren i sändtagaren erhåller spänning alstras i denna pulser vilka matas dels till sändarantennen och dels direkt till mottagaren. De sändpulser som reflekterats mot marken tas emot i mottagaren och signalbehandlas innan de går vidare till mottagarens följnings– och sökkretsar.

Under det s k sökningsskedet utför mottagaren sökning i höjdområdet 0 — 1500 m. När signalnivån överstiger ett visst tröskelvärde avbryts sökningen och mottagaren låser på markekosignalen. Därvid alstrar mottagaren signalen RHM LÅST, vilket anger att följning pågår. Denna signal matas till datorn via MEP och används för funktionsövervakning och i inkopplingslogiken.

Samtidigt med denna signal matas radarhöjden H_R till dator och styrautomat. I mottagaren är en begränsning inlagd som gör att inga radarhöjder över 600 m utmatas.

4 Radarhöjdindex

När radarhöjdmätaren är i funktion och flygplanet befinner sig inom höjdmätarens arbetsområde presenteras radarhöjdindex på referenshöjdstolparna i SI och CI. Indexen anger avvikelsen mellan datorberäknad höjd och ofiltrerad radarhöjd.

Denna presentation kan bl a utnyttjas för att under flygning göra en förnyad marktrycksinställning. Höjdmätarens marktrycksinställare vrids då tills radarhöjdindexen i SI sammanfaller med underkanten på referenshöjdstolparna.

Beträffande radarhöjdinformationens användning i datorn hänvisas till Flik 22 och 23 Höjdberäkning i CK37 resp Höjdvarning.

5 Funktionsövervakning

När radarhöjdmätaren låst och följer på marekot levereras signalen "RHM LÅST" till dator och MEP. I MEP drar då ett relä och lampfältet RHM FEL på höger lamptablå släcks samtidigt som felvarningen till SA 06 upphör, se Bild 1.

Vid felfunktion hos RHM vid flygning **utanför** radarhöjdmätarens arbetsområde inhiberas felvarning.

6 Funktionskontroll

Funktionskontroll av radarhöjdmätaren kan ske oberoende av skedesväljarens inställning. Den initieras när knappen KONTROLL trycks in, varvid sändpulsen matas till mottagaren och efter fördröjning bildas ett "konstgjort" markeko svarande mot höjd 30 m. Det erhållna värdet utvärderas av datorn och presenteras på lamptablå FK, där grön lampa betyder godkänd och röd lampa underkänd funktionskontroll.

Höjdberäkning i CK37

Innehåll

Sida

1 Allmänt 3
1.1 Omkopplare HÖJD CISI 3
1.2 RHM–information vid landställsmanövrering 4

2 Höjdinformation vid flygning i transsonik 4

Bilder

Sida

1 Höjdberäkning i CK37, princip 5

1 Allmänt

Principen för höjdberäkningen i datorn framgår av Bild 1 och avser endast presentationen på CI och SI.

Ur statiskt tryck (P_S) från luftdataenheten beräknas i datorn standardhöjden (H_S). Denna filtreras därefter med flygplanets beräknade vertikalhastighet vilken erhålls vid fartvektorberäkningarna. Härigenom erhålls en dynamisk uppsnabbad höjd lämpad för presentation. Till standardhöjden adderas därefter en marktryckskorrektion (ΔH_{RM}) förutsatt att höjdindikatorns inställningsratt är intryckt och att det inställda värdet avviker från 1013,2 hPa. Som resultat av additionen erhålls den marktryckskorrigerade luftdatahöjden (H_M).

Marktryckskorrektion av standardhöjden enligt ovan kan ske på två sätt, antingen manuellt med marktrycksinställaren på höjdindikatorn eller automatiskt med hjälp av uppmätt radarhöjd.

1.1 Omkopplare HÖJD CISI

När omkopplaren HÖJD CISI står i läge LD sker marktryckskorrektionen från höjdindikatorns marktrycksinställare genom att korrektionen ΔH_M adderas till H_S, se Bild 1. När omkopplaren står i läge RHM och radarhöjd är användbar och flygplanet inte befinner sig under inflygningsfas 2 eller 3, beräknas marktryckskorrektionen ΔH_R ur skillnaden mellan uppmätt radarhöjd och H_M.

För att åstadkomma en lugn höjdpresentation lågpassfiltreras avvikelsen.

Eftersom höjdomkopplaren inte automatiskt återgår till LD–läget förrän H_S > 2450 m kommer ur radarhöjd beräknad korrektion att frysas och användas då H_R > 575 m eller då roll– eller tippvinkeln överstiger 40°. På så vis kan flygföraren välja mellan att använda höjd med radarkorrektion eller med tryckkorrektion även om höjden skulle överskrida radarhöjdmätarens arbetsområde.

Då omkopplaren HÖJD CISI står i läge LD och referenshöjdstolpar presenteras i SI och CI kan höjdindikatorn manuellt ställas in efter den tryckнivå som svarar mot uppmätt radarhöjd. Detta utförs på så sätt att marktrycksinställaren vrids till dess att radarhöjdindexen befinner sig vid ytterhöjdstolparnas fotpunkter.

Den beräknade höjden H_M används i datorn för presentation på SI och CI, dels i digital form och dels vid presentation av höjdavvikelsen mellan kommenderad och aktuell höjd. Dessutom används H_M i höjdvarningsfunktionen.

Vid vapenanvändning bestämmer läget på höjdomkopplaren "resultatet" i några enstaka fall, nämligen:

- Vid presentation av digital höjd i SI i samband med RB 04–, RB 15– och bombkapselfällning.
- Vid beräkningar som utförs vid RB 04– och RB 15–fällning.

Läget på höjdomkopplaren saknar däremot betydelse vid övrig vapenanvändning på grund av följande två principer:

- Vid bombkapselfällning används alltid radarhöjd som utgångspunkt för presentation av fällhöjdsvarning.
- I samband med vapenanvändning i övrigt används alltid LD–höjd i alla siktesberäkningar samt vid presentation av digital höjd i SI under optisk siktning mot markmål.

Om omkopplaren vid ett RHM–fel inte automatiskt återgår till läge LD (på grund av fel på omkopplaren) presenteras trots detta LD–höjd i SI och CI.

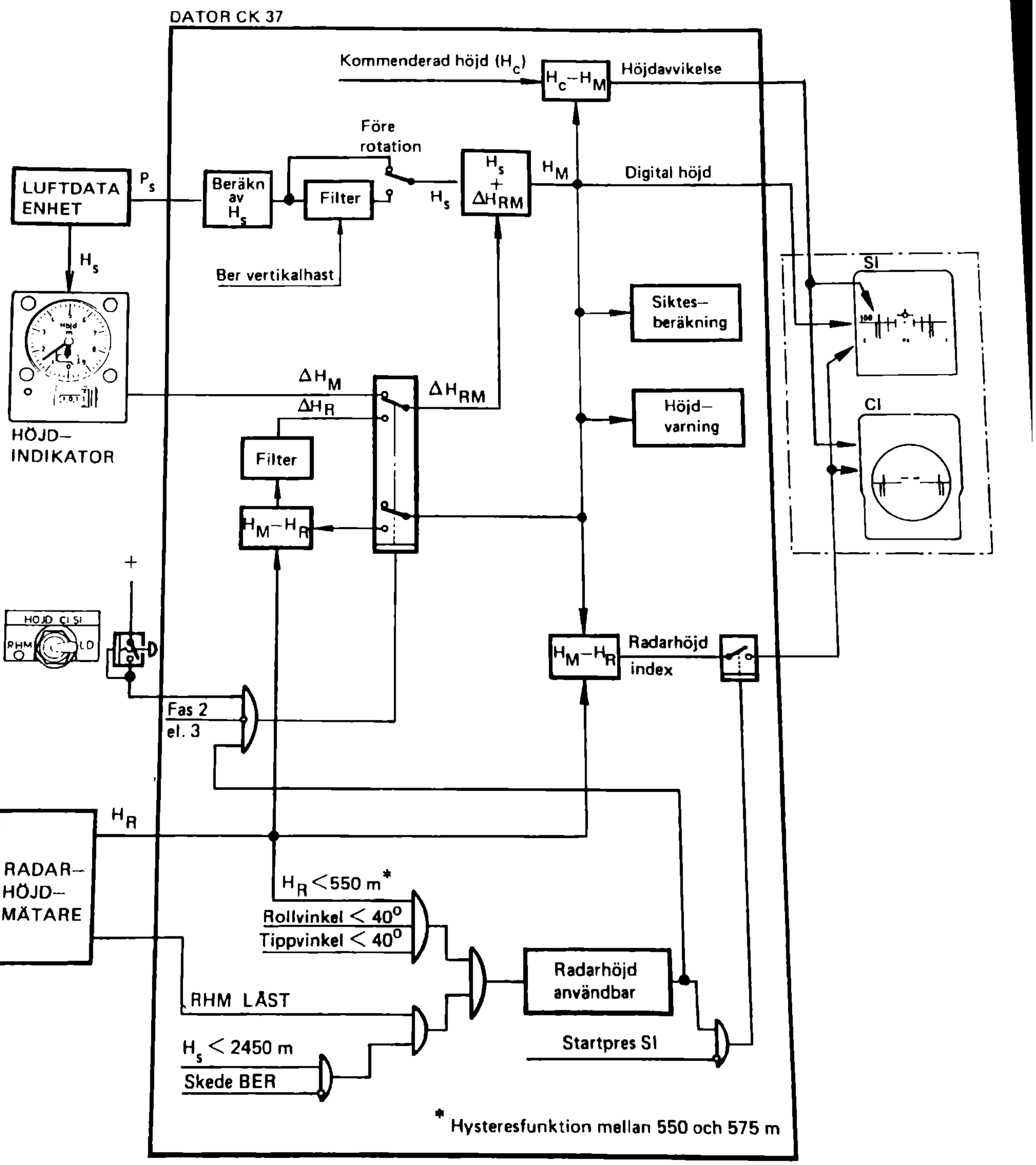
1.2 RHM–information vid landställsmanövrering

Under in– och utfällning av landstället störs RHM–funktionen av landställsluckorna. Därför används ingen information från RHM av datorn under 15 s efter landställsmanövrering.

2 Höjdinformation vid flygning i transsonik

Vid flygning inom transsonikområdet (M 0,97 — 1,05) beräknas höjden genom ren integration av flygplanets vertikalhastighet. För att säkerställa att för hög höjd inte ska presenteras dumpas då fartvektorsymbolen ca 0,8°, vilket medför att flygplanet utför en svag stigning om fartvektorsymbolen flygs på konsthorisonten.

Om flygplanet blir kvar i transsonik längre tid än 45 s utan att radarhöjd används som referens, inkopplas åter LD–höjden och den marktryckskorrigerade flyghöjden (H_M) beräknas genom filtrering av H_S. Fartvektor och höjdpresentation kommer då att frikopplas från varandra.



P_s = Statiskt tryck
H_c = Kommenderad höjd
H_M = Marktryckskorrigerad [1] höjd
H_s = Standardhöjd (ref. 1013,2 hPa)
H_R = Radarhöjd
ΔH_M = Marktryckskorrektion [1], höjdindikator
ΔH_R = Marktryckskorrektion [1], radarhöjdmätare

[1] Alternativt korrektion till annan tryckyta.

F7–A–A0370–AA–01

Bild 1. Höjdberäkning i CK37, princip

Höjdvarning

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Höjdvarning	4
2.1	Bottenvarning	4
2.2	Metspövarning	4
2.3	Varning vid höjdhållning	5
2.3.1	Höjdvarning från SA 06 vid CK– eller PD–fel	5
2.3.2	Övrig höjdvarning vid höjdhållning	5
2.4	Inhibering av höjdvarning	7
3	Speciell användning av höjdvarningslampan	7
3.1	Höjdvarningslampan — RB 04	7
3.2	Höjdvarningslampan — RB 15/BK	7
3.3	Markkollisionsvarning — RB 75	7
3.4	Beredskapsvarning	7
3.5	FKÖE5–varning	8

Bilder

		Sida
1	Bottenvarning, exempel	4
2	Metspövarning	4
3	Höjdvarningar med SA 06 i HÖJD	6

1 Allmänt

Höjdvarningsfunktionen i flygplanet avser att vid flygning på lägsta höjd varna föraren när höjden till underliggande terräng blir för låg, samt om något fel uppstår i styrautomatens höjdhållningsfunktion så att flygplanet avviker från inkopplad flyghöjd.

Följande tre huvudvarianter av höjdvarning kan ges:

- Bottenvarning
- Metspövarning
- Varning vid höjdhållning (två fall)

All höjdvarning indikeras med höjdvarningslampan på CI:s frontram samt oftast också med blinkande referenshöjdstolpar och radarhöjdindex i SI och CI. Se Tabell 1.

Höjdvarningslampan, vars sken är rött, utnyttjas inte bara för regelrätt höjdvarning utan även för en del speciella syften, vilket också framgår av tabellen. Se även Flik 28 Funktionsövervakning.

Tabell 1. Indikeringar med höjdvarningslampan

Varningstyp	Lampan blinkar eller lyser med fast sken	Ref–höjdstolpar och radar-höjdindex blinkar (CI, SI)	Referens till avsnitt i denna flik
Höjdvarningar			
Bottenvarning	5 Hz	5 Hz	2.1
Metspövarning	5 Hz	5 Hz	2.2
Varning vid höjdhållning:			
• vid CK– eller PD–fel	Fast sken	—	2.3.1
• övriga fall	5 Hz	5 Hz	2.3.2
Speciella varningar			
Indikeringar avs. RB 04	Fast sken	—	3.1
Indikeringar avs. RB 15/BK	Fast sken	—	3.2
Markkollisionsvarning RB 75	5 Hz[1]	—	3.3
Beredskapsvarning	2,5 Hz	—	3.4
FKÖE5–varning	5 Hz[1]	—	3.5

[1] Ytterligare indikering erhålls (blinkande FK–lampor/EP 13–bild)

2 Höjdvarning

2.1 Bottenvarning

Bottenvarning erhålls då omkopplaren HÖJD CISI står i läge LD och radarhöjden understiger 150 m och den samtidigt är mindre än halva den datorberäknade flyghöjden (H_M). H_M är i detta fall baserad enbart på luftdatainformation. Bottenvarningen inhiberas vid radarhöjd under 50 m om landstället är utfällt.

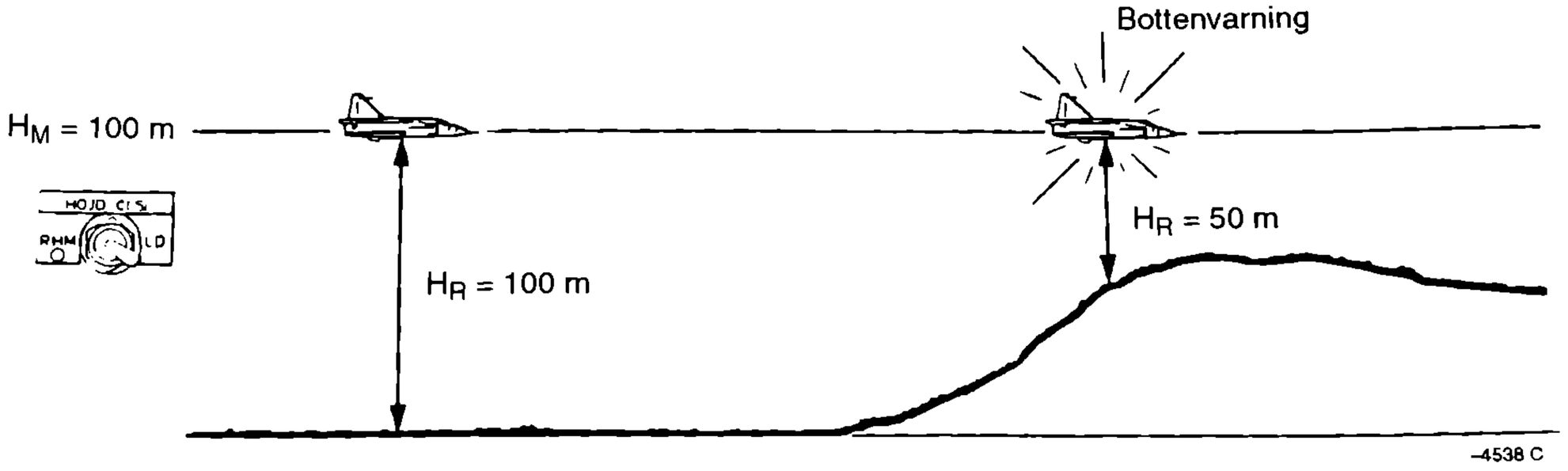


Bild 1. Bottenvarning, exempel

2.2 Metspövarning

Metspövarning erhålls under radarspaning (mod A1 eller A2) när flygplanets datorberäknade höjd och sjunkhastighet är sådana att flygplanet beräknas kollidera med marken inom 7 s. Då radarhöjd finns tillgänglig korrigeras den datorberäknade höjden så att höjdvarningen alltid baserar sig på radarhöjd. Eftersom varningen baserar sig på höjden till underliggande terräng sker sålunda inte någon varning för eventuella hinder framför flygplanet som befinner sig över denna nivå.

Denna varning är inhiberad dels vid siktning mot markmål, dels med utfällt landställ när H_M understiger 50 m.

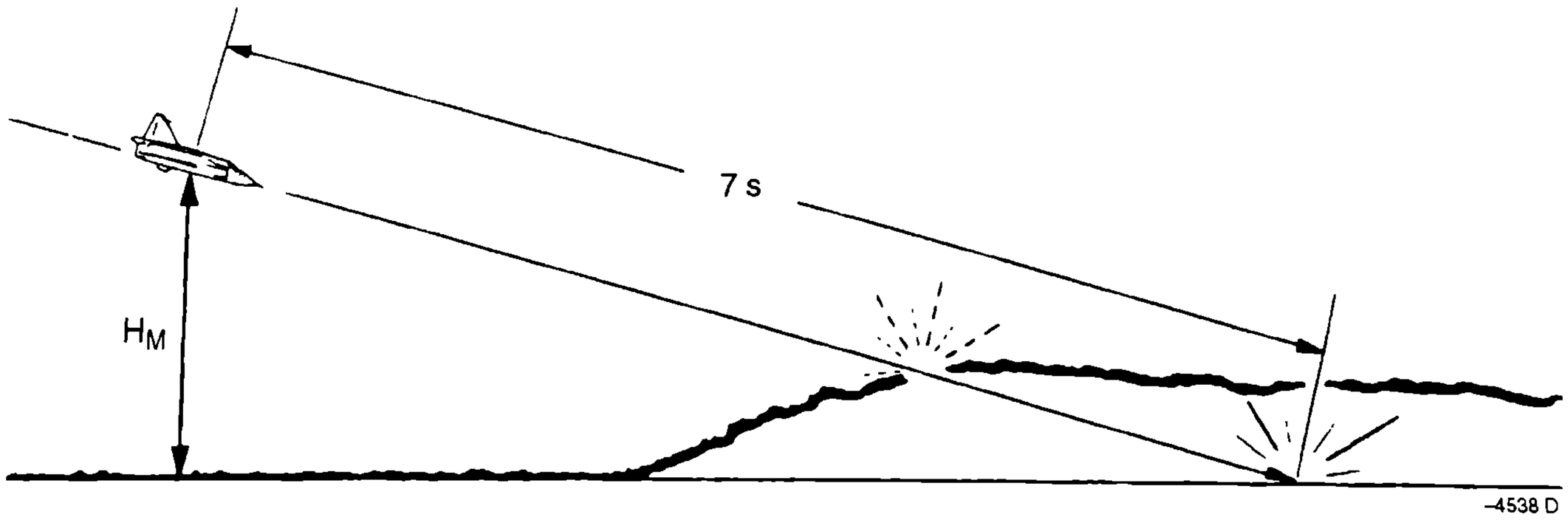


Bild 2. Metspövarning.

2.3 Varning vid höjdhållning

Höjdvarning under flygning med SA 06 i höjdhållningsmod kommer vid CK– eller PRIMÄRDATAFEL direkt från styrautomaten. I övriga fall går varningen via CK.

2.3.1 Höjdvarning från SA 06 vid CK– eller PD–fel

Vid CK– eller PRIMÄRDATAFEL erhålls höjdvarning direkt från styrautomaten, om flygning sker med SA 06 i HÖJD och radarhöjdmätaren är i funktion, när radarhöjden understiger 80 % av inkopplingshöjden (H_R). Detta indikeras av att höjdvarningslampan tänds med fast sken.

2.3.2 Övrig höjdvarning vid höjdhållning

Höjdvarning kan ges från CK vid flygning med SA 06 i höjdhållningsmod. Varningen, som pågår i minst 10 s om inte höjdhållningen kopplas bort, består av blinkande höjdvarningslampa (5 Hz) och erhålls i följande fall:

- Aktuell flyghöjd understiger 80 % av inkopplingshöjden. Se Avsnitt 2.3.2.1 80 %–varning från CK.
- Datorns rimlighetsövervakning av primärdatainformation indikerar fel. Se Avsnitt 2.3.2.2 Varning från rimlighetskontrollen.

Anm
Vid inkoppling av höjdhållning på låga höjder kan p g a höjdövervakningssystemets dimensionering vådavarning erhållas om sjunkhastigheten överstiger nedanstående värden:

H = 150 m, sjunkhastighet > 5 m/s
H = 1500 m, sjunkhastighet > 40 m/s

2.3.2.1 80 %–varning från CK

Höjdvarningslampan blinkar när den aktuella flyghöjden understiger 80 % av inkopplingshöjden.

Med aktuell flyghöjd avses datorberäknad marktryckskorrigerad flyghöjd (H_M) som predikterats med hjälp av beräknad sjunkhastighet ($\dot{H}$), lastfaktor och tippvinkelhastighet.

Inkopplingshöjden är den höjd som H_M har när HÖJD inkopplas.

När radarhöjden H_R är användbar sker i CK en fortlöpande justering av aktuell höjd så att det minsta av värdena H_R och H_M betraktas som aktuell höjd.

En fortlöpande automatisk justering i CK görs även beträffande inkopplingshöjden, såvida radarhöjden är användbar. Detta får ungefär samma effekt som om föraren med jämna mellanrum själv skulle göra förnyad inkoppling av höjdhållning, dvs värdet på inkopplingshöjden kommer att förändras i takt med underliggande terräng. I nedanstående exempel och i Bild 3 illustreras bl a detta förhållande.

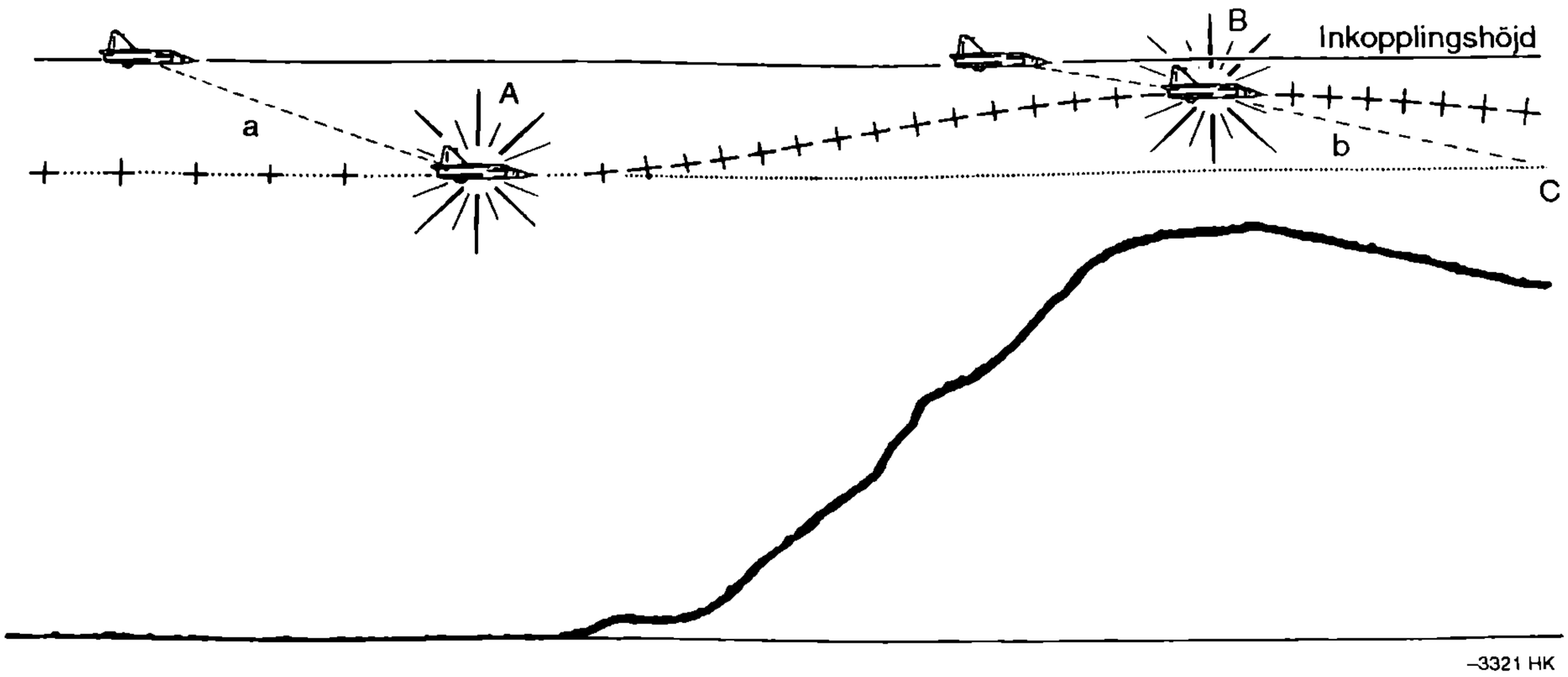


Bild 3. Höjdvarningar med SA 06 i HÖJD

I Bild 3 visas inkopplingshöjden som en heldragen linje. När ett flygplan med SA 06 i HÖJD och fungerande RHM rör sig utefter denna linje så kommer CK:s uppfattning om varningshöjdens läge att variera som kurvan med plustecken visar.

Om RHM däremot inte fungerar kommer den prickade linjen att utgöra CK:s gräns för höjdvarning.

Antag att ett flygplan med SA 06 i HÖJD flyger utefter den heldragna linjen i Bild 3. Om det sedan börjar förlora höjd enligt linje a, så får det höjdvarning i punkt A.

Höjdvarning i punkt B erhålls på analogt sätt om höjdförlust sker enligt linje b och om RHM fungerar. Skulle RHM inte fungera erhålls varningen i stället i punkt C.

Vid flygning inom transsonikområdet ändras beräkningarna så att varning erhålls när radarhöjden understiger 80 % av radarhöjden vid inkoppling av HÖJD. Detta kan ge oavsiktlig varning vid flygning över land.

2.3.2.2 Varning från rimlighetskontrollen

Höjdvarningslampan blinkar när datorns rimlighetsövervakning av primärdatainformation indikerar fel. Detta inträffar t ex om FLI 37 eller LUFTDATA lämnar felaktig information utan att ge felvarning.

Funktionen, vars känslighet avtar med ökande höjd (2000 — 5000 m), upphör över 5000 m.

2.4 Inhibering av höjdvarning

All höjdvarning är bortkopplad under markrullning.

Höjdvarning inhiberas även när knappen KONTROLL trycks in. Samtidigt tänds höjdvarningslampan med fast sken om CK och PRIMÄRDATA är OK.

3 Speciell användning av höjdvarningslampan

3.1 Höjdvarningslampan — RB 04

Efter osäkring lyser höjdvarningslampan med fast sken om flygplanet vid ett anfall med RB 04 befinner sig utanför fällhöjdstoleranserna.

3.2 Höjdvarningslampan — RB 15/BK

Efter osäkring lyser höjdvarningslampan med fast sken om flygplanet vid ett anfall med RB 15 eller bombkapsel befinner sig utanför fällhöjdstoleranserna. Samma indikering kan även erhållas av andra orsaker. Se hemlig del.

3.3 Markkollisionsvarning — RB 75

Vid anfall med RB 75 ersätts höjdvarningen med en markkollisionsvarning. Markkollisionsvarningen träder i funktion då en upptagning med 4 g medför markfrigång på en höjd understigande 10 m + toleranser. Vid beräkning av toleranserna tar CK hänsyn till banvinkel och fart. I beräkningarna ingår också konstanter för reaktionstid och tid för lastfaktoruppbyggnad samt olika konstanter beroende på om avståndet är radaruppmätt eller triangulerat.

Varningen träder i funktion då aktuell luftdatahöjd eller från radaravstånd resolverad höjd understiger varningshöjd. Efter avfyring används alltid luftdatahöjd då radarn stängs av vid avfyring. Hänsyn till säkerhetsavstånd för splitter tas ej.

Varningen indikeras av att höjdvarningslampan och indikatorbilden på EP 13 blinkar med 5 Hz.

Markkollisionsvarningen är bortkopplad när reservsiktesmod föreligger.

3.4 Beredskapsvarning

Beredskapsvarningen, som indikeras med blinkande höjdvarningslampa, gör föraren uppmärksam på att han glömt att ställa om skedesväljaren efter landning. Varningen erhålls endast om annat skede än BER föreligger och om flygplanets kurs under markrullningen avviker mer än 12° från kursen i sättningsögonblicket.

3.5 FKÖE5–varning

Om funktionskontroll med FKA i läge ÖVRIG ELNIK (ÖE) och FKB i läge 5 avbryts, innan dataindikatorn visar 000000, erhålls varning genom att såväl höjdvarningslampan som de båda FK–lamporna blinkar. Det finns nämligen risk för att serietrimdomkraften i styrsystemet därvid är utanför centrerat läge, vilket är en flygsäkerhetsrisk.

Navigeringssystem

Innehåll

		Sida
1	Navigering, allmänt	5
1.1	Bestickräkning	5
1.2	Grundposition	7
1.3	Egenposition	8
2	Navigeringsutrustning	11
2.1	Datapanel	11
2.1.1	Dataväljare	11
2.1.2	IN/UT–omkopplare	11
2.1.3	Siffertangenter	11
2.1.4	Rensningsknapp	12
2.1.5	Dataindikator	12
2.2	Navigeringspanel	12
2.2.1	Kanalväljare TILS	12
2.2.2	DME	13
2.2.3	RHM	13
2.2.4	Brytpunktsknappar	13
2.2.5	Kanalgruppväljare	13
2.3	Radarpanel	15
2.4	Avståndsindikator	15
2.5	Destinationsindikator	16
2.6	Centralindikator	17
2.7	Kursindikator	18
2.8	Siktlinjesindikator	18
2.9	Flyglägesindikator	18
2.10	Bränsleindikator	19
3	Doppler	19
3.1	Utrustning	19
3.2	Princip	20
3.3	Funktion	20
3.4	Funktionsmoder	22
3.5	Funktionsövervakning	22
3.6	Begränsningar	22
3.7	LAND/SJÖ–omkopplare	22
4	TILS	25
4.1	Allmänt	25
4.2	Sändare	25
4.3	Mottagare	26
4.4	Kanalval	28
4.5	Funktionsövervakning	28
4.5.1	Sändaren	28
4.5.2	Mottagaren	28
4.6	Funktionskontroll	28
4.7	Manöver– och indikeringsorgan	29
4.7.1	Skedesväljare	29
4.7.2	Lampfält TILS	29
4.7.3	Datapanel	29
4.7.4	Kanalväljare	29
4.7.5	Kanalgruppväljare	29

Innehåll (forts)

		Sida
4.8	Datorbehandling av TILS–information	33
4.8.1	Villkor för datorns godkännande av TILS–information	33
4.8.2	Beräkning av position	33
4.9	Presentation av TILS–information	35
4.9.1	Landningsfas 2	35
4.9.2	Landningsfas 3	35
4.10	Styrinformation från TILS	35
5	Navigeringssystemets funktion	38
5.1	Allmänt	38
5.2	Rensning av navigeringssystemet	38
5.2.1	Rensning av uppdragsdata	38
5.2.2	Rensning av data adresserade i TAKT	38
5.2.3	Rensning av fixar	39
5.3	Manuell inmatning av uppdragsdata	39
5.3.1	Inmatning i läge AKT POS	39
5.3.2	Inmatning i läge REF/LOLA	39
5.3.3	Inmatning i läge BANA/GRÄNS	41
5.3.4	Inmatning i läge VIND/RUTA/MÅL	43
5.3.5	Inmatning i läge TID	43
5.3.6	Inmatning i läge TAKT	45
5.3.7	Inmatning i läge ID–NR	45
5.4	Inmatning av uppdragsdata via datastaven	46
5.5	Rimlighetskontroll	47
5.6	Utläsning av uppdragsdata	47
5.6.1	Utläsning i läge AKT POS	48
5.6.2	Utläsning i läge REF/LOLA	48
5.6.3	Utläsning i läge BANA/GRÄNS	49
5.6.4	Utläsning i läge VIND/RUTA/MÅL	50
5.6.5	Utläsning i läge TID	51
5.6.6	Utläsning i läge TAKT	53
5.6.7	Utläsning i läge ID–NR	54
5.7	Brytpunktsnavigering	55
5.7.1	Kurs– och färdvinkelpresentation	55
5.7.2	Avståndspresentation	57
5.7.3	Destinationsväxling	57
5.8	Fixtagning	59
5.8.1	Allmänt	59
5.8.2	Manuella fixar	59
5.8.3	Automatiska fixar	61
5.9	Fixrensning	62
5.10	Landningsnavigering	63
5.10.1	Allmänt	63
5.10.2	Anflygning skede NAV	65
5.10.3	Landningsfas 1	65
5.10.4	Landningsfas 2	67
5.10.5	Landningsfas 3	70
5.10.6	Optisk landningsmod	71
5.10.7	Alternativa landningsförfaranden	72
5.11	Tid–bränslefunktionen	75
5.11.1	Allmänt	75
5.11.2	Mall för flyguppdrag	75
5.11.3	Bränsleberäkningar	75
5.11.4	Tidhållningsberäkningar	78
5.11.5	Ändring av uppdragsgeometrin	80
5.11.6	Presenterat bränslebehov	80
5.11.7	Presenterade tidhållningsdata	81

Bilder

Sida

1 Navigeringsfunktionen, principblockschema ... 5
2 Beräkning av fartvektor, princip ... 6
3 Fartvektor och flygplanets x–, y– och z–axlar ... 7
4 Beräkning av grundposition, princip ... 7
5 Beräkning och korrektion av egenposition ... 8
6 Navigeringssystemet, blockschema ... 9
7 Datapanel ... 12
8 Navigeringspanel och kanalgruppväljare ... 14
9 Radarpanel ... 15
10 Avståndsindikator ... 15
11 Destinationsindikator, exempel på presentation ... 16
12 Centralindikator och kursindikator 17
13 Siktlinjesindikator ... 18
14 Flyglägesindikator ... 18
15 Bränsleindikator ... 19
16 Doppler, lobkonfiguration ... 20
17 Beräkning av dopplerinformation, princip 21
18 Doppler, principblockschema ... 23
19 Principen för TILS ... 25
20 TILS–sändare ... 26
21 TILS–mottagarens antenn ... 26
22 TILS–mottagarens täckningsområde ... 27
23 Manöver– och indikeringsorgan, TILS ... 30
24 TILS, funktionsprincipschema ... 31
25 Beräkning av $R_{LÄNGS}$ och $R_{TVÄRS}$, princip ... 34
26 Styrinformation från TILS finns tillgänglig, inget navigeringsfel föreligger. Inflygning via LB ... 36
27 Styrinformation från TILS finns tillgänglig, inget navigeringsfel föreligger. Kort inflygning, LF destination ... 36
28 Styrinformation från TILS vid navigeringsfel. Landning via LB ... 37
29 Styrinformation från TILS vid navigeringsfel. Kort inflygning ... 37
30 Referensnummer, F7 som ordinarie landningsbas L1 ... 40
31 Longitud för B1, 14 grader 01 min 50 s ... 41
32 Banriktning L1 140°, TILS–kanal 15 ... 41
33 Inmatning av gränser på B6 ... 42
34 CI–presentation av gränser ... 42
35 Prognosvind 140°, 15 km/h ... 43
36 Aktuell tid 14 01 50 ... 44
37 Forceringsmachtal 0,93 ... 44
38 Bränslereserv 35 % ... 45
39 Inmatning av id–nummer 1 46
40 Inmatning av id–nummer 2 ... 46
41 Aktuell longitud 14° 01′, beräknat navigeringsfel < 2 km ... 48
42 Longitud för brytpunkt B1 ... 48
43 Banriktning 292° och TILS–kanal 06 ... 49
44 Kontrabanriktning 112° ... 49
45 Utläsning av gränser för B6 ... 50
46 Dopplervind 140°, 15 km/h ... 50
47 Aktuell tid (borgerlig tid) matas ut om brytpunktsknapp LS hålls intryckt ... 51
48 K–tid 14 31 50 på målbrytpunkt M5 ... 51
49 Tidtabellfel, 1 min 50 s före respektive efter tidtabellen ... 52
50 Flygtid till mål 21 min 53 s ... 52
51 Forceringsmachtal 0,95 från brytpunkt B5 ... 53
52 Brytpunkt B3 definierad som målbrytpunkt M3 ... 53

Bilder (forts)

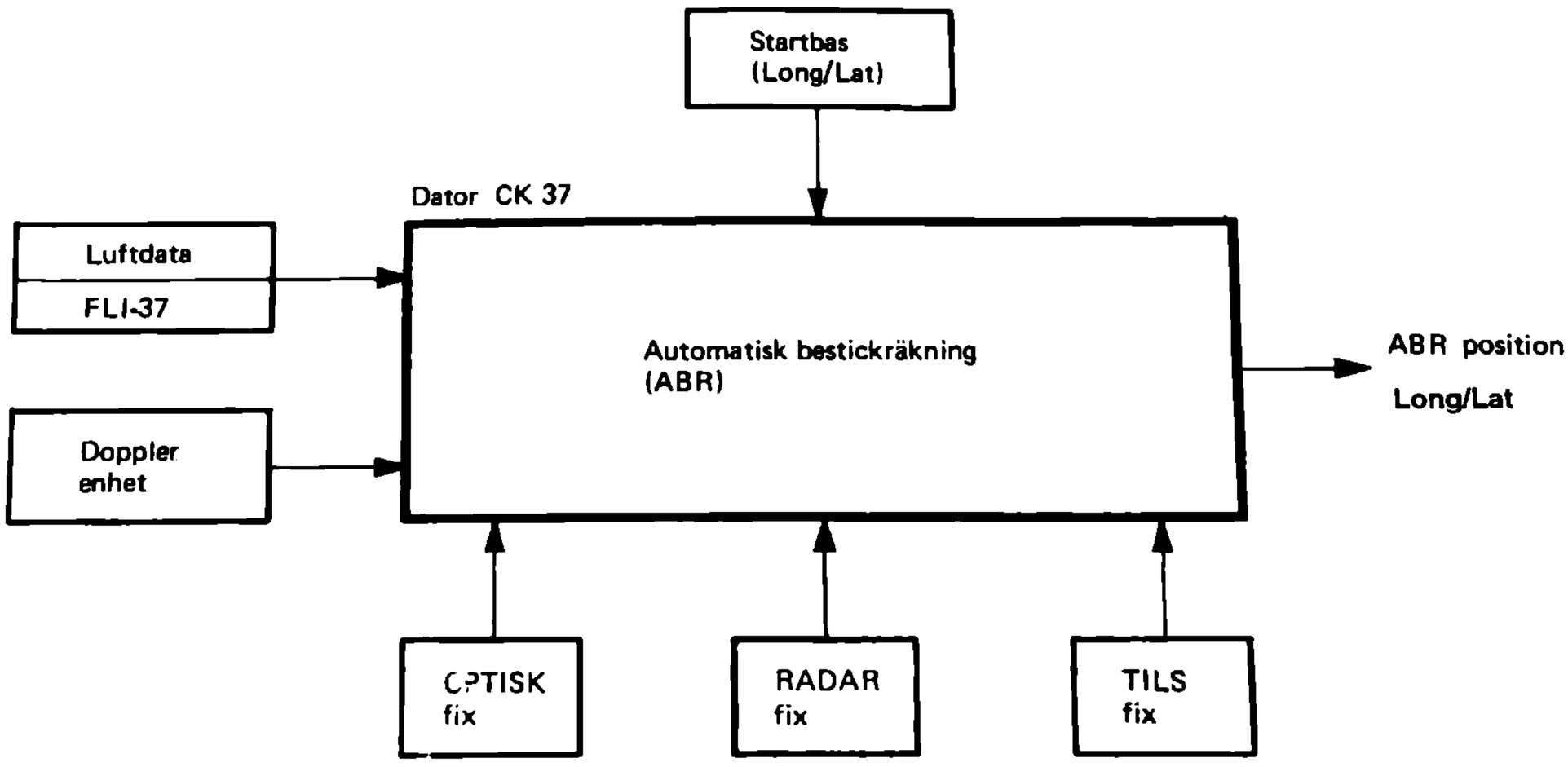
Sida

53 Bränslereserv 35 % ... 54
54 Kurs– och färdvinkelpresentation ... 56
55 Avståndspresentation ... 57
56 Direktlandning respektive slinglandning, via LB eller som kort inflygning ... 63
57 Landningsfaser och bangeometri ... 64
58 CI–presentation skede NAV, destination L1 ... 65
59 Inflygningscirkel, princip ... 65
60 CI–presentation LANDNING NAV, destination $L^{B}1$ ... 66
61 SI–presentation, planékommando ... 67
62 CI–presentation LANDNING NAV, destination $L^{F}1$ ... 68
63 SI–presentation, svängkommando ... 68
64 SI–presentation, 40 s före landningsfas 3 ... 69
65 SI–presentation, landningsfas 3 ... 71
66 SI–presentation, optisk landningsmod ... 71
67 Inflygningsbanor ... 74
68 Beräkning av bränsleförbrukning ... 77
69 Beräkning av flygtid till målbrytpunkt ... 78
70 Beräkning av tidtabellfel ... 79
71 Bränsleindikator ... 80
72 SI–presentation, tidsfel vid mål ... 81
73 Skalning av presenterat tidsfel ... 82

1 Navigering, allmänt

Navigeringsfunktionen baserar sig på s k automatisk bestickräkning, ABR, vilket i huvudsak innebär att flygplanets dator med kännedom om startbas, fart, kurs och rådande vind kontinuerligt beräknar flygplanets position. Informationen om fart och kurs får datorn från luftdatasystemet och flyglägesinstrumentet. Informationen om rådande vind får datorn från dopplerenheten.

På grund av att systemet innehåller ofullkomligheter kommer den ABR–beräknade positionen efter hand att avvika från flygplanets verkliga position. Den ABR–beräknade positionen kan därför vid tillfälle korrigeras genom att man visuellt eller med hjälp av radar eller TILS fastställer flygplanets verkliga position och utför en s k fixtagning.



–3959 AG–2

Bild 1. Navigeringsfunktionen, principblockschema

1.1 Bestickräkning

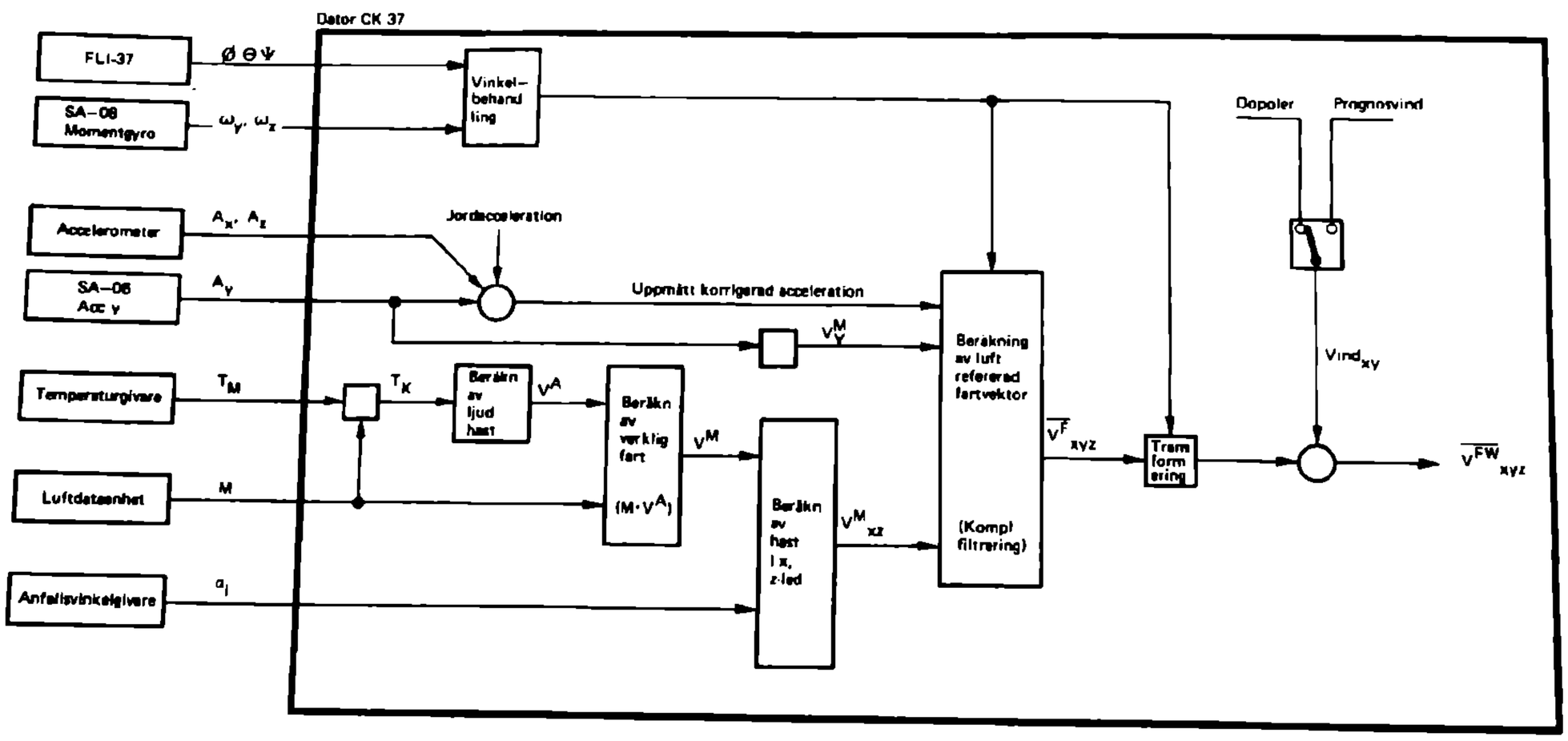
Bestickräkningen går i princip till på följande vis: Luftdatasystemet mäter totaltrycket, det statiska trycket, lufttemperaturen och anfallsvinkeln. Med hjälp av dessa uppgifter kan LD–systemet sedan beräkna bland annat machtalet. Datorn använder den LD–mätta lufttemperaturen för att beräkna den aktuella ljudhastigheten, och multiplicerar denna med det av LD–systemet beräknade machtalet för att få fram flygplanets luftrefererade fart.

Flygplanets fart i y–led (dvs i sidled) är liten jämfört med farten i x– och z–led. Den luftrefererade fartvektorn kan därför med god noggrannhet anses ligga i plan med x– och z–axlarna, och med kännedom om anfallsvinkeln kan så flygplanets fart i x– och z–led beräknas.

Med hjälp av de av accelerometerenheten uppmätta accelerationerna i x– och z–led, och med den av styrautomaten uppmätta accelerationen i y–led, kan datorn ta hänsyn även till snabba förändringar i fart. Sådana skulle i annat fall missas, eftersom LD–systemet reagerar relativt långsamt.

Farten i y–led beräknas alltså ur enbart accelerationen i y–led. Förutsatt att farten i y–led är i genomsnitt noll, med endast små, snabba variationer runt medelvärdet, ger detta tillräcklig noggrannhet.

Utgående från flyglägesinstrumentets uppgifter om flygplanets attityd i roll, tipp och kurs räknar datorn sedan ut flygplanets fart i horisontalplanet. Till sist tillförs de aktuella vindkomposanterna (prognosvind eller dopplermätt) för att få fram flygplanets markrelaterade fart.



A_z	Acceleration i z-led	V^M	Verklig fart	A_y	Acceleration		
A_x	Acceleration i x-led	$\overline{V^F}$	Luftrefererad fartvektor	Ø	Rollvinkel		
T_M	Uppmätt ytterlufttemp	$\overline{V^{FW}}$	Markrefererad fartvektor	Θ	Tippvinkel		
T_K	Korrigerad ytterlufttemp	α	Anfallsvinkel	Ψ	Kursvinkel		
V^A	Ljudhastighet	M	Mach	ω_{xyz}	Fpla rotation kring egna axlar		

Bild 2. Beräkning av fartvektor, princip

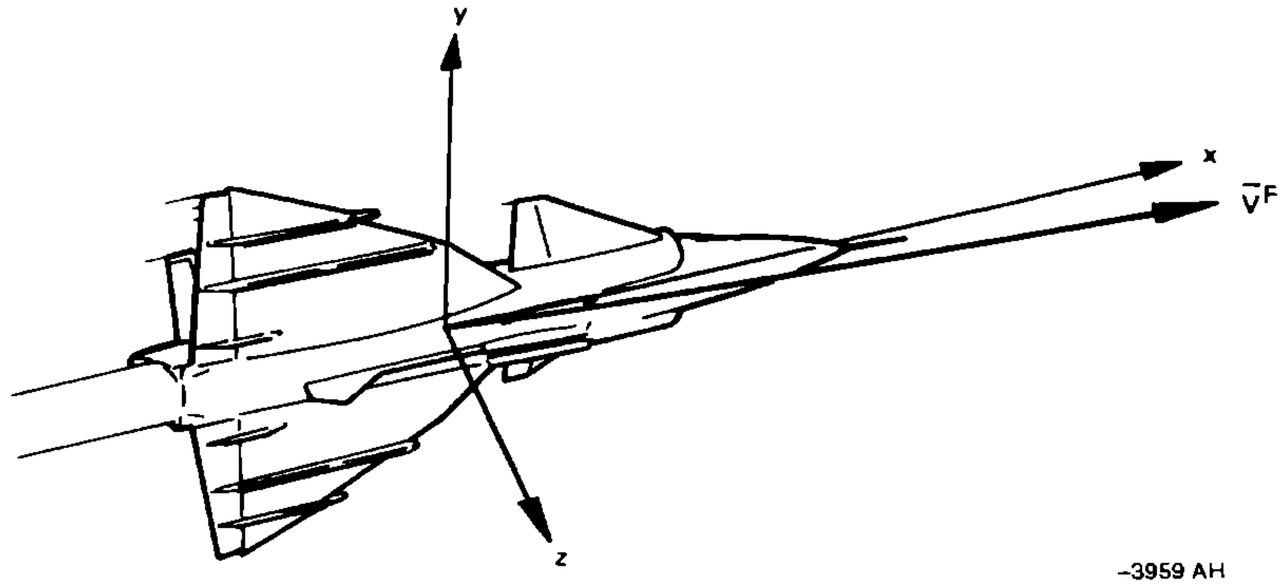


Bild 3. Fartvektor och flygplanets x–, y– och z–axlar

1.2 Grundposition

Från och med att nosstället fjädrar ut vid rotation beräknar datorn fortlöpande flygplanets position. Datorn gör detta genom att med 103 ms intervall beräkna den markrelaterade fart flygplanet har för ögonblicket, multiplicera denna med 103 ms och på så vis få ett mått på flygplanets förflyttning under varje beräkningsintervall. Genom att addera dessa små förflyttningar till startbasens koordinater i longitud och latitud får datorn flygplanets aktuella position. Denna position kallas flygplanets grundposition.

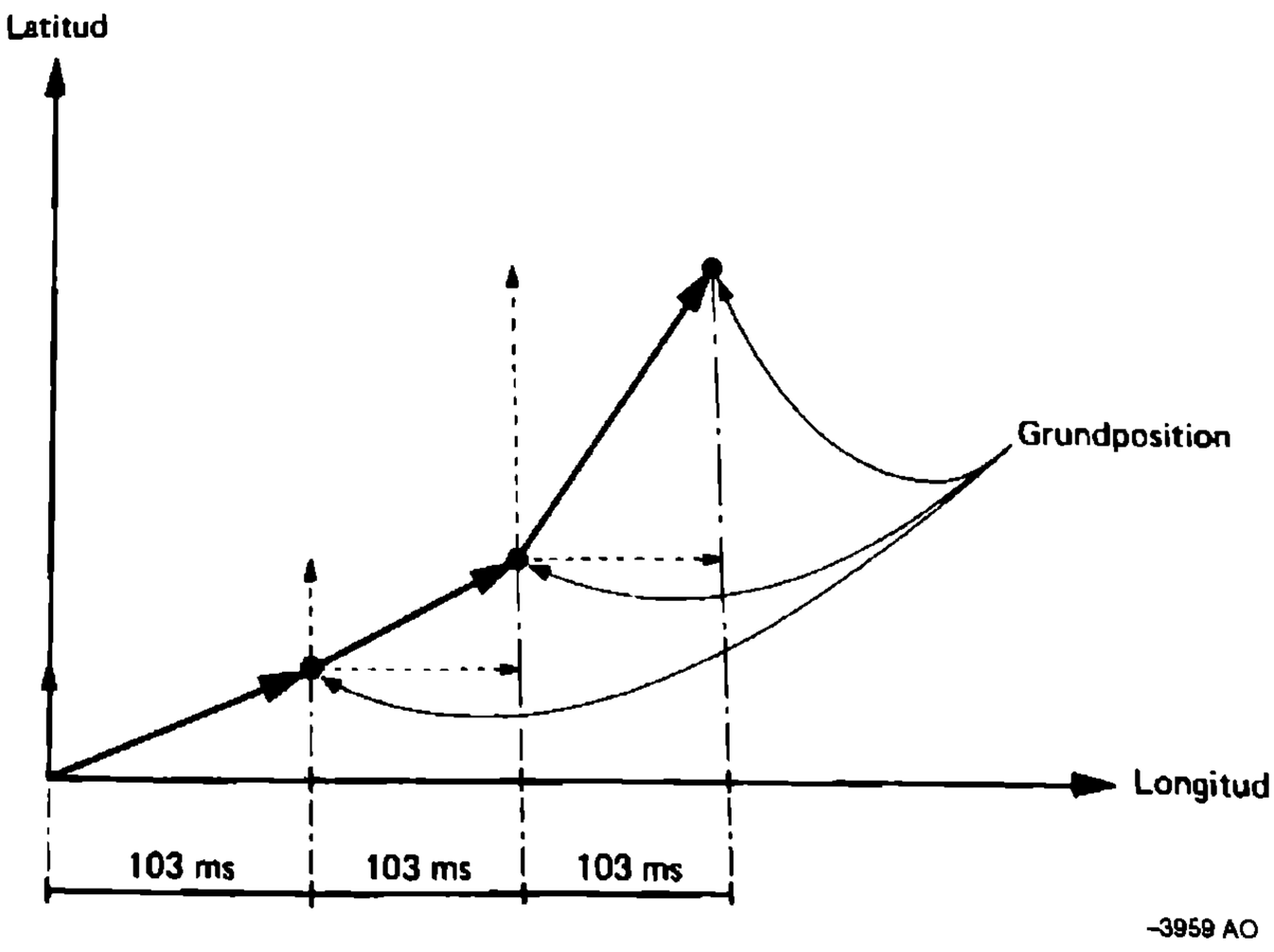


Bild 4. Beräkning av grundposition, princip

1.3 Egenposition

På grund av olika felkällor vid fartmätning, kursmätning och bestickräkning kommer den av datorn beräknade grundpositionen att så småningom avvika från flygplanets verkliga position. Det är därför nödvändigt att med jämna mellanrum bestämma flygplanets verkliga position. Datorns uppfattning om positionen uppdateras sedan genom att man adderar en positionskorrektion till grundpositionen. Den på så vis korrigerade positionen kallas egenpositionen.

Denna positionskorrektion kan utföras på följande sätt:

- genom optisk fixtagning
- genom radarfixtagning
- genom TILS–fix
- genom automatisk initialfix
- genom fixrensning

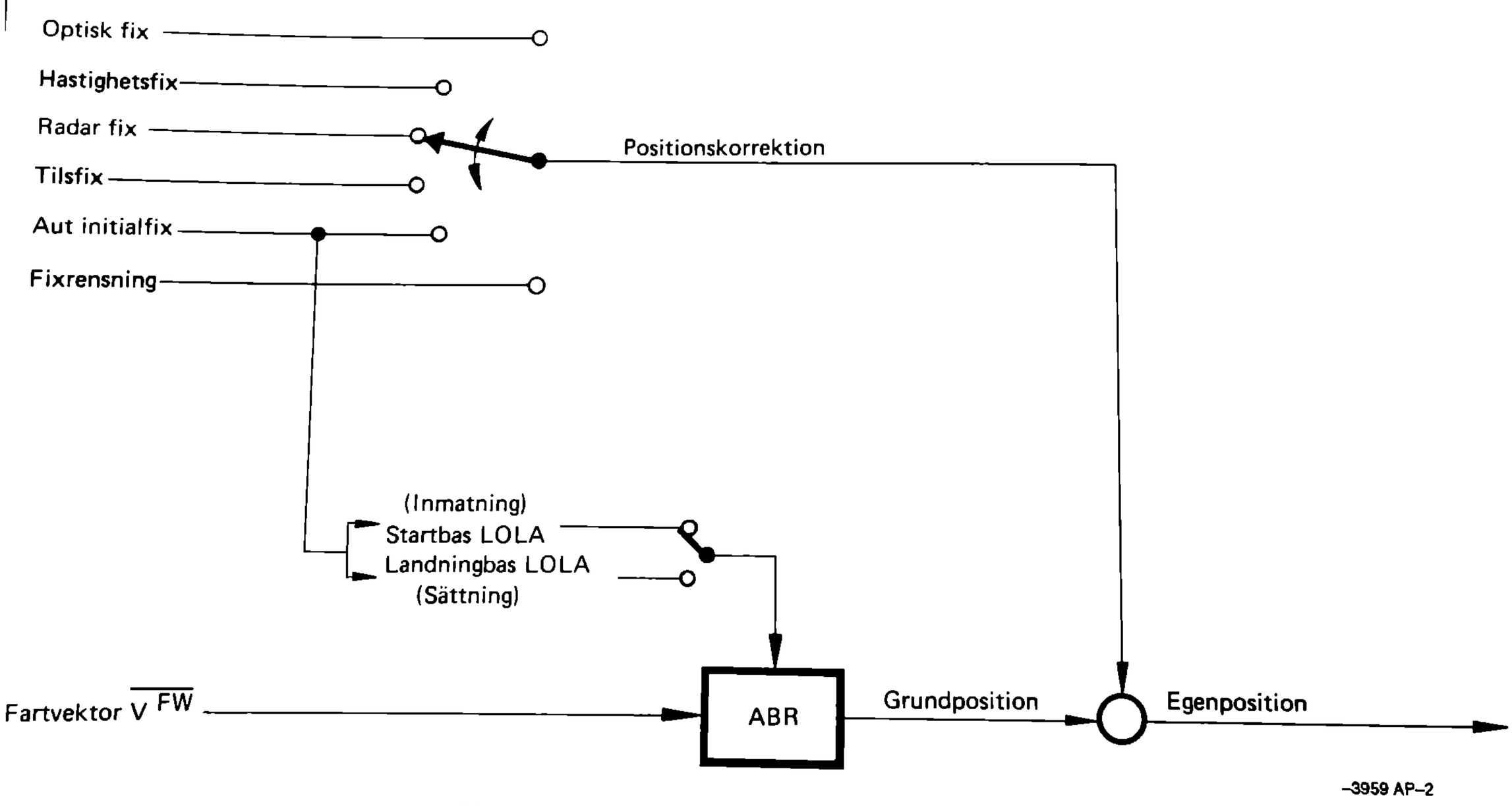


Bild 5. Beräkning och korrektion av egenposition

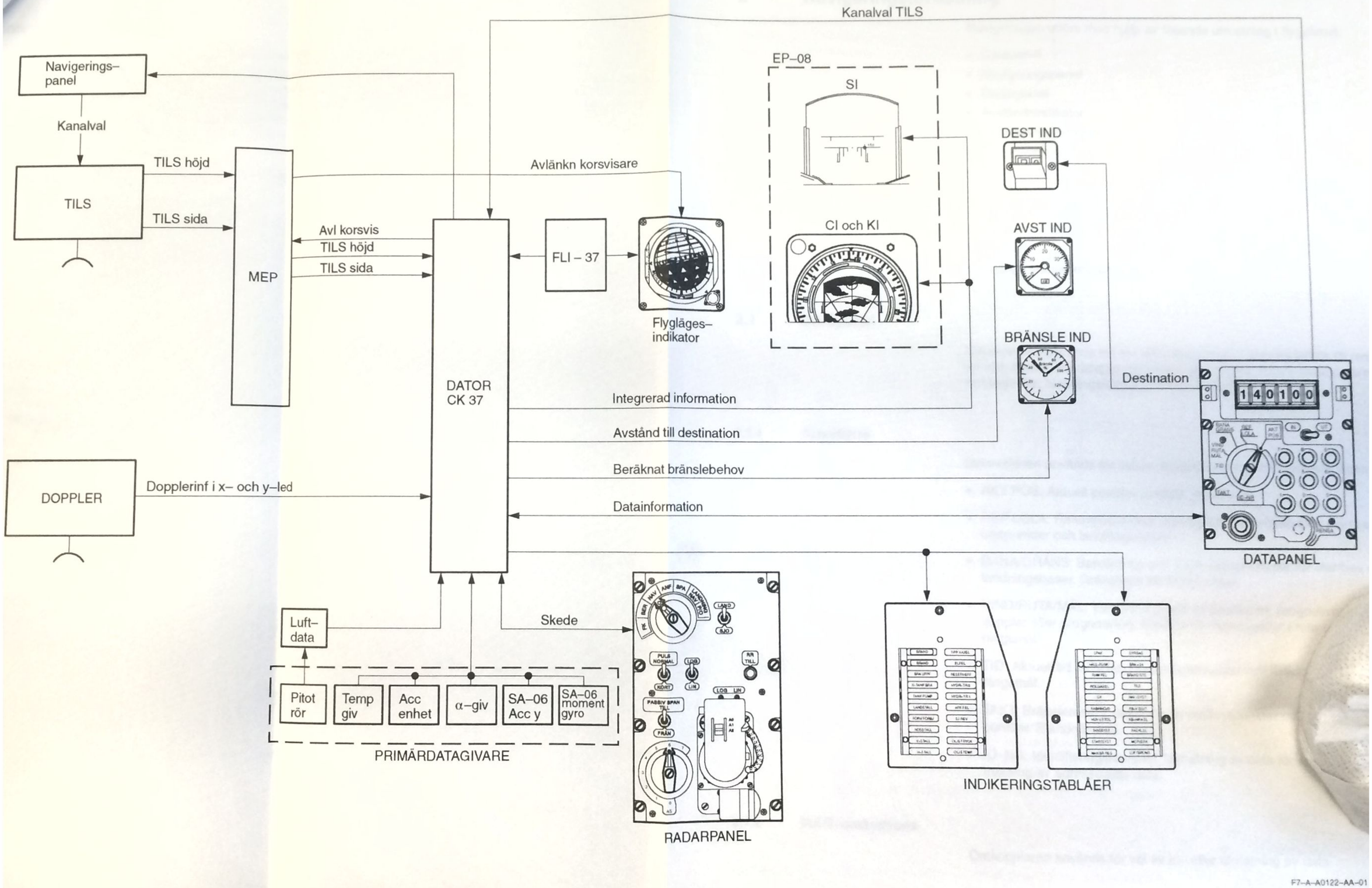


Bild 6. Navigeringssystemet, blockschema

2 Navigeringsutrustning

Navigeringen utförs med hjälp av följande utrustning i flygplanet:

- Datapanel
- Navigeringspanel
- Radarpanel
- Avståndsindikator
- Destinationsindikator
- Centralindikator, CI
- Kursindikator, KI
- Siktlinjesindikator, SI
- Flyglägesindikator, FLI
- Bränsleindikator
- Doppler
- Taktiskt instrumentlandningssystem, TILS

2.1 Datapanel

Datapanelen används vid in– och utmatning av uppdragsdata till respektive från datorn. På datapanelen finns dataväljare, IN/UT–omkopplare, siffertangenter, rensningsknapp och dataindikator.

2.1.1 Dataväljare

Dataväljaren används för val av datakategori och har följande lägen:

- AKT POS: Aktuell position (endast utmatning).
- REF LOLA: Referensnummer eller longitud och latitud för startbas, brytpunkter och landningsbaser.
- BANA/GRÄNS: Banriktning och TILS–kanalnummer för startbas och landningsbaser. Gränslinjer för brytpunkter.
- VIND/RUTA/MÅL: Vindriktning och vindstyrka för prognosvind. Val av doppler eller prognosvind. Position för hörnpunkter i ruta och för spaningsmål.
- TID: Aktuell tid, anfallstid forceringsmachtal och fixtidpunkt för spaningsmål.
- TAKT: Bränslereserv, definition av målbrytpunkter och av upptagningspunkter. Standoff–data.
- ID–NR: Identifieringsnummer. Utmatning av data för spaningsmål. Utmatning av adresserade data.

2.1.2 IN/UT–omkopplare

Omkopplaren används för val av in– eller utmatning av data.

2.1.3 Siffertangenter

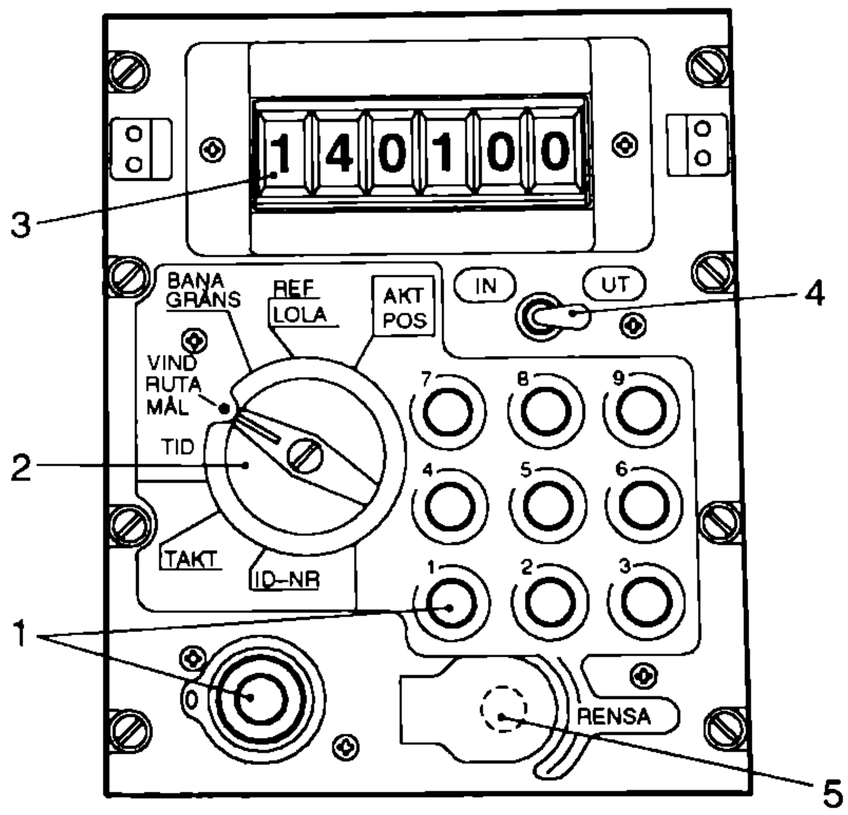
Siffertangenterna 0 — 9 används för att skriva in data.

2.1.4 Rensningsknapp

Rensningsknappen används för nollställning av samtliga eller vissa uppdragsdata när flygplanet befinner sig på marken. Under flygning används knappen för fixrensning, dvs för nollställning av fixkorrektioner och målinmätningar.

2.1.5 Dataindikator

Dataindikatorn består av sex sifferfönster där data presenteras vid inskrivning och utmatning.



1 Siffertangenter
2 Dataväljare
3 Dataindikator
4 IN/UT–omkpplare
5 Rensningsknapp, RENSA

F7–A–A0123–AA–01–P01

Bild 7. Datapanel

2.2 Navigeringspanel

Navigeringspanelen används vid inmatning av uppdragsdata till datorn, vid manuell destinationsväxling, vid till– och frånslag av radarhöjdmätaren samt vid manuell inställning av TILS–kanal. På navigeringspanelen finns kanalväljare TILS, DME–omkopplare, RHM–omkopplare och brytpunktsknappar. Bredvid navigeringspanelen finns kanalgruppväljare TILS.

2.2.1 Kanalväljare TILS

Kanalväljaren används tillsammans med kanalgruppväljaren för manuell inställning av TILS–kanal vid CK–fel.

2.2.2 DME

Strömställaren saknar funktion.

2.2.3 RHM

Strömställaren används för inkoppling av radarhöjdmätarens sändarenhet.

2.2.4 Brytpunktsknappar

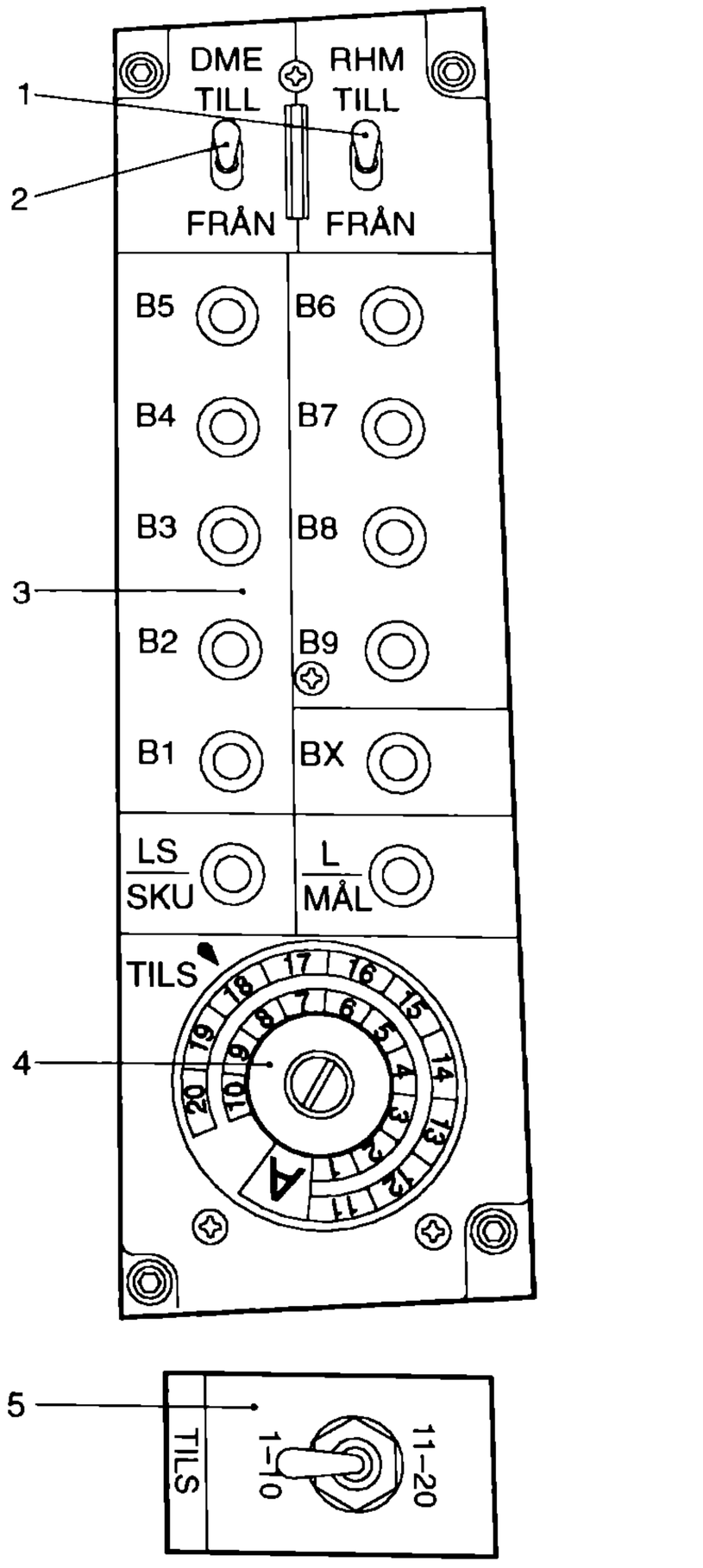
Brytpunktsknapparna används för att verkställa in– eller utmatning av data. När dataväljaren står i läge AKT POS kan knapparna användas för manuellt val av destination.

2.2.5 Kanalgruppväljare

Strömställaren används tillsammans med kanalväljaren för manuell inställning av TILS–kanal vid CK–fel.

LS/SKU	Startbas
B1–B9	Brytpunkter i navigerings–polygonen
L/MÅL	Landningsbaser
BX	Stödpunkter utanför navigeringspolygonen

1 Strömställare RHM
2 Strömställare DME (saknar funktion)
3 Brytpunktsknappar
4 Kanalväljare TILS
5 Kanalgruppväljare

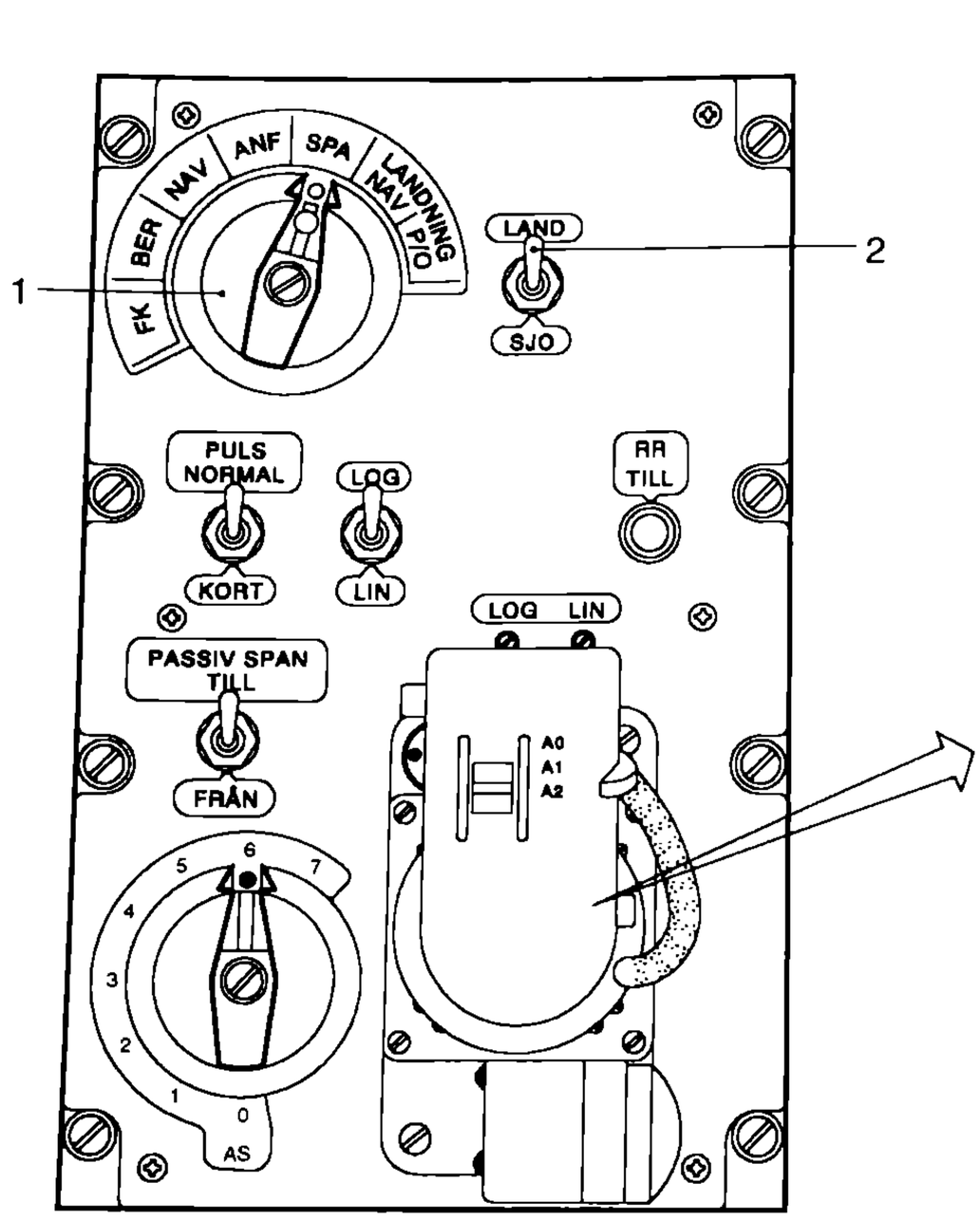


F7–A–A0040–AA–01–P01

Bild 8. Navigeringspanel och kanalgruppväljare

2.3 Radarpanel

Radarpanelen används vid skedesväxling, fixtagning och manövrering av dopplerenheten. På radarpanelen finns skedesväljare, LAND/SJÖ–omkopplare och handkontroll med mod– och fixomkopplare.



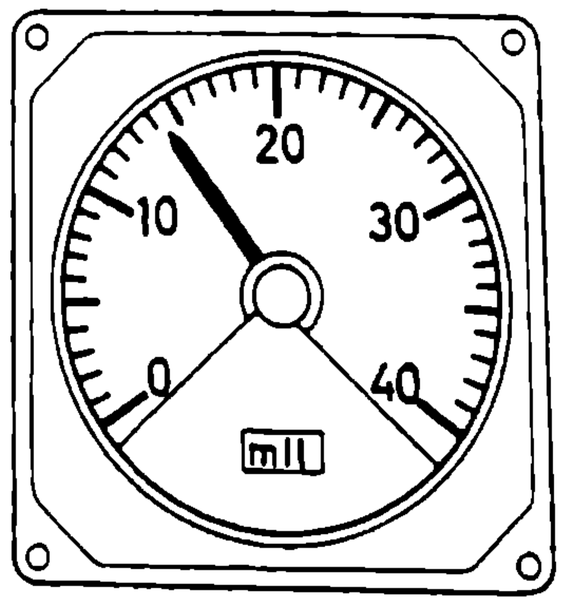
1 Skedesväljare
2 LAND/SJÖ–omkopplare
3 Handkontroll
4 Modomkopplare
5 Fixomkopplare

F7–A–A0132–AA–01–P01

Bild 9. Radarpanel

2.4 Avståndsindikator

Avståndsindikatorn visar hur stort avståndet är till den destination som visas på destinationsindikatorn. Indikatorn har två avståndsområden; 0 — 40 km och 0 — 40 mil. Växling av avståndsområde sker vid 40 km genom att "km" respektive "mil" visas i ett fönster på indikatorn.

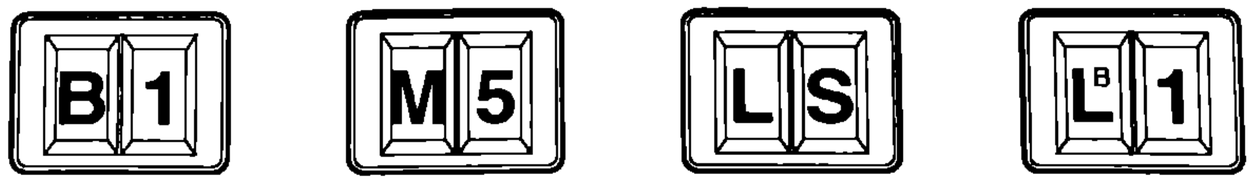


–3910

Bild 10. Avståndsindikator

2.5 Destinationsindikator

Destinationsindikatorns två positioner anger den alfanumeriska beteckningen för destinationen.



–3951 K

Bild 11. Destinationsindikator, exempel på presentation

Tabell 1. Destinationsindikatorns tecken

Funktion	Fönster 1	Fönster 2
Start:		
Startbas	L	S
Landning:		
På startbas	L	S
På ordinarie landningsbas	L	1
På alternativ landningsbas	L	2
Kontrabanriktning (mot LS)	L (blinkande)	S
Kontrabanriktning (mot L1)	L (blinkande)	1
Kontrabanriktning (mot L2)	L (blinkande)	2
Landningsbrytpunkt (på LS)	L^B	S
Landningsbrytpunkt (på L1)	L^B	1
Landningsbrytpunkt (på L2)	L^B	2
Sättpunkt (på LS)	L^F	S
Sättpunkt (på L1)	L^F	1
Sättpunkt (på L2)	L^F	2
Navigeringspolygon:		
Navigeringsbrytpunkter inklusive forceringsbrytpunkter	B	123456789
Målbrytpunkter inklusive målfixar	M	123456789
Upptagningspunkter	***U***	123456789
Egenfixtagning:		
Egenfix (på LS)	E	S
Egenfix (på övriga)	E	123456789

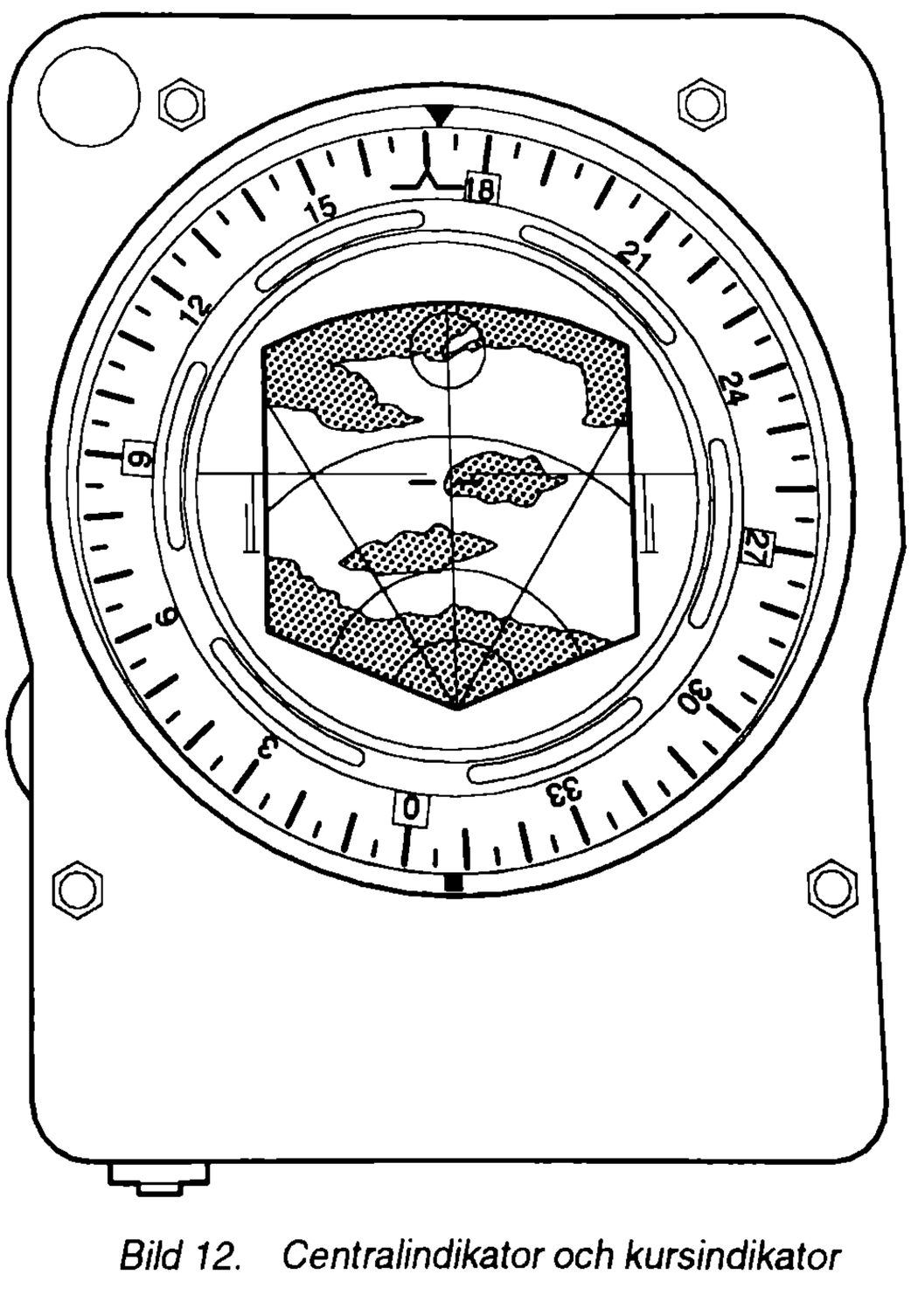
Tabell 1. Destinationsindikatorns tecken (Forts)

Funktion	Fönster 1	Fönster 2
Spaning:		
Hörn– och mittpunkter	R	123456789
Inmätta mål	***M***	123456789
Skuggade mål	***S***	123456789
Övrigt:		
Punkter utanför polygonen	B_X	12345

Anm
Tecknen är vita mot svart bakgrund, utom de kursiverade som är röda mot svart bakgrund.

2.6 Centralindikator

Centralindikatorn presenterar bland annat kommenderad höjd, läge för destination, läge för fixpunkt vid fixtagning, läge för inflygningscirkel och grundlinje för landning.



-3959 DT

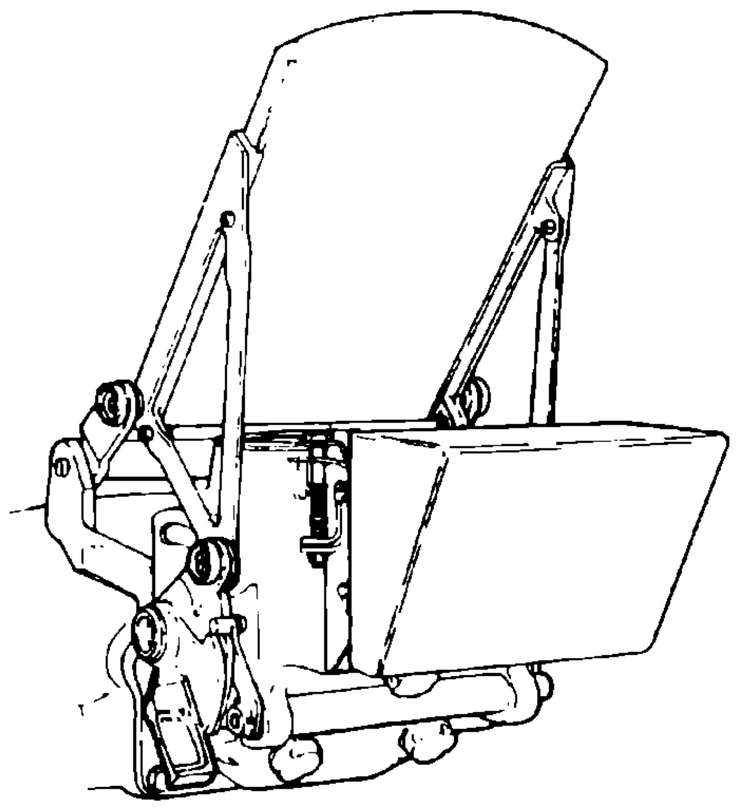
Bild 12. Centralindikator och kursindikator

2.7 Kursindikator

Kursindikatorn används av navigeringssystemet för att presentera flygplanets kurs och bäring till destination. Kurs avläses mot ett fast index. Bäring till destination avläses mot ett rörligt index, den så kallade buggen. Se Bild 12.

2.8 Siktlinjesindikator

Siktlinjesindikatorn presenterar bland annat aktuell färdvinkel, kommenderad färdvinkel, kommenderad höjd, kommenderad glidbana under landning och tid till åtgärd.

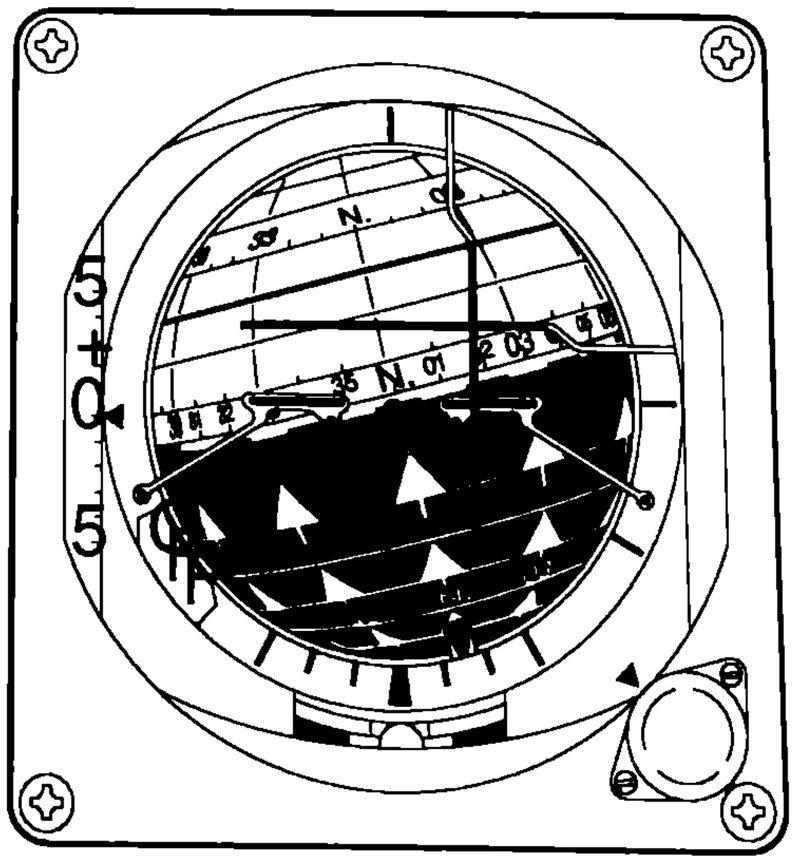


–3959 DU

Bild 13. Siktlinjesindikator

2.9 Flyglägesindikator

Flyglägesindikatorns korsvisare presenterar styrorder i kurs och höjd. I vissa fall kan korsvisarna i stället visa flygplanets vinkelavvikelse från TILS ledstråle, vilket alltså inte är någon direkt styrorder.



F7–A–A0092–AA–01

Bild 14. Flyglägesindikator

2.10 Bränsleindikator

Bränsleindikatorn presenterar bland annat beräknat bränslebehov. Behovet avläses på indikatorns randiga visare, även kallad "slipsen".

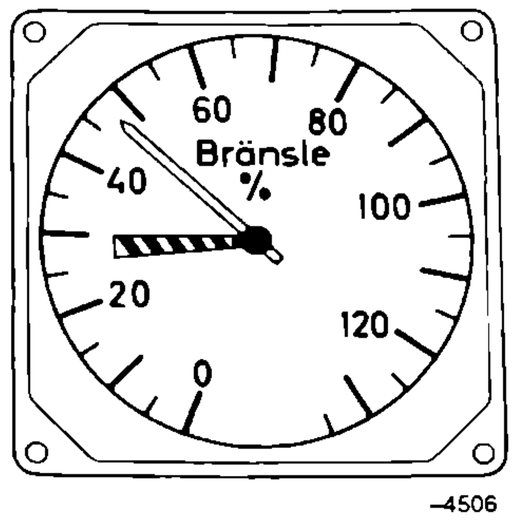


Bild 15. Bränsleindikator

3 Doppler

Dopplerenheten används av navigeringssystemet för att bestämma vindens riktning och styrka.

Dopplerenheten mäter flygplanets hastighet relativt marken. Mätningen sker längs flygplanets x– och y–axlar i hastighetsområdet 25 — 500 m/s i x–led respektive ±100 m/s i y–led.

Den ur dopplern erhållna markrefererade fartvektorn jämförs av datorn med den ur luftdata beräknade luftrefererade fartvektorn, för att på så vis bestämma vindvektorn.

3.1 Utrustning

Dopplerutrustningen består av en CW–radar (CW = Continuous Wave) som arbetar på Ku–bandet med en våglängd av ca 2 cm. Den utgörs av en enda enhet och är placerad på undersidan av höger huvudvinge.

Dopplern arbetar med två sändarfrekvenser som fördelas på tre lober. Två av dessa är riktade snett framåt nedåt, och en är riktad snett bakåt nedåt. Loberna är symmetriskt arrangerade i förhållande till flygplanets x–, y– och z–axlar. De tre loberna benämns A, B och C, se Bild 16.

I utrustningen ingår en sändarantenn och en mottagarantenn vilka är gemensamma för de tre loberna. Antennerna utgörs av vågledarpaket, åtskiljs av en metallskärm och täcks av glasfiberradomer.

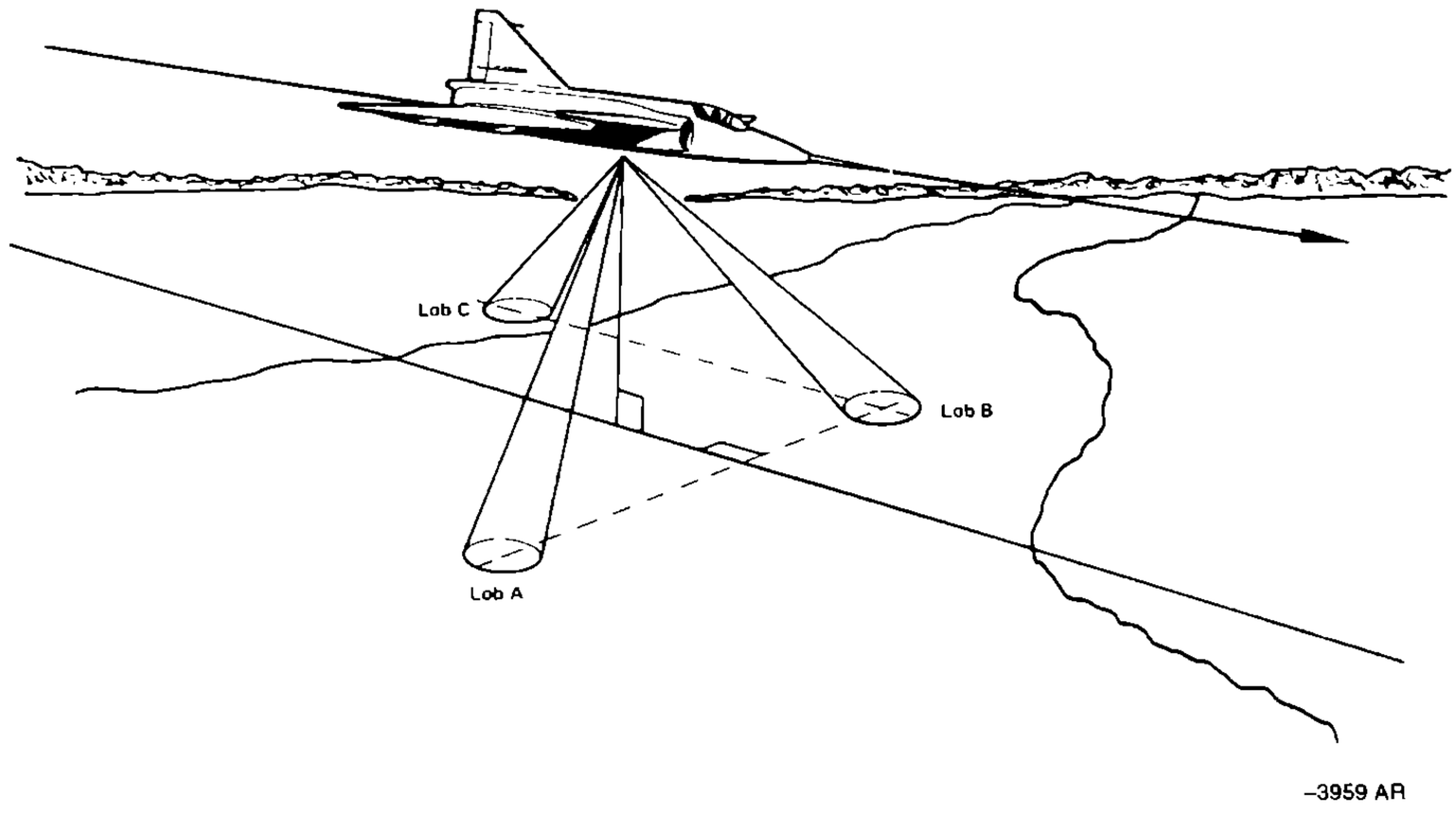


Bild 16. Doppler, lobkonfiguration

3.2 Princip

Om en radarstation rör sig i riktning mot, eller från, en radarreflektor så kommer radarekot på grund av dopplereffekten att få en annan frekvens än den ursprungligen utsända signalen. Förändringen i frekvens kallas för dopplerfrekvens och är proportionell mot radarstationens hastighet relativt reflektorn. Genom att mäta dopplerfrekvensen i tre skilda riktningar, dvs flygplanets hastighet relativt tre olika reflektorer, kan dopplerutrustningen entydigt bestämma flygplanets fartvektor. Med kännedom om vinklarna mellan lober och koordinataxlar är det lätt att sedan räkna ut hastigheten i x– och y–led.

3.3 Funktion

Dopplern använder som tidigare nämnts två olika sändarfrekvenser. Anledningen till detta är att den utstrålade effekten då kan ökas, jämfört med om samma frekvens använts i alla tre lober. Sändarenheten matar lob A och B med frekvensen 13325 MHz och lob C med frekvensen 13314,3 MHz. Dessa båda frekvenser matas även till en referensblandare där skillnaden mellan de båda sändarfrekvenserna bildas; 10,7 MHz.

De reflekterade signalerna har karaktären av brus, beroende på att lobern a är relativt breda och träffar ett stort antal reflektorer (stenar, vattendroppar, löv etc) på varierande avstånd från lobens centrum och i en del fall med egen hastighet relativt marken. Varje sådan reflektor ger upphov till ett eko som består av den utsända frekvensen plus en individuell dopplerfrekvens. Det kanske bör påpekas att denna individuella dopplerfrekvens alltså beror bland annat av hur långt ut från lobens centrum reflek-

torn befinner sig; en reflektor i lobens bakre kant är ju "mer omkörd" av flygplanet än en reflektor i lobens främre kant och ger därför en lägre dopplerfrekvens. Bruset består således frekvensmässigt av den utsända frekvensen och ett spektrum av dopplerfrekvenser. Detta dopplerspektrum har en mer eller mindre markerad topp vid den dopplerfrekvens som skulle erhållits om verkligheten hade varit så enkel som Avsnitt 3.2 beskrev den. I fortsättningen används beteckningarna fA, fB och fC både för dopplerspektrumen från respektive lob, och för de sökta dopplerfrekvenserna.

De tre reflekterade signalerna tas emot av mottagarantennen och matas till varsin blandare. Dessa blandare matas även med den sändarfrekvens som den aktuella loben *inte* matades med. Detta innebär att signalerna ut från respektive blandare består av det mottagna dopplerspektrumet och en bärfrekvens av 10,7 MHz. Genom att tillföra frekvensen 10,7 MHz från referensblandaren erhålls så dopplerspektrumet från respektive lob.

Anledningen till att man använder en referensblandare är att sändarfrekvenserna kan variera något. Dopplerfrekvensen beror av vilken sändarfrekvens som används, och man måste alltså ta hänsyn till sändarfrekvenserna när man jämför fC med fA och fB. Genom referensblandaren vet man att fA, fB och fC är helt jämförbara.

Dopplerspektrumen påförs en ny bärfrekvens (100 kHz) som är lämpligare som arbetsfrekvens för efterföljande kretsar, innan de matas till en frekvensföljare som söker upp och följer den frekvens i respektive spektrum som har störst amplitud.

Eftersom loberna är symmetriskt arrangerade i förhållande till flygplanets koordinataxlar så är differensen fB–fC proportionell mot flygplanets fart i x–led, och differensen fA–fB är proportionell mot farten i y–led. Subtraktionerna utförs av dopplern och resultaten lämnas till datorn, som ett mått på flygplanets fart i x– och y–led.

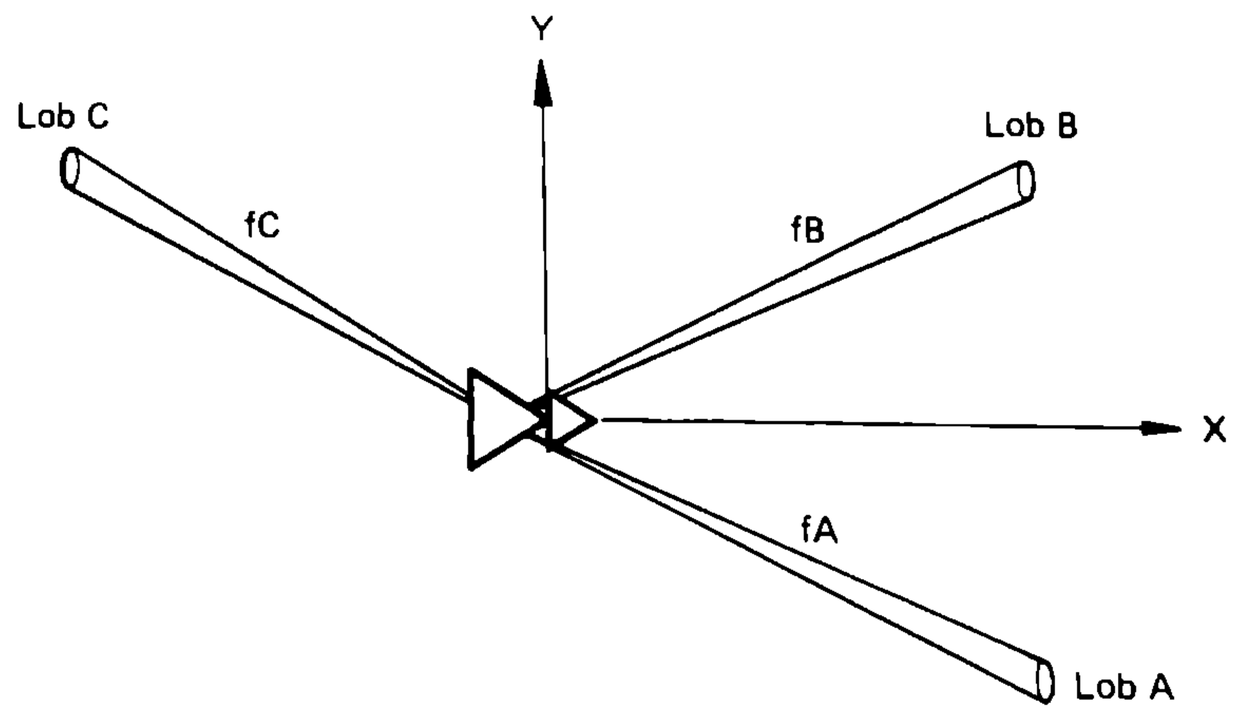


Bild 17. Beräkning av dopplerinformation, princip

3.4 Funktionsmoder

Dopplern har tre funktionsmoder: sökmod, följemod och minnesmod.

- Sökmod innebär att följekretsarna söker efter en frekvens att följa på. Denna mod inträder vid tillslag och efter minnestidens slut.
- Följemod innebär att följekretsarna följer på en dopplersignal.
- Minnesmod varar cirka 2,5 s och inträder när dopplersignalen förloras. Om signalen återkommer innan minnestidens slut återgår dopplern till följemod.

3.5 Funktionsövervakning

Då doppler indikerar upplåsning (felfunktion eller sökmod) erhålls efter 2 min (20 s i samband med start) felvarning från datorn. Detta indikeras av att lampfältet NAV SYST tänds på höger indikeringstablå.

Anm
Under tiden från upplåsning till felvarning använder datorn det senaste uppmätta värdet av vindkomposanterna. När felvarning ges övergår datorn till inläst prognosvind, utom under landningsfas 2 och 3 där datorn använder samma värde som före felvarningen.

3.6 Begränsningar

För att dopplern ska arbeta tillfredsställande krävs att följande gäller:

- Största loblängd är mindre än 30 km.
- Hastigheten i x–led 25 — 500 m/s, i y–led högst ±100 m/s.
- Roll– eller tippvinkel högst 15° vid flygning över sjö.

3.7 LAND/SJÖ–omkopplare

Vid flygning över land blir reflexionen mot markytan tämligen jämnt fördelad inom den av loben bestrålade ytan. Vid flygning över sjö ger den del av den bestrålade ytan som ligger närmast flygplanet en kraftigare reflexion än den längre bort liggande delen. Tyngdpunkten i dopplerspektrumet förskjuts härigenom mot lägre dopplerfrekvens.

Felets storlek är beroende av sjöhävningens storlek samt flygplanets attityd. Vid planflykt och måttlig sjöhävning uppgår längsfelet till ett par procent.

Detta kompenseras till en del genom en speciell signalbehandling i datorn när LAND/SJÖ–omkopplaren ställs i läge SJÖ. Om dessutom radarhöjd finns tillgänglig inkopplas ett detekteringsfilter i datorn vars uppgift är att avgöra om flygning sker över land eller vatten. I filtret används höjdsignalens brusighet för att avgöra terrängens ojämnhet. Då denna överstiger 7 m och LAND/SJÖ–omkopplaren står i läge SJÖ anses flygning över sjö föreligga och sjöskalfaktorerna används.

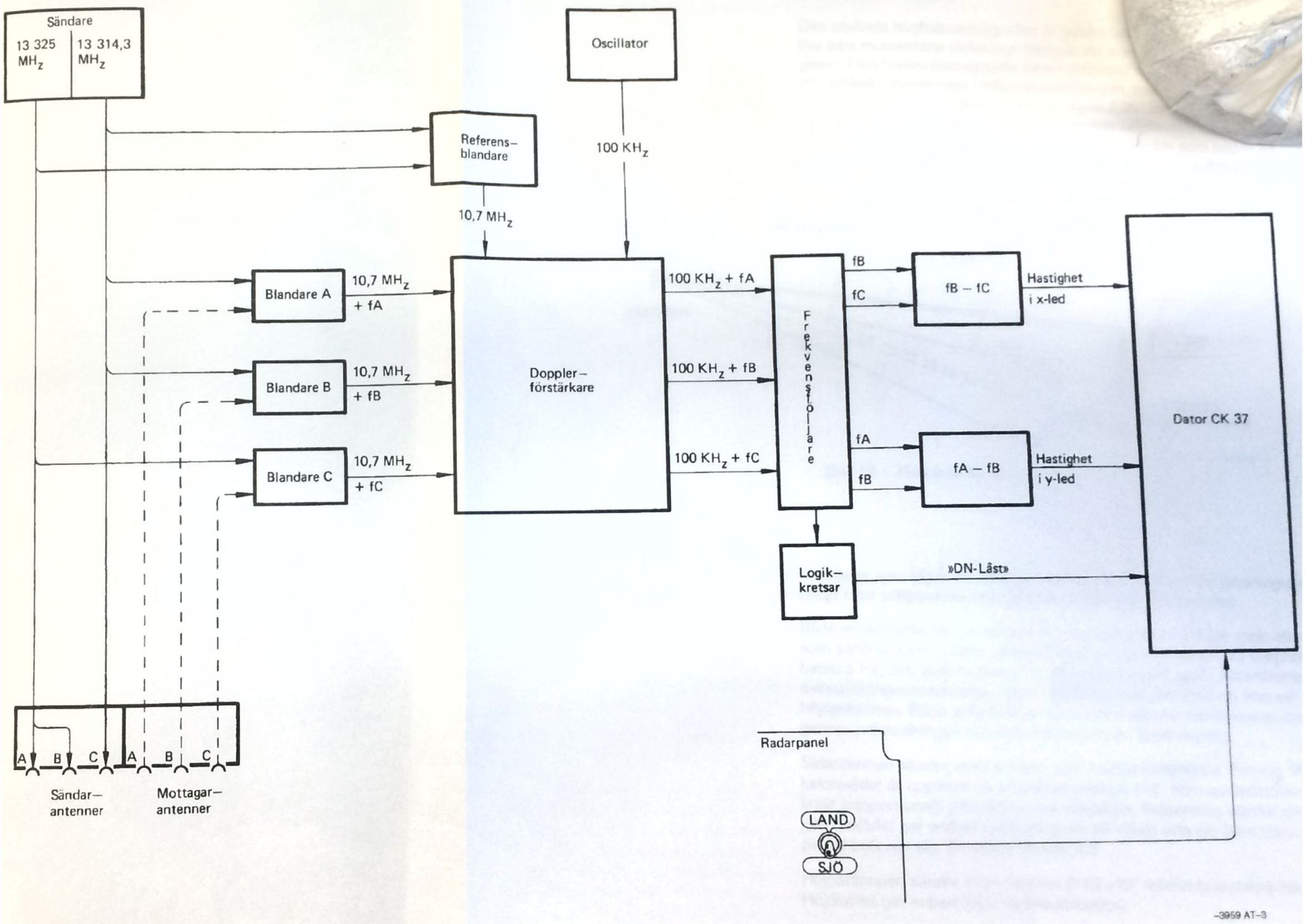


Bild 18. Doppler, principblockschema

4 TILS

4.1 Allmänt

TILS (Taktiskt Instrument Landnings System) är ett allväders instrumentlandningssystem som arbetar på frekvensbandet 15,4 — 15,7 GHz och består av en markbaserad sändare och en flygplanburen mottagare. Informationen från sändaren utgår i form av mikrovågslober från två svepande antenner, en horisontalsvepande för sidinformation och en vertikalsvepande för höjdinformation.

Den utsända högfrekvenssignalen är pulskodad på sådant sätt att respektive lobs momentana vinkelläge framgår vid signalens avkodning i mottagaren. Den horisontalsvepande loben definierar därigenom i sitt nolläge ett vertikalt referensplan i inflygningsriktningen, medan den vertikalsvepande loben ger en glidbana med lutningen 2,86° mot horisontalplanet ner mot sättpunkten. Vinkeln 2,86° motsvarar höjd/avståndsförhållandet 1:20. Vid landningen ska flygplanet följa den ledstråle som bildas av skärningslinjen mellan det vertikala referensplanet och glidbaneplanet, se Bild 19.

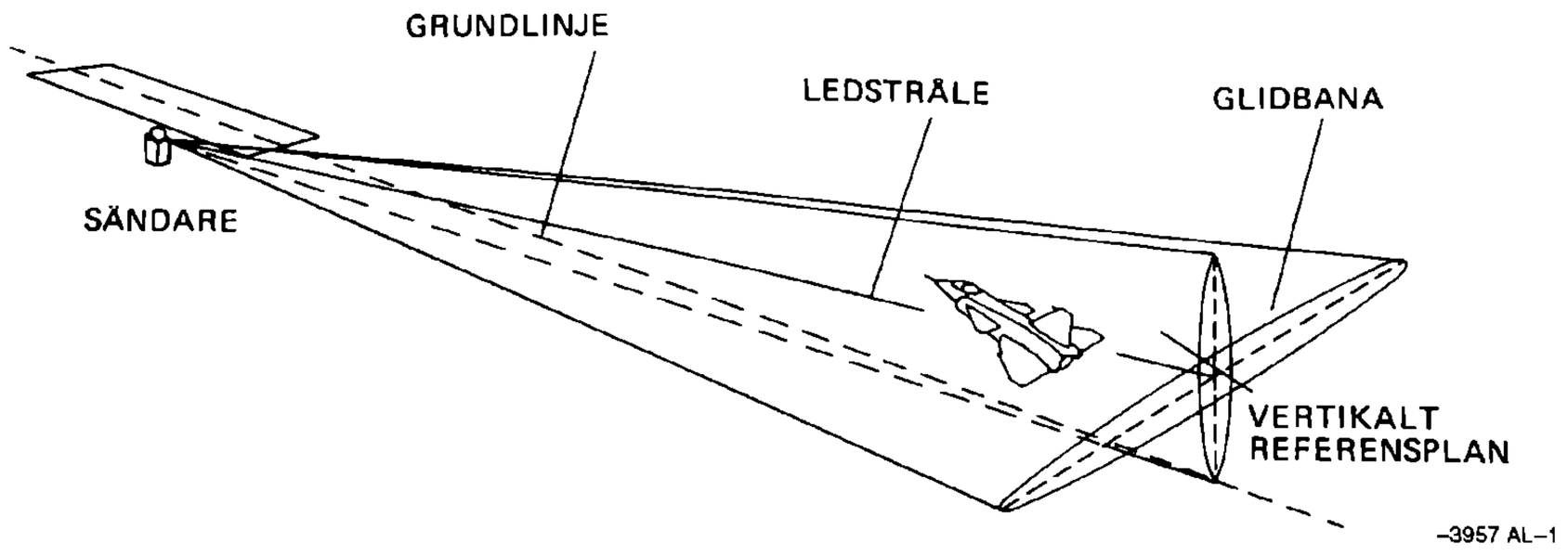


Bild 19. Principen för TILS

4.2 Sändare

Sändaren som utgör en enhet är placerad cirka 50 m från landningsbanan i höjd med sättpunkten. Antennerna skyddas av två radomer.

Båda antennerna har en mekanisk svephastighet av 2,5 Hz, men eftersom sändning sker i båda svepriktningarna blir den elektriska svephastigheten 5 Hz, dvs samma punkt i rymden passeras 5 ggr/s. Antennerna är mekaniskt synkroniserade, så att sändning sker omväxlande från sid– och höjdantennen. Båda antennerna sänder med samma bärfrekvens, men genom pulskodningen blir vinkelinformationen ändå entydig.

Sidantennen sänder inom sektorn ±35° relativt ledstrålens riktning. Vinkelområdet är uppdelat så att endast sektorn ±15° närmast ledstrålen ger linjär (proportionell) information om sidvinkeln. Sektorerna utanför det linjära området ger endast upplysning om på vilken sida om ledstrålen flygplanet befinner sig. Se vidare Avsnitt 4.3.

Höjdantennen sänder inom sektorn 0° till +10° relativt horisontalplanet. Höjdloben ger enbart linjär vinkelinformation.

Tio olika bärfrekvenser används, men genom pulskodningen kan samma frekvens användas för två kanaler, varför totalt 20 TILS–kanaler erhålls.

Sändarens placering medför att ledstrålen avviker 3° från grundlinjen (förlängningen av landningsbanans mittlinje) och korsar denna cirka 900 meter framför sättpunkten. TILS–informationen kan därför inte användas i landningens slutskede.

Sändarens räckvidd över radiohorisont är vid klart väder större än 100 km. Vid nederbörd begränsas dock räckvidden och är vid regn (5 mm/h inom hela avståndet) cirka 25 km. Till följd av de höga sändarfrekvenserna kan de utsända signalerna också påverkas av terrängen närmast sändaren. T ex kan reflexer i skog eller djup snö och vattenytor ge upphov till falska inflygningsbanor.

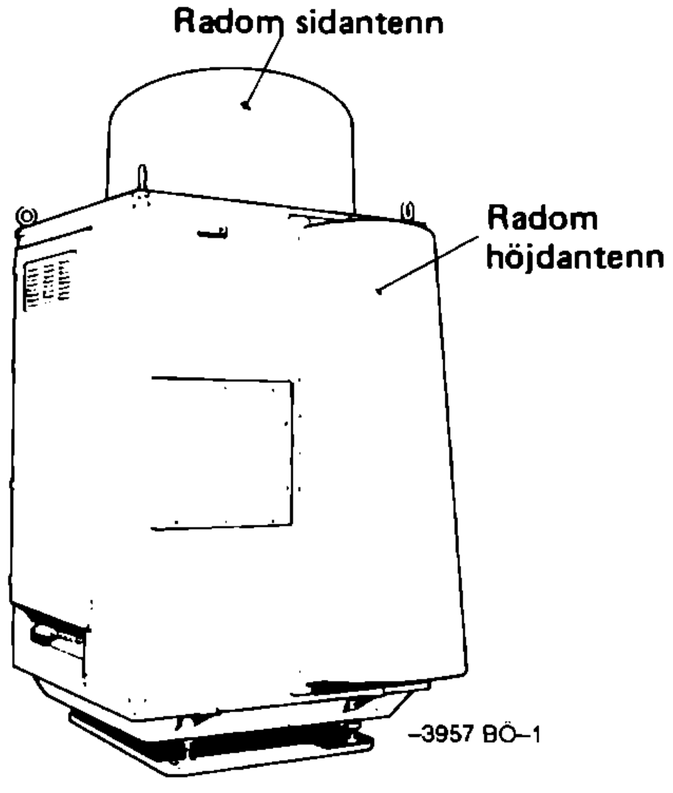


Bild 20. TILS–sändare

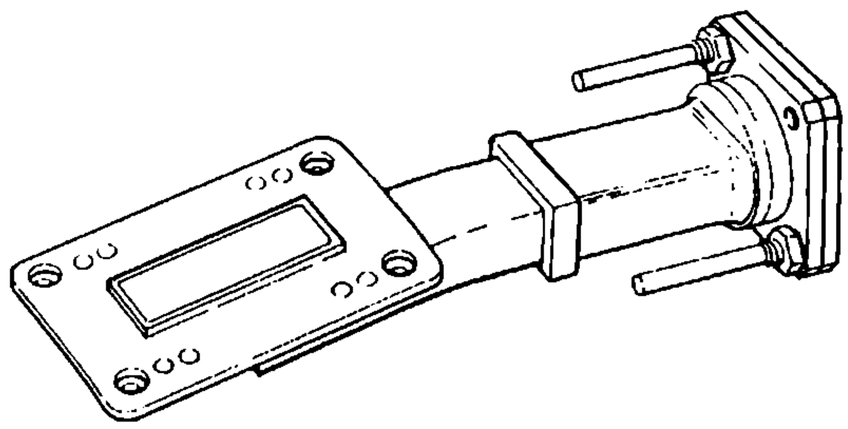


Bild 21. TILS–mottagarens antenn

4.3 Mottagare

Flygplanets TILS–antenn uppfångar den pulskodade HF– signalen när loberna sveper förbi flygplanet. Signalen utvärderas i TILS–mottagaren, varefter informationen om flygplanets vinkelavvikelse i sida och höjd relativt ledstrålen matas till MEP i form av analoga likspänningar; TILS SIDA respektive TILS HÖJD. Dessa matas i normalmod över MEP till datorn för beräkning av styrorder. I reservmod, dvs då dator– eller primärdatafel föreligger, matas signalerna direkt genom MEP till flyglägesindikatorns korsvisare, se Bild 24.

För att undvika att presentationsutrustningen överstyrs har mottagarens linjära täckningsområde gjorts mindre än sändarens. Mottagarens linjära område i sida är ±6° relativt ledstrålens riktning, medan det konstanta området i sida täcker de yttre sektorerna till ±35°. Sidsignalens höjdtäckning är 10°.

Mottagarens linjära område i höjd är ±2,5° relativt glidbanan. Resten av området mellan 0° och 10° relativt horisontalplanet utgör ett konstant område. Höjdsignalens sidtäckning är 40°.

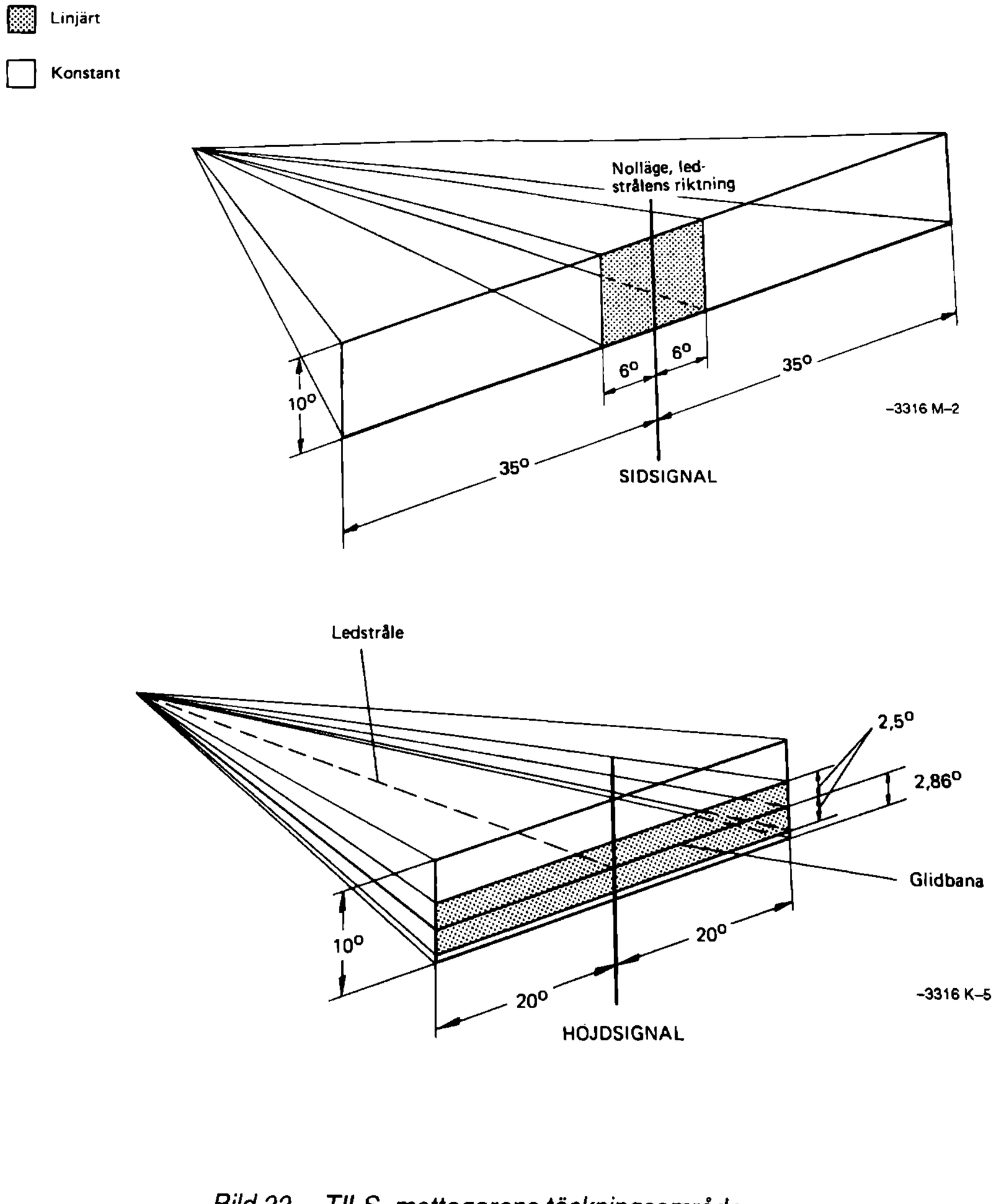


Bild 22. TILS–mottagarens täckningsområde

4.4 Kanalval

Kanalinställning kan göras på tre olika sätt:

- Automatisk inställning av kanalnummer som lagrats i CK.
- Manuell inmatning på datapanelen om kanalnumret inte finns lagrat i CK.
- Manuell inställning på navigeringspanelen vid CK–fel.

När TILS kanalväljare står i läge A (automatisk) väljer datorn automatiskt den kanal som används på vald landningsbas (LS, L1 eller L2), under förutsättning att basen matats in genom referensnummer.

Manuell inmatning på datapanelen beskrivs i Avsnitt 5.3.3.

Vid CK–fel måste manuell inställning av TILS–mottagaren ske från navigeringspanelen. Aktuell kanalgrupp väljs med kanalgruppväljaren varefter aktuell kanal väljs med kanalväljaren, se Bild 23.

Anm
Manuellt kanalval från navigeringspanelen blockerar TILS–testen och bör därför inte tillgripas vid fungerande CK.

4.5 Funktionsövervakning

4.5.1 Sändaren

Sändaren har ett antal larmkretsar, som vid fel i någon övervakad funktion avbryter sändningen för att eventuell felaktig information inte ska kunna användas av landande flygplan. Sändaren manövreras och övervakas dessutom med hjälp av en fjärrkontrollenhet i tornet eller KC.

4.5.2 Mottagaren

TILS–mottagaren startar automatiskt när skede LANDNING NAV väljs. CK kontrollerar därvid mottagarens övervakningskretsar. Testtiden varierar från fall till fall. Normalt är testen genomförd inom 5 s. För att få TILS–låsning måste denna test ha genomlöpts med godkänt resultat.

Interna övervakningskretsar i mottagaren kontrollerar på flera olika sätt den mottagna informationen. Godkänd information resulterar i att signalerna SIDA OK och HÖJD OK matas till MEP och CK.

4.6 Funktionskontroll

Funktionskontroll initieras genom att skedesväljaren ställs i läge FK och funktionsväljaren i läge ÖVRIG ELNIK. Härvid inkopplas en inbyggd testoscillator som ger höjd– och sidinformation. Denna motsvarar höjdvinkel 3° och sidvinkel 3°, där sidvinkeln växlar mellan vänster och höger sida varannan sekund.

Informationen utvärderas av datorn om FK–väljare B står i läge 11. Vid godkänd test tänds grön FK–lampa, annars röd. För att godkänt test ska erhållas fordras dessutom att kanalgruppväljaren står i läge 1 — 10.

4.7 Manöver– och indikeringsorgan

4.7.1 Skedesväljare

När skedesväljaren ställs i läge LANDNING NAV, LANDNING P/O eller FK erhåller TILS–mottagaren strömförsöjning.

4.7.2 Lampfält TILS

Lampfältet tänds med blinkande sken när TILS sidsignal används av datorn för beräkning av styrorder, och med fast sken när både TILS sidsignal och TILS höjdsignal används.

4.7.3 Datapanel

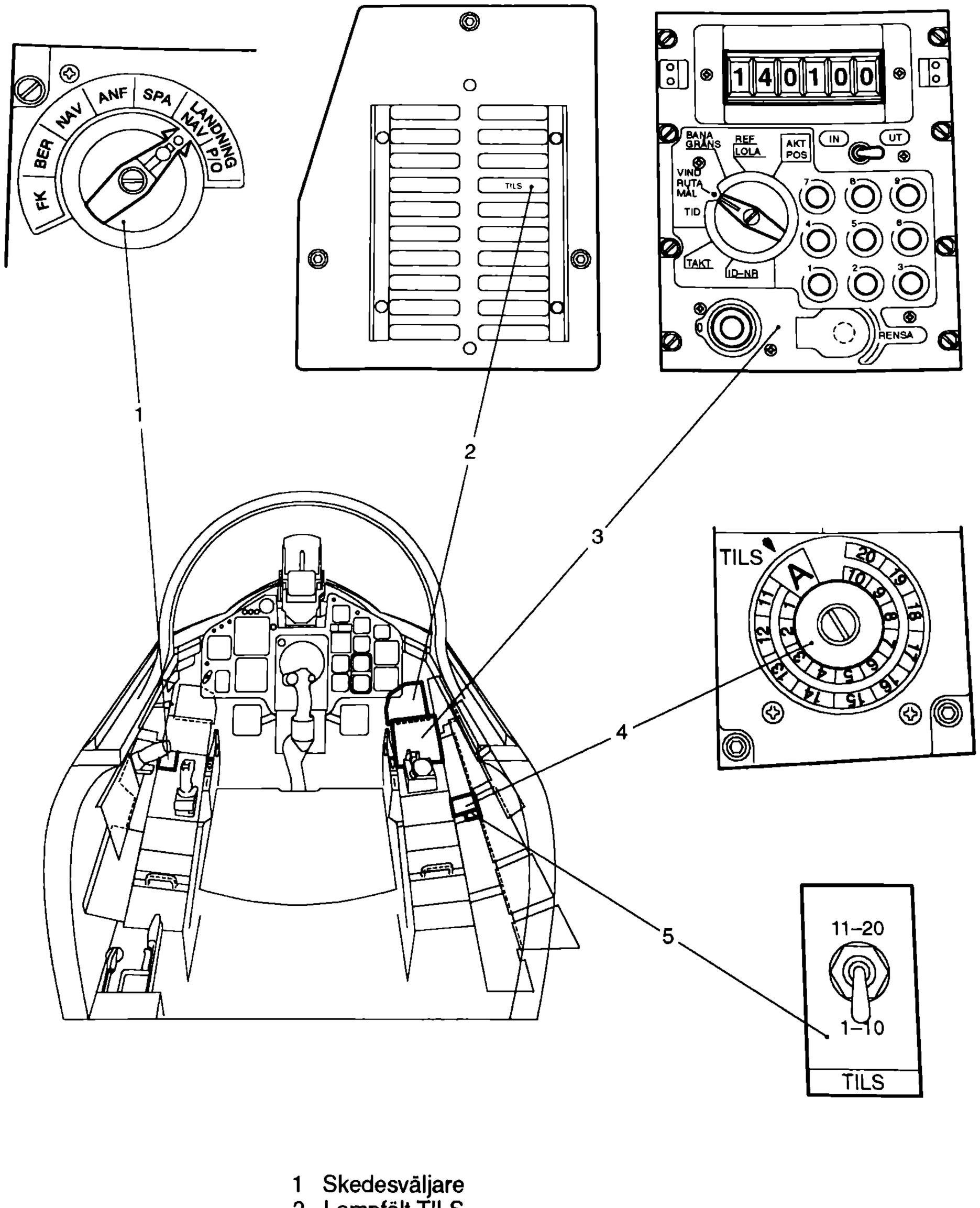
Datapanelen används för att mata in TILS–kanalnummer för den aktuella landningsbasen.

4.7.4 Kanalväljare

Kanalväljaren har elva lägen. I läge A väljer datorn automatiskt kanal. Övriga lägen används tillsammans med kanalgruppväljaren för manuell inställning av TILS–kanal vid CK–fel.

4.7.5 Kanalgruppväljare

Med kanalgruppväljaren väljs kanalgrupp 1 — 10 eller 11 — 20.



1 Skedesväljare
2 Lampfält TILS
3 Datapanel
4 Kanalväljare
5 Kanalgruppväljare

F7–A–A0133–AA–01–P01

Bild 23. Manöver– och indikeringsorgan, TILS

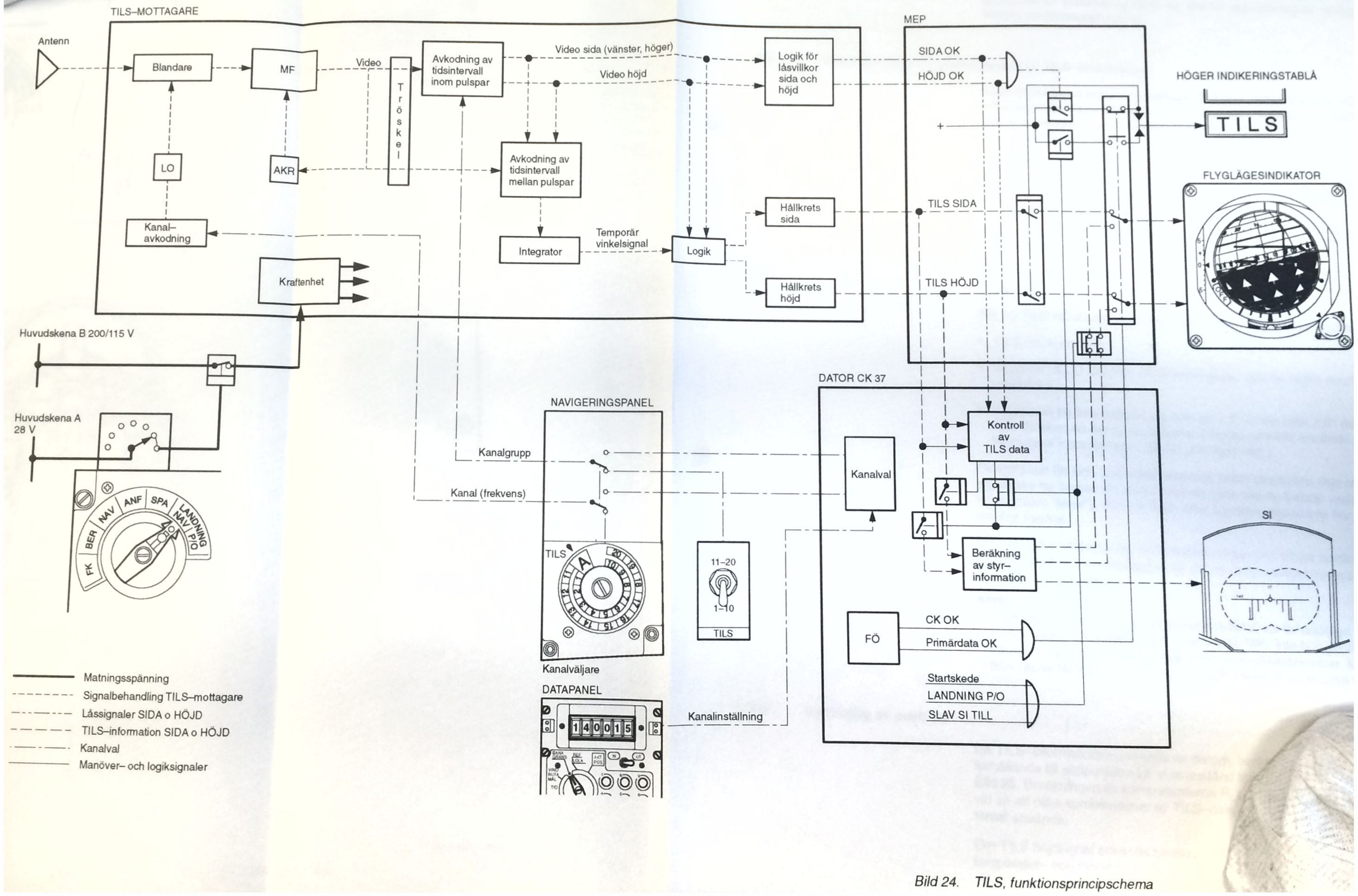


Bild 24. TILS, funktionsprincipschema

4.8 Datorbehandling av TILS–information

De från TILS–mottagaren erhållna signalerna TILS SIDA och TILS HÖJD används av datorn under landningsfaserna 2 och 3 vid beräkning av avstånd och styrorder för inflygning till landning. I landningsfas 3 används de dessutom för kontinuerlig TILS–fix, dvs för uppdatering av navigeringssystemets positionsuppfattning.

4.8.1 Villkor för datorns godkännande av TILS–information

TILS–mottagaren matar två signaler till datorn, SIDA OK och HÖJD OK, vilka anger att TILS–mottagaren anser att sid– respektive höjdinformationen är användbar. Datorn ställer ytterligare ett antal villkor för att TILS–informationen ska användas.

För att TILS SIDA ska användas kräver CK bland annat följande:

- TILS–kanal för aktuell bana ska finnas lagrad i CK, antingen förprogrammerat eller manuellt inmatat via datapanelen.
- Signalen SIDA OK från TILS–mottagaren ska ha tagits emot av datorn i minst 5 s.
- Flygplanets färdvinkel ska avvika mindre än 90° från landningsbanans riktning.

För att TILS HÖJD ska användas kräver CK bland annat följande:

- TILS SIDA används.
- Signalen HÖJD OK från TILS–mottagaren ska ha tagits emot av datorn i minst 5 s.
- Flygplanet får inte befinna sig mer än 1,2° under eller 2,5° över glidbanan. (Endast en del av mottagarens linjära område används således. Höjdsignal inom konstant sektor utnyttjas inte.)

Gemensamt för sid– och höjdsignalerna krävs dessutom dels att linjär signal ska ha ändrat sitt värde med ett visst minsta belopp under en viss tid (signalen "lever"), dels att linjär eller konstant signal inte har ändrats orimligt mycket.

Om sid– eller höjdsignalen underkänns sedan den börjat användas, återgår datorn efter 5 s minnesgång till att använda navigeringssystemets positionsberäkningar.

Anm
TILS–mottagaren är frånslagen i skede NAV, varför onödiga växlingar mellan skede LANDNING NAV och skede NAV inte bör göras. Efter varje tillslag kontrolleras mottagarens övervakningskretsar. Minsta tid från skede NAV till användning av TILS–information är cirka 15 s.

4.8.2 Beräkning av position

Då TILS–informationen används av datorn, beräknas flygplanets position i förhållande till sättpunkten LF som avstånd längs och tvärs ledstrålen, se Bild 25. Beräkningen av komposanterna $R_{LÄNGS}$ och $R_{TVÄRS}$ varierar därvid så att olika kombinationer av TILS–data och data från navigeringssystemet används.

Om TILS höjdsignal används beräknas $R_{LÄNGS}$ ur TILS höjdvinkel samt temperatur– och marktryckskorrigerad luftdatahöjd (förutsatt att höjdindi-

katorn visar marktryckskorrigerad höjd, i annat fall temperaturkorrigerar datorn standardhöjden och använder den i stället). Om TILS höjdsignal låser upp kortvarigt uppdateras det senaste TILS–beräknade värdet på $R_{LÄNGS}$ med hjälp av komposanten i längsled av flygplanets fart. Om TILS höjdsignal inte används, beräknas $R_{LÄNGS}$ ur navigeringssystemets positionsuppfattning. För att undvika att en dålig positionsuppfattning får navigeringssystemet att (felaktigt) anse att man har passerat banan, begränsas $R_{LÄNGS}$ till lägst 2500 m om TILS sidsignal finns tillgänglig (om sidsignal finns tillgänglig har ju banan uppenbarligen inte passerats). Om TILS sidsignal används beräknas $R_{TVÄRS}$ ur $R_{LÄNGS}$ och TILS sidvinkel. Om sidsignalen är konstant anser datorn att flygplanet befinner sig på gränsen till det linjära området. Om TILS sidsignal låser upp kortvarigt uppdateras det senaste TILS–beräknade värdet på $R_{TVÄRS}$ med hjälp av komposanten i tvärsled av flygplanets fart. Om TILS sidsignal inte används, beräknas $R_{TVÄRS}$ ur navigeringssystemets positionsuppfattning.

Om landningsbasen matats in genom referensnummer tas i de flesta fall hänsyn till TILS–sändarens sidplacering i förhållande till sättpunkten. Då endast TILS–kanal och banriktning matats in (vid manuell inmatning) betraktas sändaren alltid som vänsterplacerad.

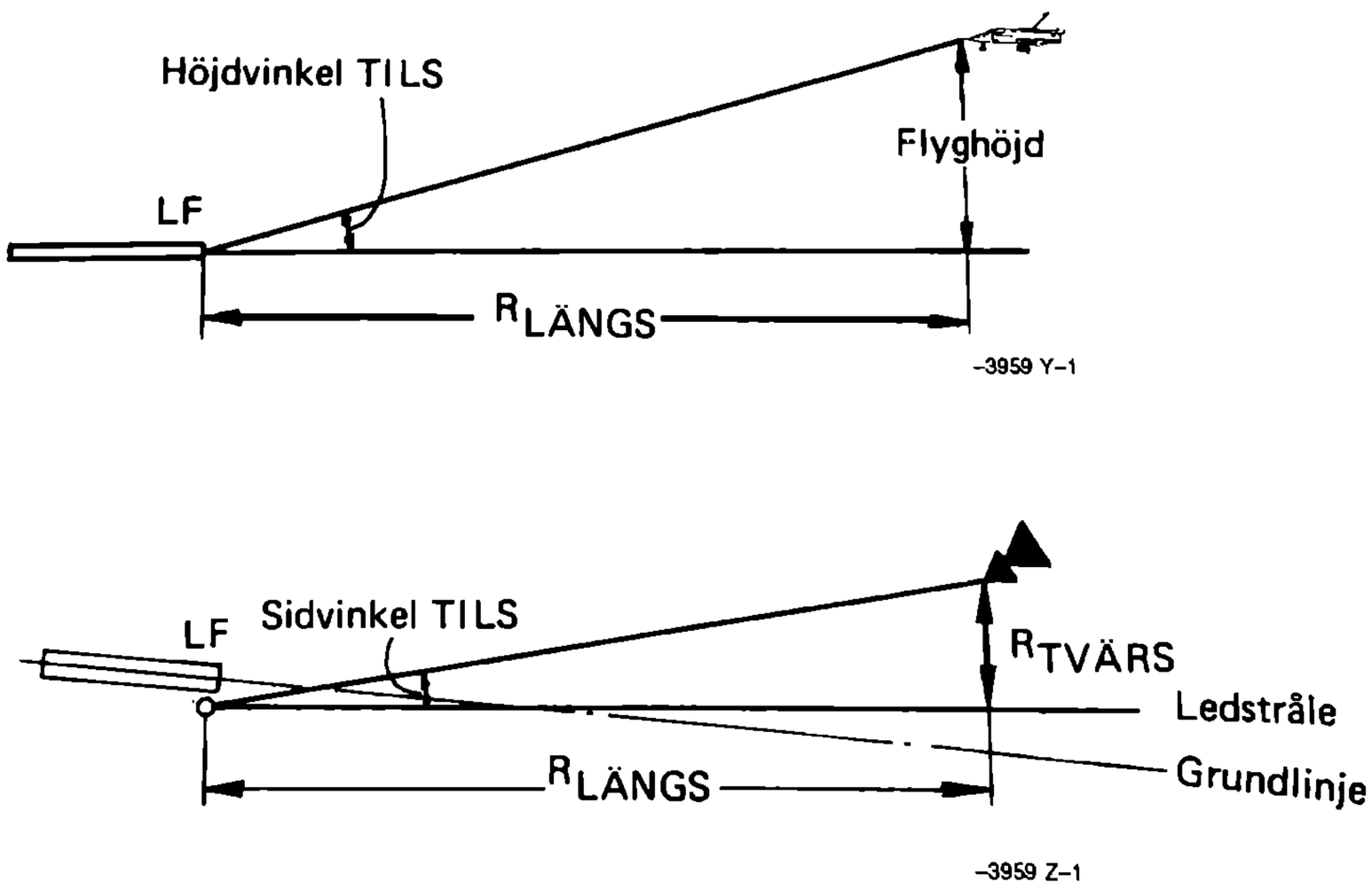


Bild 25. Beräkning av $R_{LÄNGS}$ och $R_{TVÄRS}$, princip

4.9 Presentation av TILS–information

TILS–information presenteras endast under landningsfaserna 2 och 3.

När TILS–informationen börjar användas av datorn indikeras detta av att lampfältet TILS på höger indikeringstablå tänds. Lampfältet tänds med blinkande sken när enbart sidsignalen används och med fast sken när både sid– och höjdsignalen används. För att förhindra att korta avbrott i användandet av TILS–signalerna påverkar indikeringen på TILS–lampfältet, släcks detta först efter 7 s, om datorn då fortfarande underkänner signalerna.

4.9.1 Landningsfas 2

Under landningsfas 2 presenteras TILS–beräknat avstånd på avståndsindikatorn, under samma förutsättningar som beskrivs i Avsnitt 4.8.2 Beräkning av position. Motsvarande gäller även för tidslinjen i SI, som under de sista 40 sekunderna av fas 2 anger tid kvar tills glidbanan nås.

TILS–beräknade styrorder presenteras som kommenderad färdvinkel i SI och av FLI korsvisare. Vid CK– eller primärdatafel presenterar korsvisarna endast flygplanets vinkelavvikelse i höjd och sida från ledstrålen.

4.9.2 Landningsfas 3

Under landningsfas 3 sker kontinuerligt TILS–fix, dvs uppdatering av flygplanets egenposition med hjälp av TILS. Glidbanelinjen och riktpricken i SI ger liksom korsvisarna styrorder för flygning längs ledstrålen (planébanan). På avståndsindikatorn visas TILS–baserat avstånd. Tidslinje presenteras inte under fas 3.

4.10 Styrinformation från TILS

Normalt används först styrinformation från navigeringssystemet för inflygning längs en inflygningscirkel till grundlinjen. När flygplanet under denna inflygning erhåller TILS sid– och höjdsignal, och datorn godkänner signalerna (se Avsnitt 4.8.1 för godkännandevillkoren), kan datorn använda styrinformation från TILS för anslutning till ledstrålen. Om inflygningen görs via landningsbrytpunkten LB används TILS–information först efter att LB har passerats, men om föraren har valt att göra en kort inflygning används TILS–information så fort den är godkänd. Anslutningen görs på följande sätt:

- Om TILS sidsignal är linjär ges styrorder mot en punkt på ledstrålen ett stycke framför flygplanet (16 % av avståndet i längsled till fotpunkten, dock minst 400 m framför flygplanet), vilket ger en mjuk anslutning till ledstrålen.
- Om TILS sidsignal är konstant sätts kommenderad färdvinkel till 45° relativt ledstrålen, till dess att linjär sidsignal erhålls.

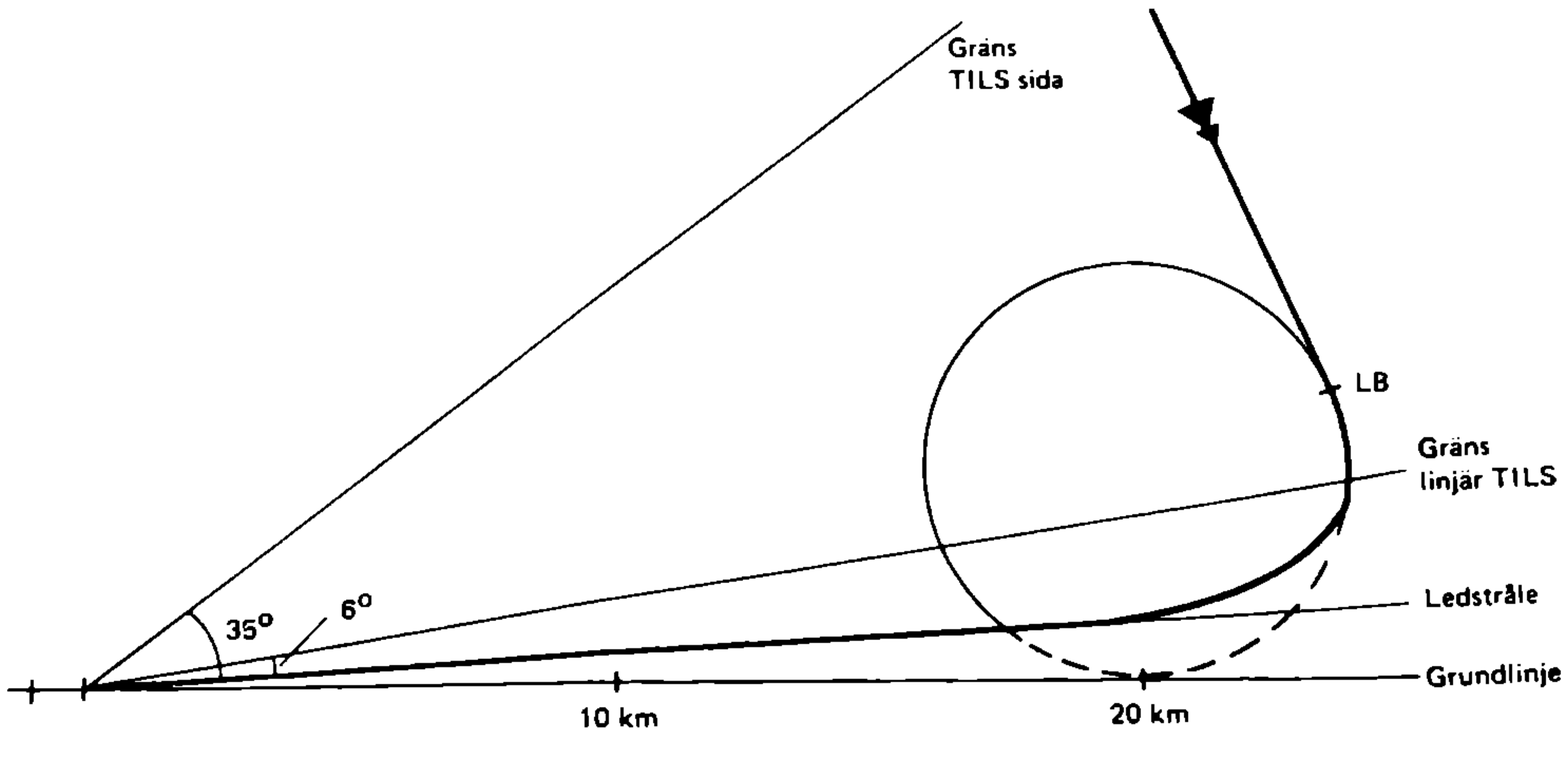


Bild 26. Styrinformation från TILS finns tillgänglig, inget navigeringsfel föreligger. Inflygning via LB

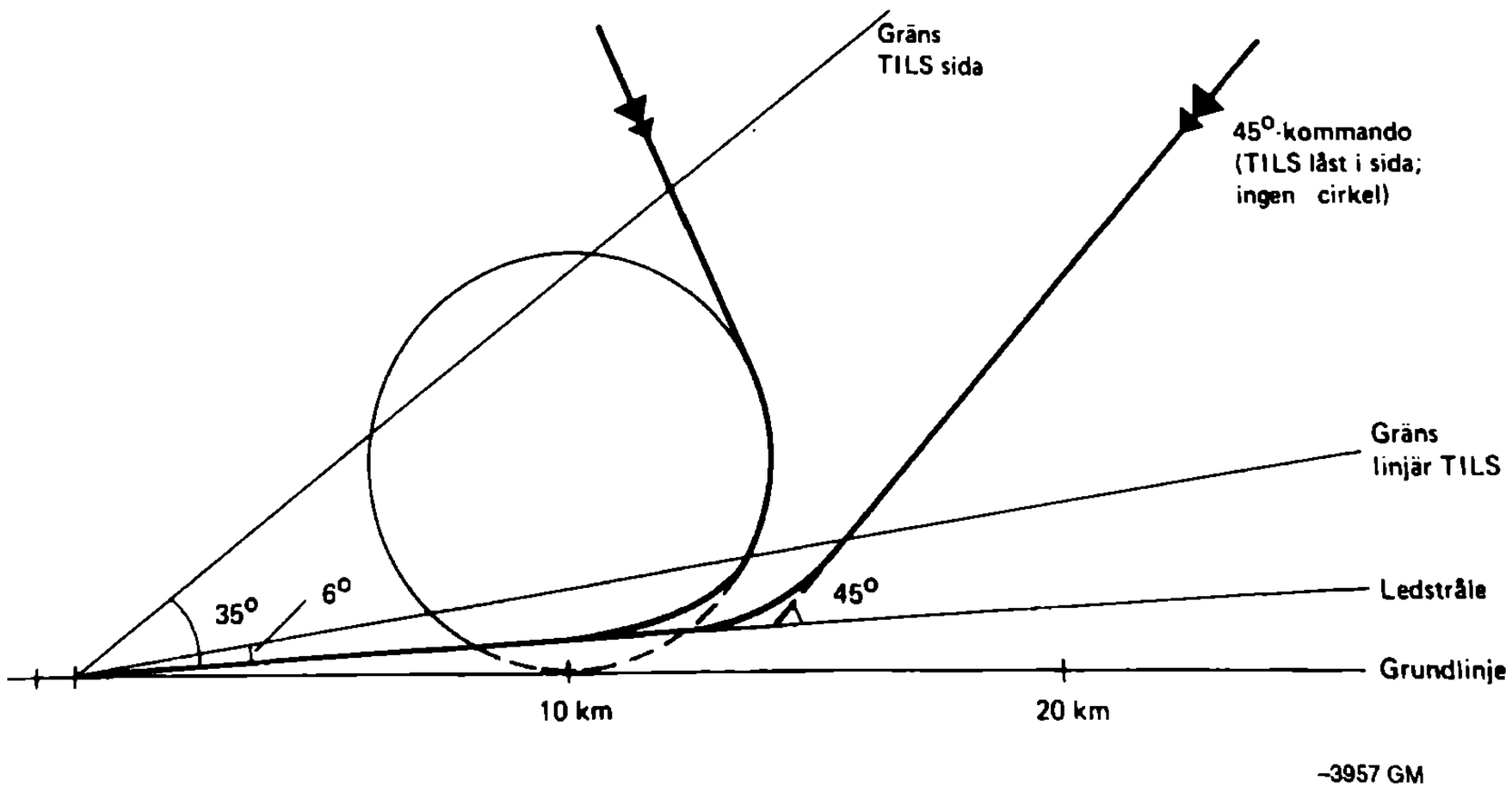


Bild 27. Styrinformation från TILS finns tillgänglig, inget navigeringsfel föreligger. Kort inflygning, LF destination

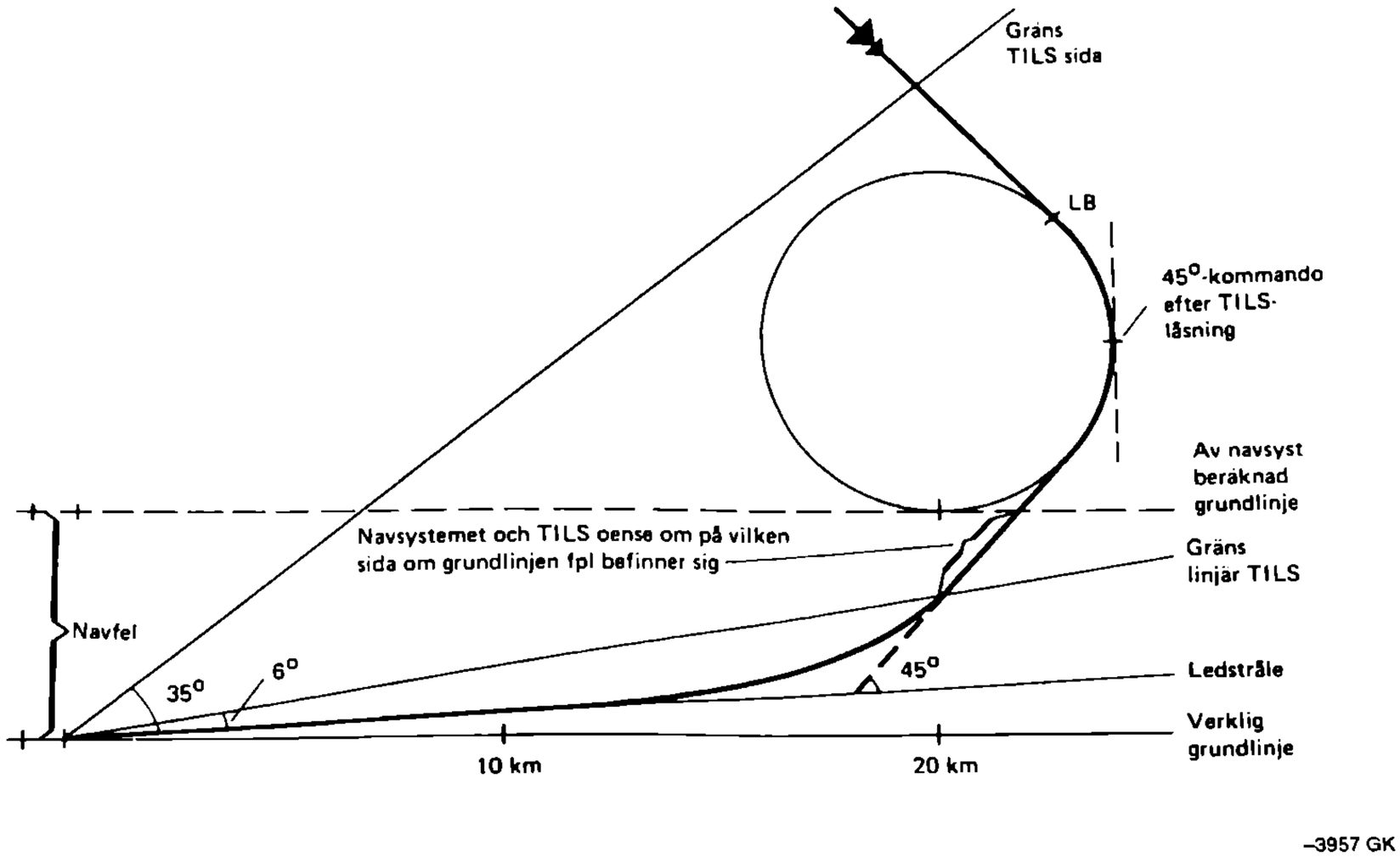


Bild 28. Styrinformation från TILS vid navigeringsfel. Landning via LB

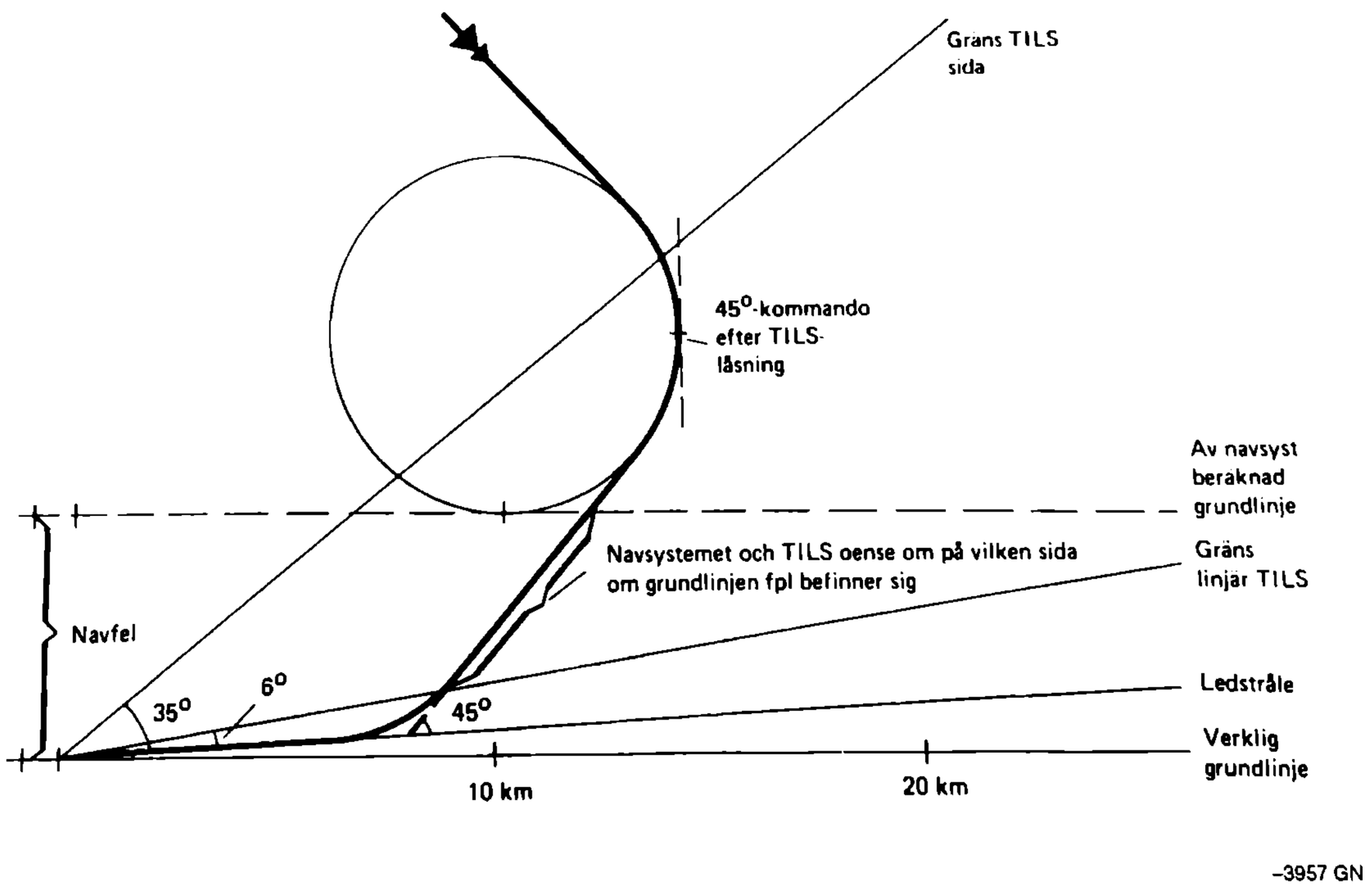


Bild 29. Styrinformation från TILS vid navigeringsfel. Kort inflygning

5 Navigeringssystemets funktion

5.1 Allmänt

Före ett flyguppdrag definieras uppdraget genom inmatning av nödvändiga data till datorn. Inmatningen föregås av rensning av datorns minne från samtliga tidigare inmatade uppdragsdata.

Navigeringspolygonen består av startbas LS, nio navigeringsbrytpunkter B1 — B9, landningsbas L1 och alternativ landningsbas L2. Navigeringsbrytpunkterna har alla samma status, dvs ingen av B1 — B9 är förutbestämd målbrytpunkt eller forceringsbrytpunkt.

Fel i navigeringssystemets positionsuppfattning korrigeras genom fixtagning mot brytpunkter.

Under flygning informeras föraren om aktuell position, destinationens data, bränslebehov och tidhållning.

5.2 Rensning av navigeringssystemet

5.2.1 Rensning av uppdragsdata

Med dataväljaren i något av lägena AKT POS, REF/LOLA, BANA/GRÄNS, VIND/RUTA/MÅL och TID verkställs rensning av uppdragsdata genom minst en intryckning av RENSA–knappen. Uppdragsdata rensas dessutom automatiskt när föraren beordrar överföring av uppdragsdata från datastaven. Rensning av uppdragsdata kan utföras endast när nosstället är infjädrat, dvs på marken.

Med uppdragsdata avses de data som kan matas in i dataväljarlägena AKT POS till och med TID, data för upptagningspunkt och måldefinition (se Hemlig del), vissa av de data som kan matas in med hjälp av adress i dataväljarläge TAKT (adress 80 — 88) och de två identifieringsnumren.

Anm
För att undvika störningar från tillfälliga program, som lagts in i CK variabelminne i samband med teletest (TTB), rensas automatiskt uppdragsdata vid nystart efter teletest.

5.2.2 Rensning av data adresserade i TAKT

De data som matats in med hjälp av adress i dataväljarläge TAKT rensas på följande vis:

Vid växling till skedesväljarläge BER efter landning rensas adresser 20 — 51. Övriga adresser påverkas inte. (Dessutom rensas prognosvind.)

Vid intryckning av RENSA–knappen på marken i dataväljarläge TAKT rensas adresser 00 — 51. Övriga adresser påverkas inte.

Vid intryckning av RENSA–knappen på marken i dataväljarläge ID–NR påverkas inga adresserade data.

Vid intryckning av RENSA–knappen på marken i något av dataväljarlägena AKT POS till och med TID rensas adresser 80 — 88, som innehåller uppdragsdata. Övriga adresser påverkas inte.

Samtliga data adresserade i TAKT, utom adress 00, rensas automatiskt när man beordrar överföring av uppdragsdata från datastaven.

Rensning av data adresserade i TAKT kan utföras endast när nosstället är infjädrat, dvs på marken.

Anm
För att undvika störningar från tillfälliga program, som lagts in i CK variabelminne i samband med teletest (TTB), rensas automatiskt adresserna 20 — 88 vid nystart efter teletest.

5.2.3 Rensning av fixar

Vid nedtryckning av RENSA–knappen under flygning i annat skedesväljarläge än SPA raderas senaste manuella egenfix och de automatiska egenfixar som gjorts efter denna. Vid ytterligare en nedtryckning av RENSA–knappen raderas samtliga egenfixar. Se även Avsnitt 5.8 Fixrensning. Rensning i skedesväljarläge SPA beskrivs i Hemlig del.

5.3 Manuell Inmatning av uppdragsdata

Vid inmatning av uppdragsdata ska IN/UT–omkopplaren stå i läge IN. Med dataväljaren väljs den datakategori som ska matas in. De tio siffertangenterna används för inskrivning av data, som därvid presenteras på dataindikatorn. Nollor i slutet behöver inte matas in.

Efter inskrivning av data fullföljs inmatningen genom att man trycker in den av brytpunktsknapparna på navigeringspanelen som motsvarar avsedd brytpunkt. Vid inmatning nollställs dataindikatorn som kvittering på att data lagrats i datorns minne. Data som ska ändras ges nytt värde genom ny inmatning.

Anm
För att inskrivningen ska fungera tillfredsställande får aldrig mer än en knapp åt gången vara intryckt och det måste vara ett uppehåll om minst 34 ms mellan knapptryckningarna. Erfarenheten har visat att dessa villkor uppfylls om inskrivningen utförs med **ett** finger.

5.3.1 Inmatning i läge AKT POS

Ingen inmatning sker i detta dataväljarläge.

5.3.2 Inmatning i läge REF/LOLA

För att underlätta inmatning av uppdragsdata har vissa baser och navigeringsbrytpunkter referensnummer. Svarande mot referensnumren finns i datorns minne permanent lagrat longitud/latitud, banriktningar och TILS kanalnummer för baserna, respektive longitud/latitud för navigeringsbrytpunkterna. Då referensnummer används behöver således inte dessa uppgifter skrivas in.

Referensnumret som består av fyra siffror skrivs in med dataväljaren i läge REF/LOLA. Numren börjar alltid med siffran 9. För baser är den andra siffran normalt 0 och de två sista siffrorna är löpande nummer (1 — 69), varvid siffrorna 1 — 21 avser flottiljerna F1 — F21.

Inmatning av referensnummer för brytpunkter B1 — B9 verkställs genom intryckning av önskad brytpunktsknapp på navigeringspanelen. Inmatning för stödpunkter BX1 — BX5 verkställs genom intryckning av först brytpunktsknapp BX och sedan önskad sifferknapp 1 — 5 på datapanelen.

Inmatning av referensnummer för landningsbaserna L1 och L2 sker med brytpunktsknapp L. Alternativ bas skiljs från ordinarie bas genom andra siffran i referensnumret. Den är 0 för ordinarie bas och 9 för alternativ bas. Önskas sålunda F13 som ordinarie bas (L1) matas 9013 in. Matas 9913 in blir F13 alternativ landningsbas (L2).

Om referensnummer för L1 ej matas in, överförs longitud/latitud för startbasen (LS) automatiskt till L1. Dessutom överförs huvudbanriktning och eventuell TILS–kanal för LS till L1.

Rensning av ordinarie eller alternativ landningsbas kan ske genom inmatning av 9000 respektive 9900.

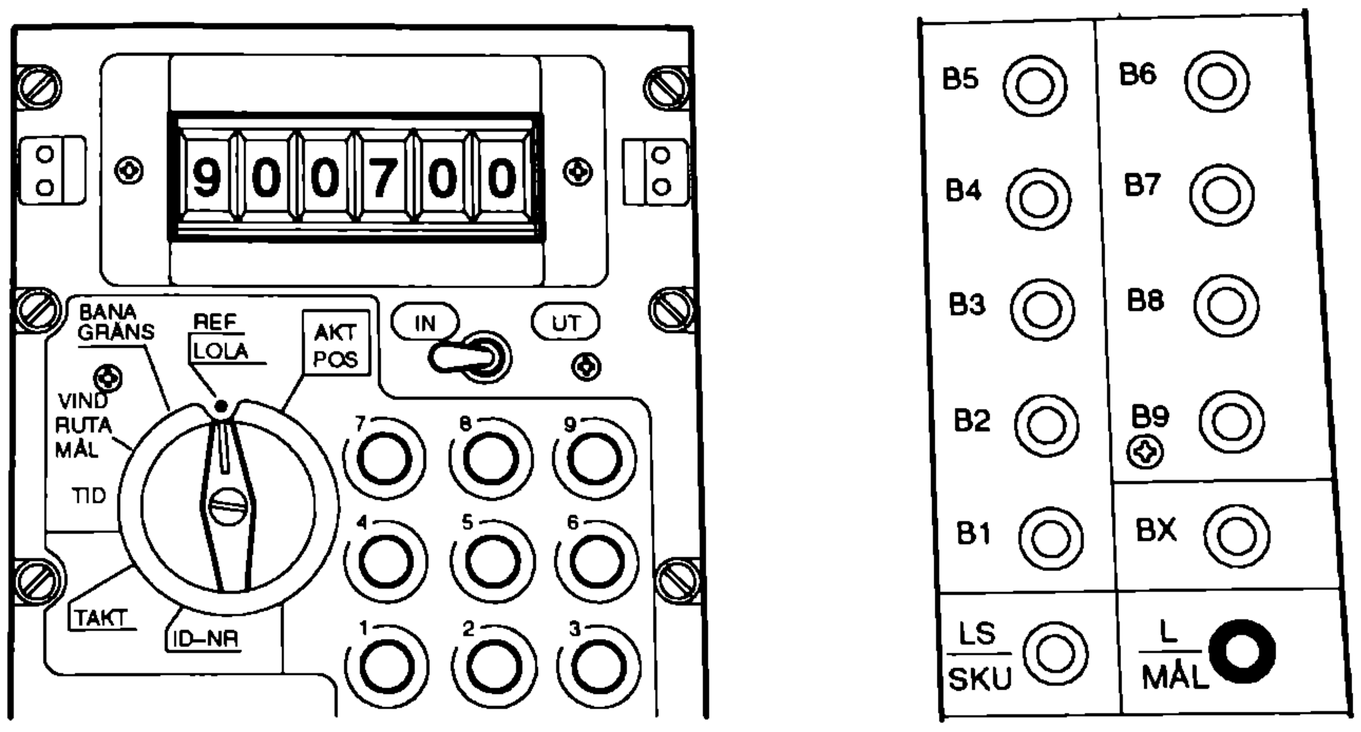


Bild 30. Referensnummer, F7 som ordinarie landningsbas L1

Positioner för baser, navigeringsbrytpunkter, och stödpunkter kan också matas in som longitud och latitud.

Longituder måste alltid vara mindre än 40° medan latituder måste vara större än 40° men mindre än 90°. Longitud och latitud kan därför matas in på i valfri ordning. Efter inskrivning fullföljs inmatningen genom intryckning av den knapp på navigeringspanelen som motsvarar avsedd brytpunkt eller bas. Knapp L motsvarar i detta sammanhang ordinarie landningsbas L1. Longitud och latitud för stödpunkt BX1 — BX5 matas in genom intryckning av först knapp BX, och sedan motsvarande siffertangent på datapanelen.

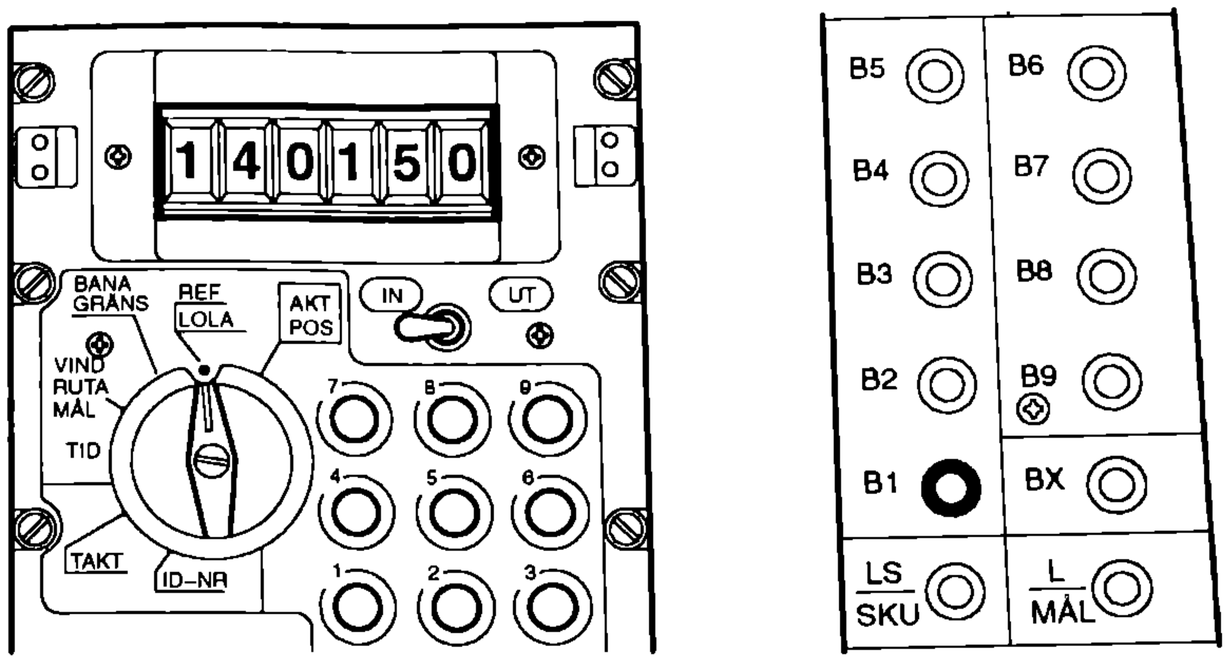


Bild 31. Longitud för B1, 14 grader 01 min 50 s

Brytpunkt som inte tilldelas position erhåller samma koordinater som närmast föregående brytpunkt i uppdraget. Detta gäller dock inte landningsbaserna eller de extra brytpunkterna. Om koordinater inte matats in på L1 överförs longitud och latitud för LS till L1. Dessutom överförs huvudbanriktning och eventuell TILS–kanal för LS till L1. För alternativ landningsbas L2 kan longitud och latitud inte skrivas in.

5.3.3 Inmatning i läge BANA/GRÄNS

Vid inmatning av banriktning för bas som inte matats in med referensnummer ställs dataväljaren i läge BANA/GRÄNS. Banriktningen skrivs in i grader och eventuella decimaler på dataindikatorns fyra första positioner. Inmatningen fullföljs genom intryckning av brytpunktsknapp LS eller L, beroende på om inmatningen avser startbas eller ordinarie landningsbas.

Om banan är försedd med TILS kan kanalnumret för denna skrivas in på dataindikatorns sista två positioner, i samband med inskrivningen av banriktningen.

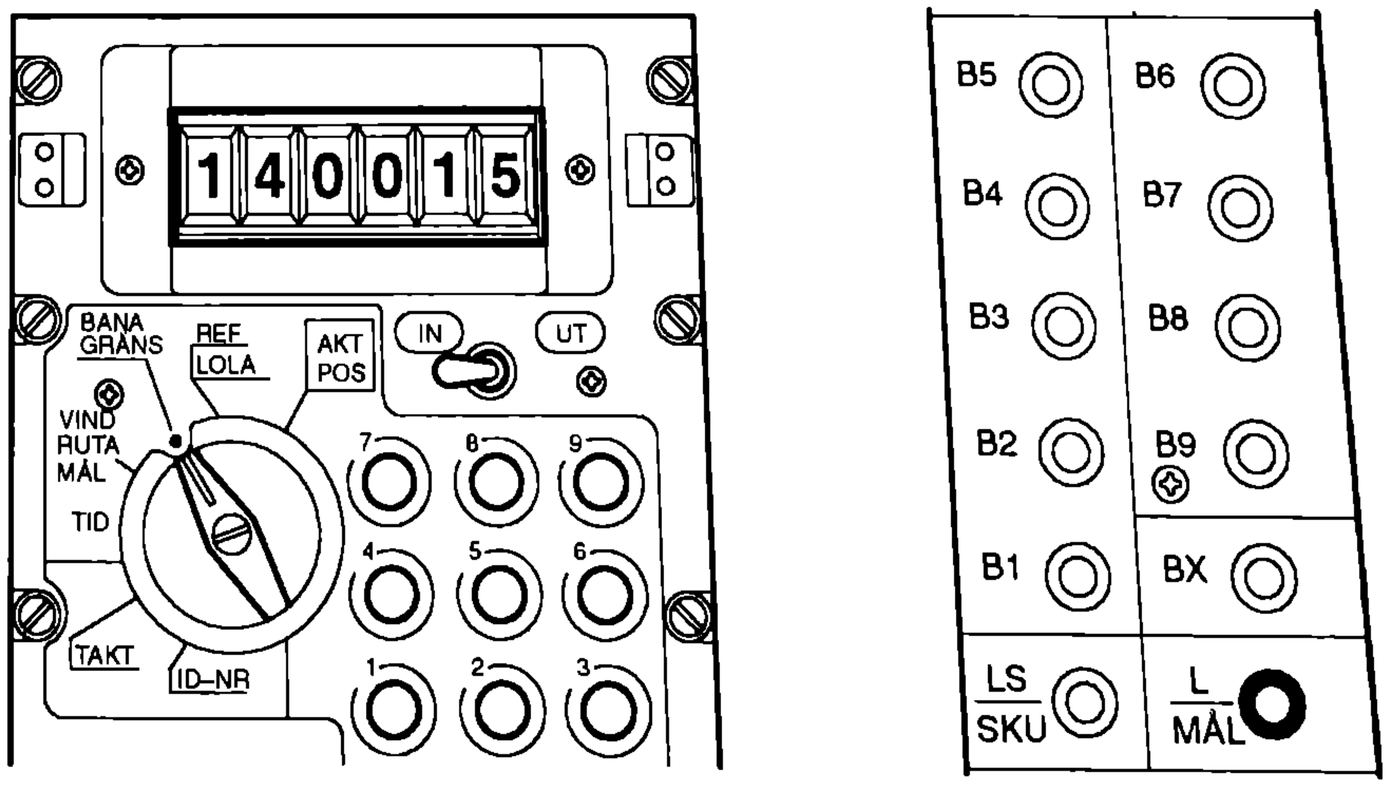


Bild 32. Banriktning L1 140°, TILS–kanal 15

Banriktning och TILS–kanalnummer för alternativ landningsbas L2 kan inte matas in manuellt.

Med dataväljaren i läge BANA/GRÄNS kan man dessutom mata in en eller två gränser för varje navigeringsbrytpunkt B1 — B9. Gränser kan användas t ex för att presentera planerad inflygningsriktning mot en brytpunkt. Inmatningen utförs genom att man knappar in riktningen för den första gränsen i dataindikatorns tre första positioner, och riktningen för den andra gränsen i de tre sista positionerna. Om endast en gräns önskas, lämnas de tre sista positionerna blanka. Gränsernas riktning definieras in mot brytpunkterna (i likhet med hur banriktning är definierad in mot landningsbas). Inmatningen verkställs med aktuell brytpunktsknapp.

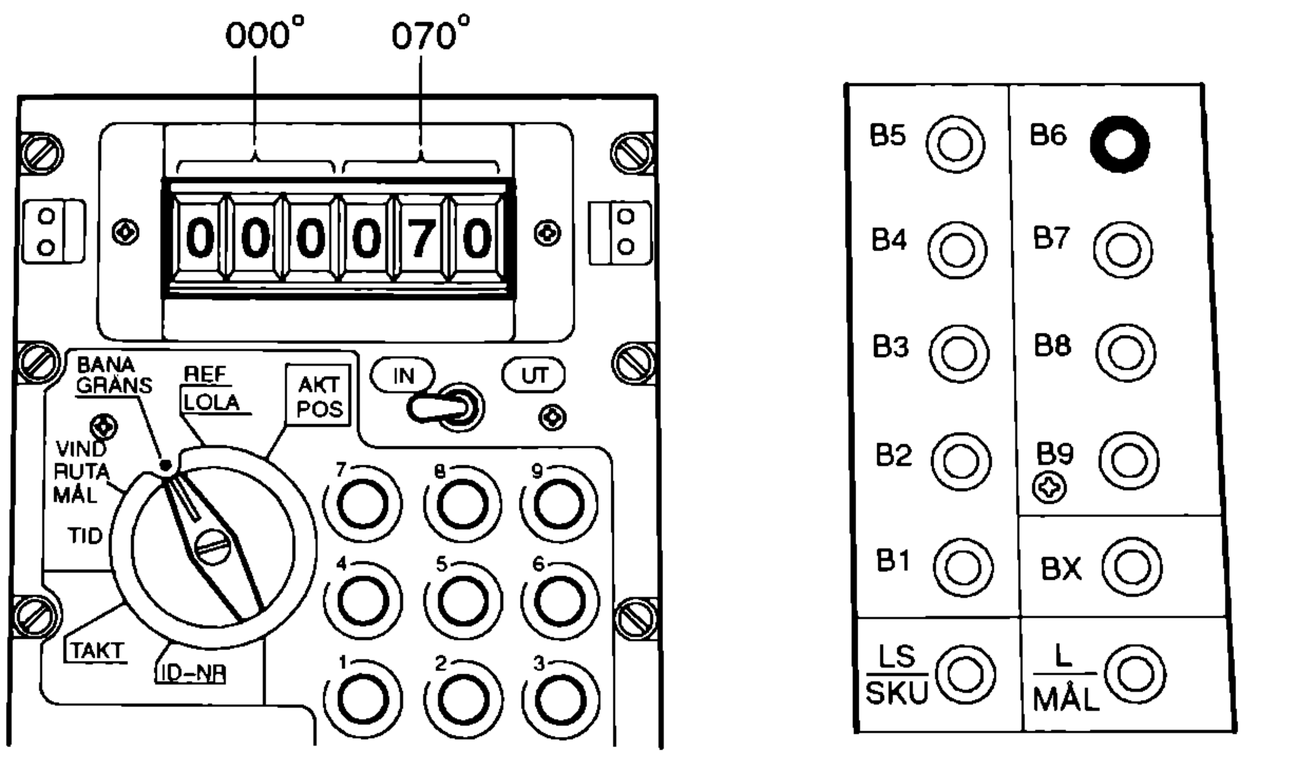


Bild 33. Inmatning av gränser på B6

Inmatning av **en** nolla raderar alla gränser på brytpunkten.

De inmatade gränserna presenteras på CI i skede NAV och SPA, mod A0/A1, om gränser matats in för presenterad brytpunkt. Om endast en gräns matats in är den tänd kontinuerligt. Om två gränser matats in, tänds de omväxlande 2 s i taget. Gränser släcks då cirkelmarkören ligger i begränsning.

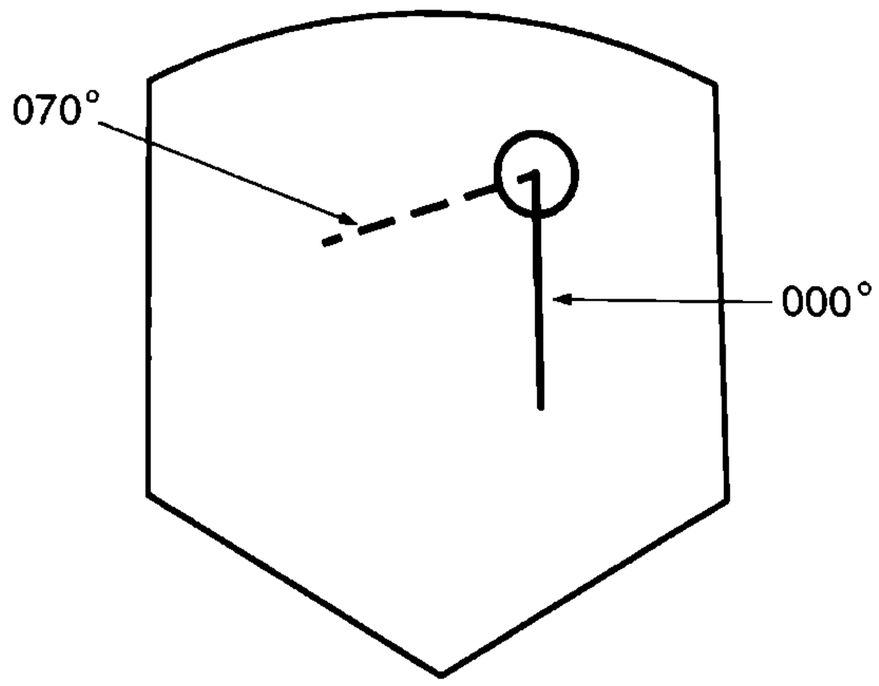


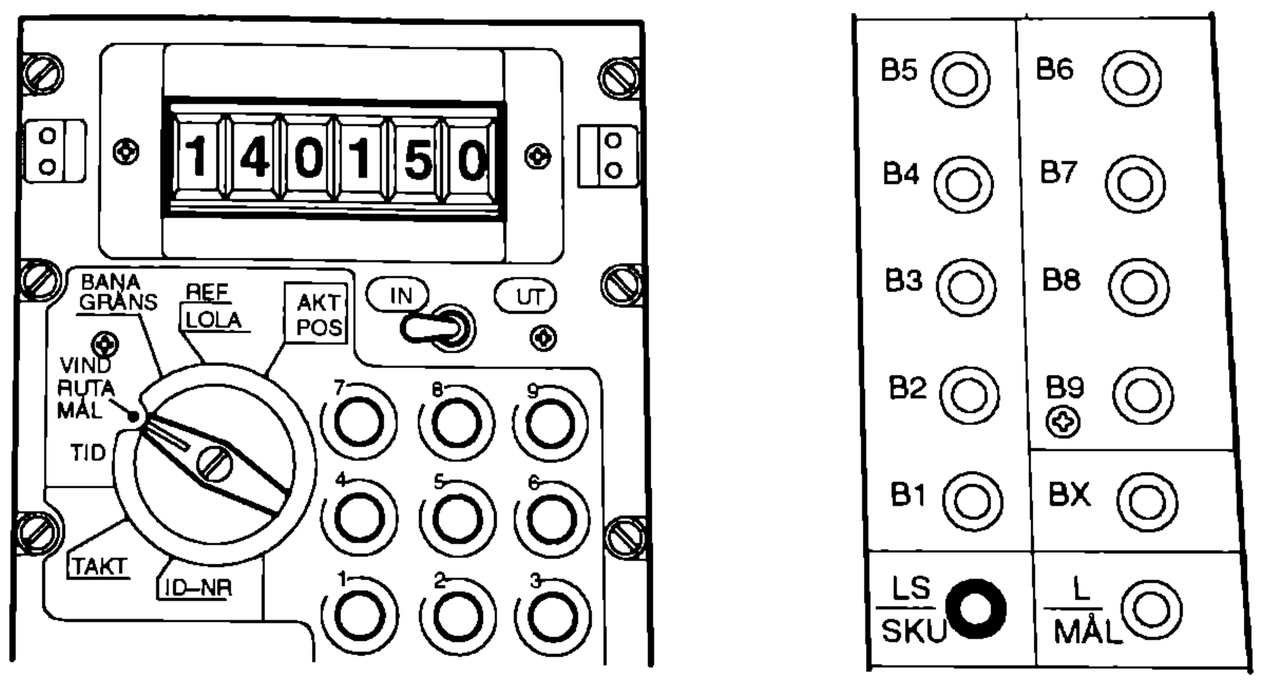
Bild 34. CI–presentation av gränser

5.3.4 Inmatning i läge VIND/RUTA/MÅL

Normalt används dopplervind i navigeringssystemet, men efter inmatning av prognosvind gäller följande:

- Prognosvind inmatad i luften har prioritet över dopplervind.
- Prognosvind inmatad på marken har inte prioritet över dopplervind. Dopplervind används alltså då den finns tillgänglig, annars prognosvind.
- Prognosvind används alltid för tid–bränsleberäkningen under startskedet, dvs så länge M < 0,35.

Vid inmatning av prognosvind ställs dataväljaren i läge VIND/RUTA/MÅL. Vindriktningen skrivs in i grader på dataindikatorns tre första positioner, och vindstyrkan skrivs in i km/h på dataindikatorns följande två positioner. Följaktligen kan prognosvind vara högst 99 km/h. Inmatningen fullföljs genom intryckning av brytpunktsknapp LS.



F7–A–A0049–AA–01

Bild 35. Prognosvind 140°, 15km/h

Inmatad prognosvind kan rensas genom inmatning av vindriktning noll och vindstyrka noll, varefter navigeringssystemet använder dopplervind. Om man vill mata in prognosvind med styrka noll ska man alltså mata in vindstyrka noll och en valfri vindriktning större än noll.

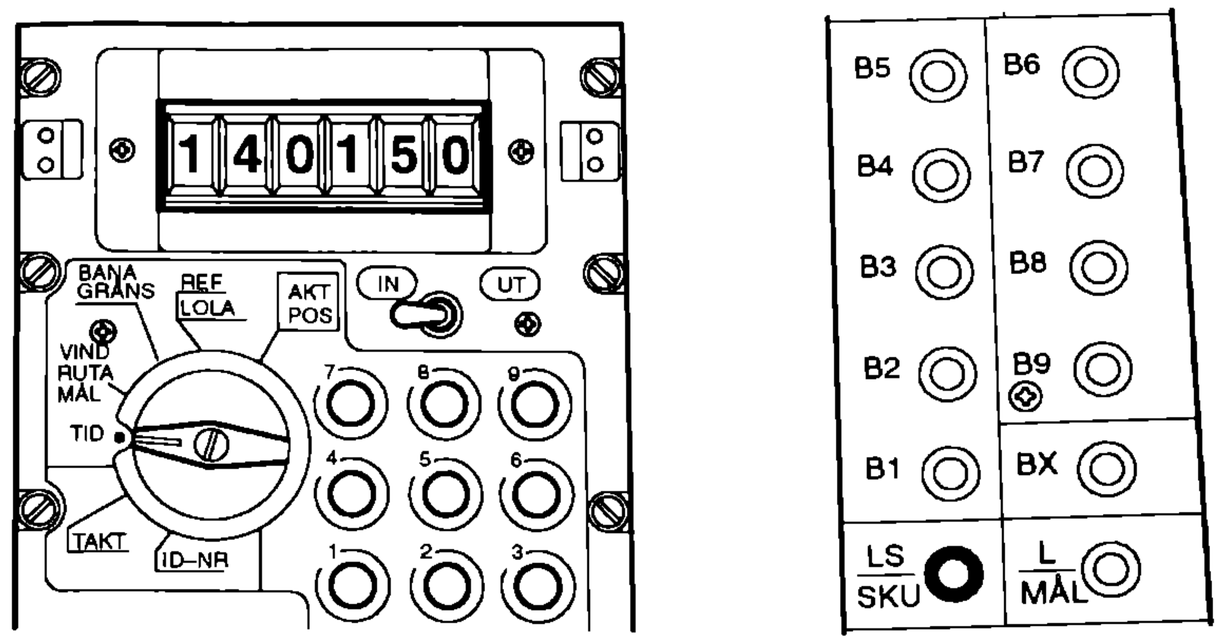
Prognosvind rensas dessutom vid rensning av uppdragsdata på marken och vid övergång till skede BER efter landning, varefter dopplervind används under följande pass.

Inmatning av RUTA/MÅL beskrivs i Hemlig del.

5.3.5 Inmatning i läge TID

Med dataväljaren i läge TID kan aktuell tid, anfallstid (K–tid) och forceringsmachtal matas in.

Tid matas in som timmar, minuter och sekunder på dataindikatorns sex positioner. Inmatning av aktuell tid fullföljs genom intryckning av brytpunktsknapp LS. Inmatning av anfallstid fullföljs genom intryckning av den brytpunktsknapp som motsvarar avsedd målbrytpunkt.



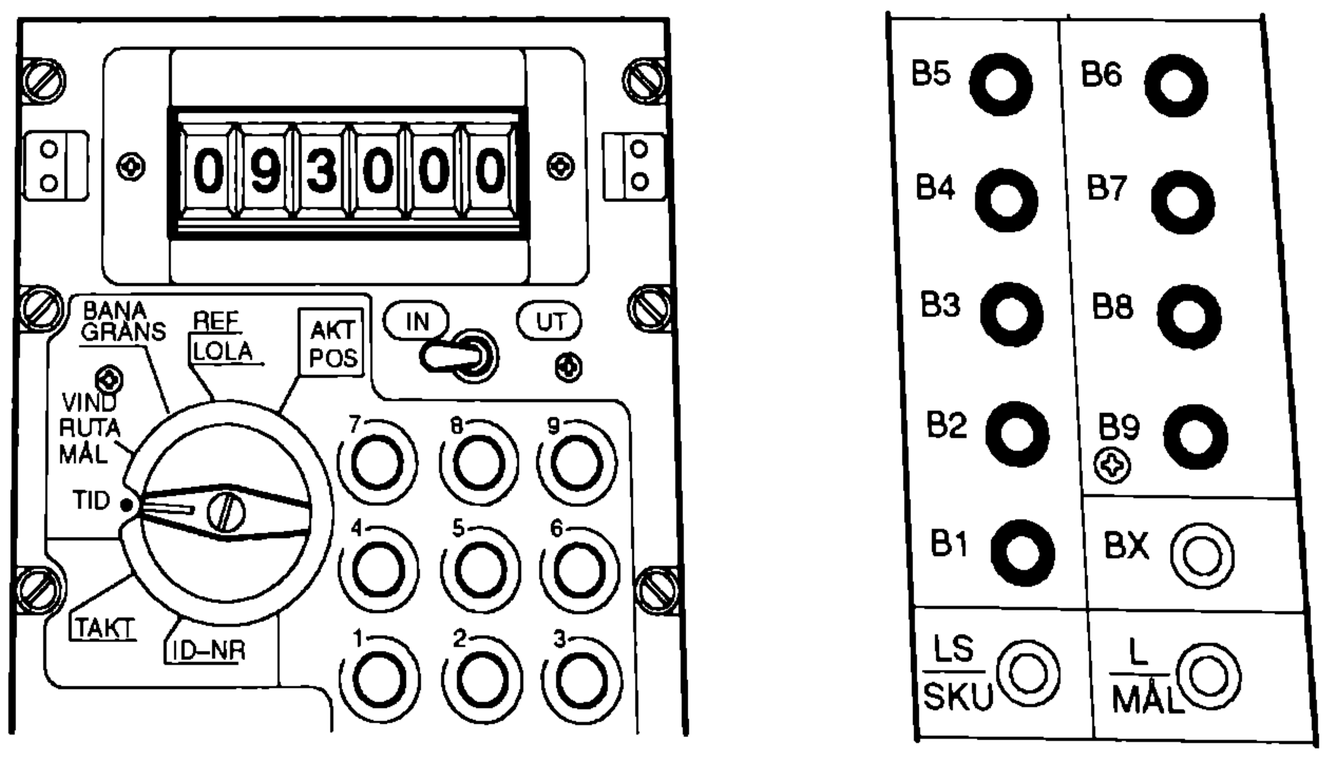
F7–A–A0048–AA–01

Bild 36. Aktuell tid 14 01 50

Forceringsmachtal matas in med tre siffror på dataindikatorns tre första positioner, där den första siffran utläses som heltal och de andra två som decimaler. Exempelvis utläses siffrorna 085 som machtal 0,85. Inmatning av forceringsmachtal fullföljs genom intryckning av en brytpunktsknapp som inte motsvarar någon målbrytpunkt. Flera forceringsbrytpunkter med olika forceringsmachtal kan definieras. Inmatat forceringsmachtal gäller fram till nästa forceringsbrytpunkt. Den sista forceringsbrytpunktens forceringsmachtal gäller fram till närmaste målbrytpunkt. Om det inte finns någon målbrytpunkt efter den sista forceringsbrytpunkten, gäller det tillhörande forceringsmachtalet fram till ordinarie landningsbas.

För att förhindra felinmatning av orealistiskt höga forceringsmachtal godkänner datorn inte machtal över 3,99. Inmatningen går då inte att fullfölja och dataindikatorn nollställs inte vid intryckning av brytpunktsknappen.

Distansekonomisk beräkning av bränslebehov erhålls vid inmatning av forceringsmachtal 0,55. I bränsleberäkningarna används aldrig högre forceringsmachtal än 0,85.



F7–A–A0047–AA–01

Bild 37. Forceringsmachtal 0,93

5.3.6 Inmatning i läge TAKT

Med dataväljaren i läge TAKT kan man bland annat definiera vilka brytpunkter som ska vara målbrytpunkter, och man kan också manuellt mata in en valfri bränslereserv.

Man matar in bränslereserven genom att mata in adress 51 på de två första sifferpositionerna i dataindikatorn, och önskad bränslereserv (valfritt värde 10 — 99 %) på de två följande sifferpositionerna. Inmatningen verkställs sedan genom att man trycker in brytpunktsknapp LS.

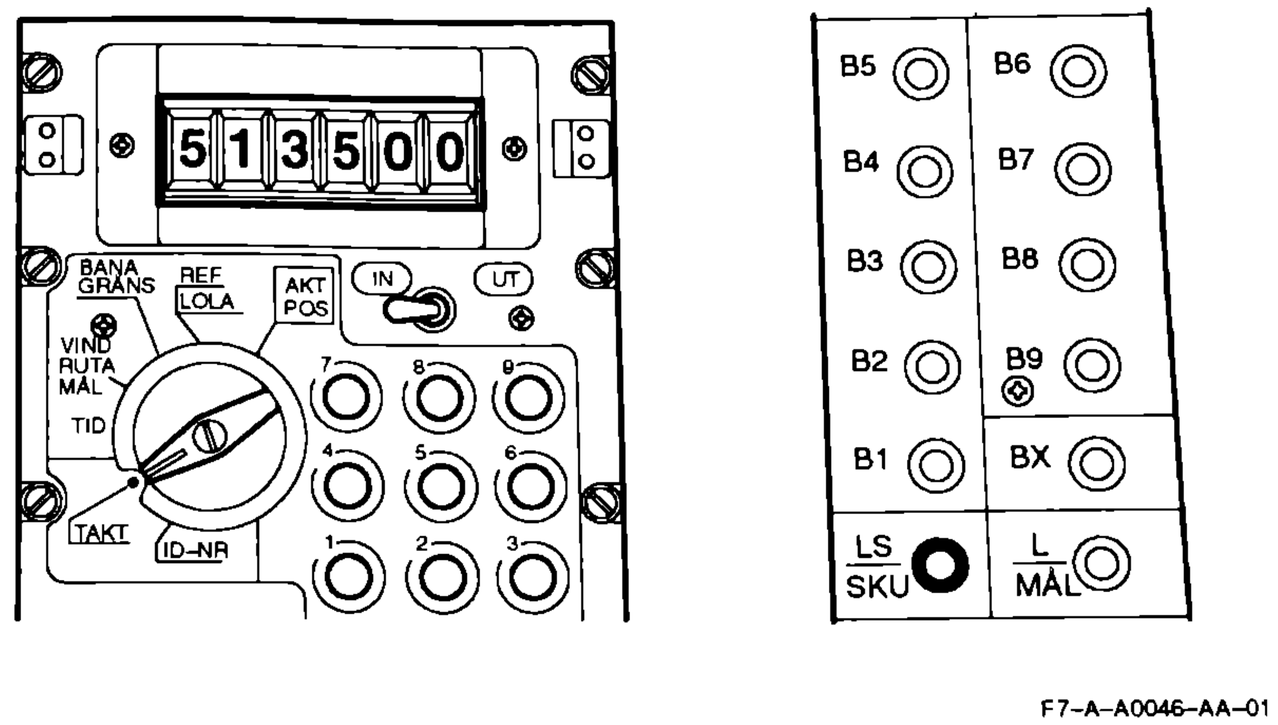


Bild 38. Bränslereserv 35%

Manuellt inmatad bränslereserv rensas vid övergång till skede BER efter landning och vid rensning på marken i läge TAKT.

Hur man definierar en brytpunkt som målbrytpunkt, och övriga funktioner vid inmatning i läge TAKT, beskrivs i Hemlig del.

5.3.7 Inmatning i läge ID–NR

Med dataväljaren i läge ID–NR kan man mata in två identifieringsnummer för uppdraget. Inmatningen kan ske i valfritt skedesväljarläge, utom FK. Id–nummer 1 består av uppdragets och divisionens nummer. Id–nummer 2 består av år, månad och dag.

Inmatningen av id–nr 1 utförs genom att man matar in det i dataindikatorn och verkställer inmatningen genom att trycka in brytpunktsknapp B1.

Inmatningen av id–nr 2 utförs genom att man matar in det i dataindikatorn, och verkställer inmatningen genom att trycka in brytpunktsknapp B2.

Id–nummer 1 och 2 rensas vid intryckning av RENSA–knappen på marken, om dataväljaren står i något av lägena AKT POS, REF/LOLA, BANA, VIND/RUTA/MÅL eller TID.

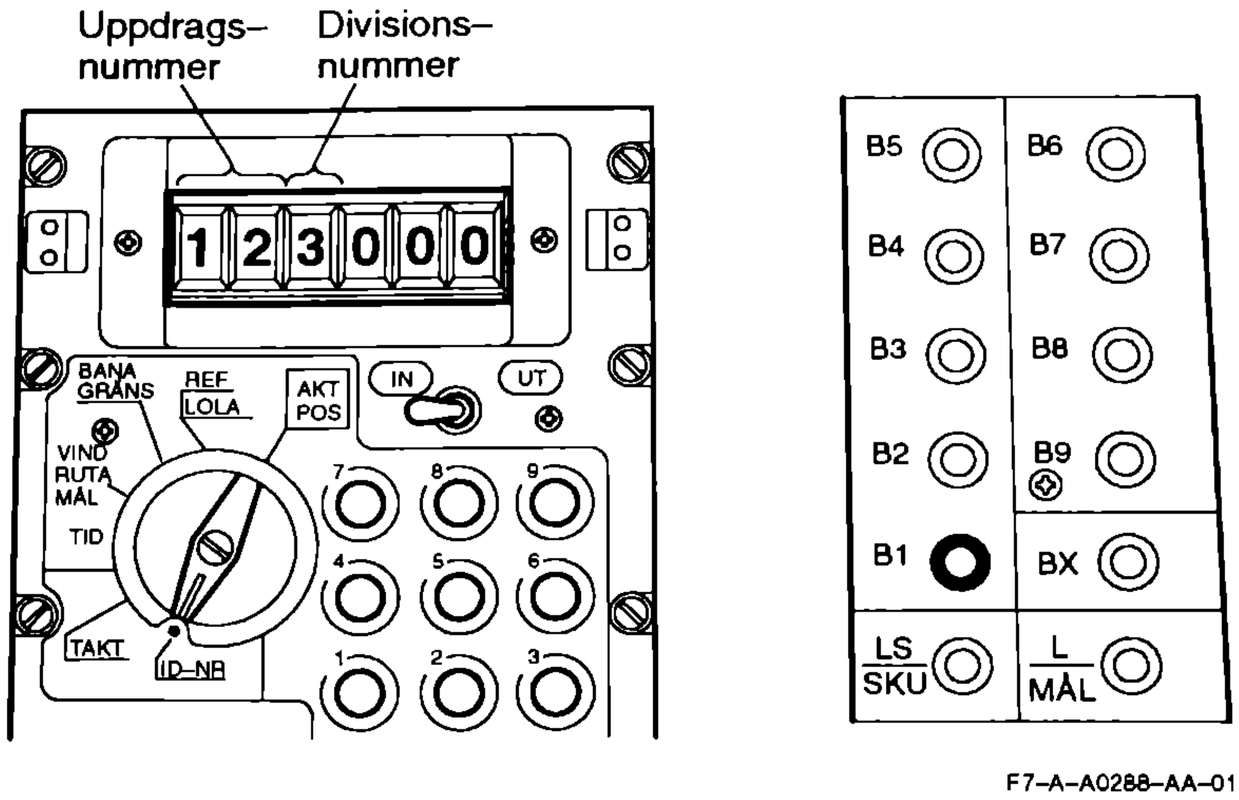


Bild 39. Inmatning av id–nummer 1

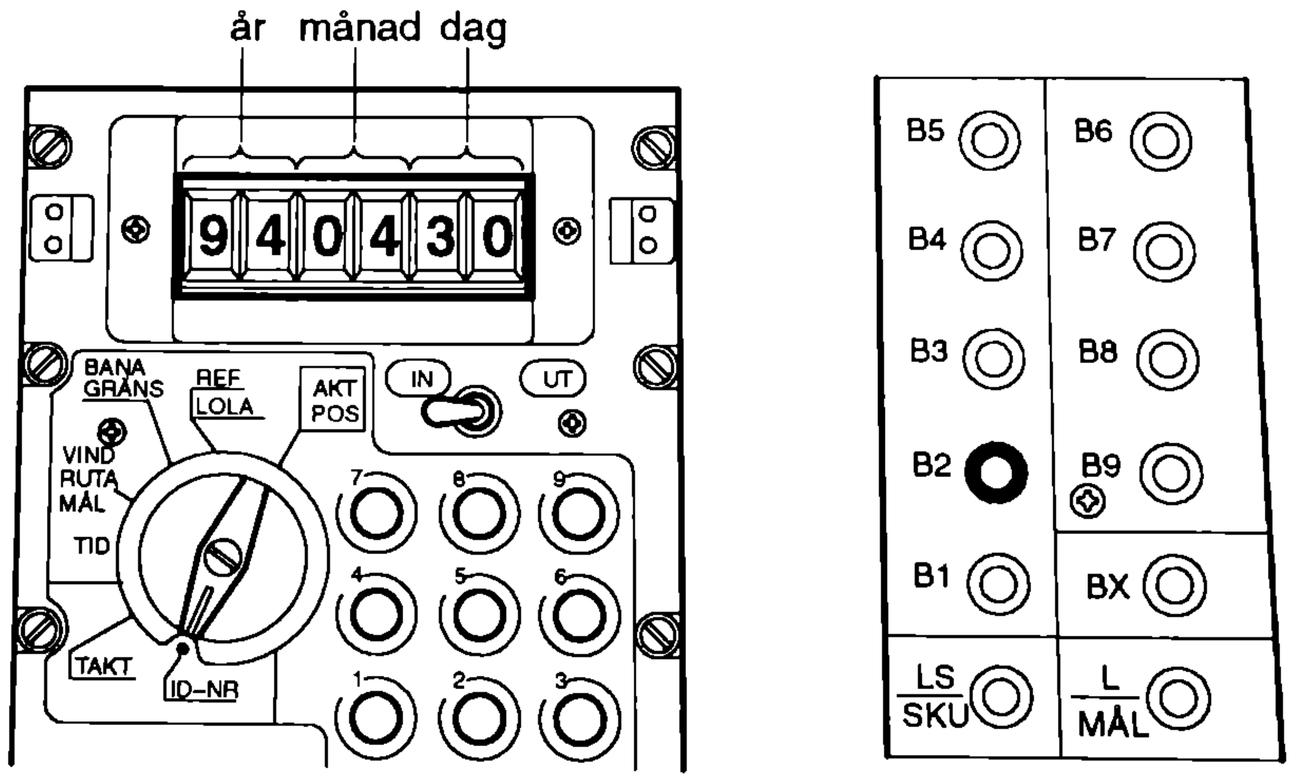


Bild 40. Inmatning av id–nummer 2

I dataväljarläge ID–NR kan man också mata in adresserade data. Se Flik 26 Registrering.

5.4 Inmatning av uppdragsdata via datastaven

När datastaven har anslutits till flygplanet kan föraren beordra överföring av uppdragsdata genom att med dataväljaren i läge REF/LOLA skriva in kod 9099, och verkställa inmatningen med brytpunktsknapp LS/SKU. Beordring kan endast utföras när flygplanet befinner sig på marken.

Vid beordring av dataöverföring rensas automatiskt uppdragsdata och TAKT–adresser 20 — 88.

Under dataöverföringen presenteras den inmatade koden 909900 i dataindikatorn, med den första 9:an blinkande. Underkänd överföring indikeras av att blinkandet slutar. Godkänd överföring indikeras av att dataindikatorn presenterar 000000.

Vid godkänd överföring krävs fortfarande att en rimlighetskontroll av uppdraget utförs av föraren på samma sätt som vid manuell inmatning av uppdragsdata.

Överföringen avbryts och data rensas om dataväljaren eller IN/UT–omkopplaren manövreras under pågående överföring.

5.5 Rimlighetskontroll

När uppdragsdata matats in bör man göra en rimlighetskontroll av uppdraget. Det innebär att man genom så kallade kontrollfixar simulerar att man flyger längs den inmatade navigeringspolygonen. Under simuleringen kontrollerar man navigeringsbenens längd och riktning mot de egna navigeringsberäkningarna. Rimlighetskontrollen utförs på följande sätt:

Skedesväljaren ställs i läge BER och dataväljaren i läge AKT POS/UT.

Brytpunktsknappen LS trycks in och fixtagning utförs på LS (fixomkopplaren trycks in till läge TV). Navigeringssystemet anser nu att flygplanet befinner sig i position LS. Därefter utförs destinationsväxling genom att brytpunktsknappen B1 på navigeringspanelen trycks in.

Destinationsindikatorn visar nu B1. Avståndsindikatorn visar avståndet mellan startbasen och första brytpunkten. På kursindikatorn visar buggen bäring till brytpunkten. På bränsleindikatorn avläses beräknat bränslebehov för uppdraget.

Kontroll av nästa delsträcka utförs på motsvarande sätt genom fixtagning på B1 och destinationsväxling till B2. Avståndet mellan B1 och B2 avläses på avståndsindikatorn. Bäring från B1 till B2 visas av kursindikatorns bugg. På bränsleindikatorn avläses bränslebehovet för den återstående delen av uppdraget.

Anm
Genom att jämföra bränslebehovet för sträckan B1 — L1 med bränslebehovet för sträckan LS — L1 erhålls alltså beräknad bränsleåtgång för delsträckan LS — B1.

Rimlighetskontrollen avslutas med fixtagning på LS för att erhålla korrekt position. Om detta inte görs, sätts emellertid startbasens koordinater automatiskt som egenposition när dataväljaren ställs i läge TID eller skedesväljaren ställs i läge NAV.

5.6 Utläsning av uppdragsdata

Utläsning av uppdragsdata görs dels för kontroll av inmatningen, dels för information om vilka data datorn räknar med.

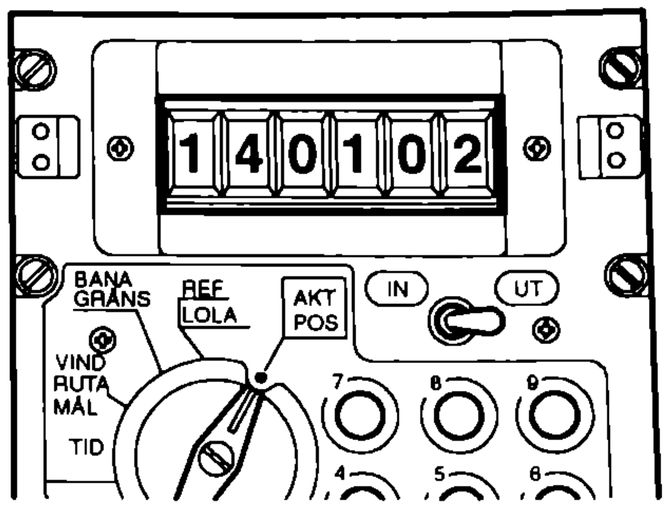
Vid utläsning av uppdragsdata ska IN/UT–omkopplaren stå i läge UT. Utlästa data presenteras på dataindikatorn, varvid nollor presenteras i de positioner som inte innehåller någon information.

Den informativa utläsningen under flygning avser data om aktuell position, tidsinformation och data om aktuell destination, dvs närmaste brytpunkt. Föraren behöver endast välja datakategori med dataväljaren för att motsvarande värden ska visas på dataindikatorn. Vid utläsning av brytpunktsbundna data för andra brytpunkter än destination måste dessutom respektive brytpunktsknapp hållas intryckt.

5.6.1 Utläsning i läge AKT POS

Med dataväljaren i läge AKT POS presenteras flygplanets aktuella position. Dataindikatorn växlar varje sekund mellan att presentera longitud och latitud.

Sekunderna är nollställda eftersom de ändras snabbt med flygplanets förflyttning. Noggrannheten i presenterad latitud är ungefär 1850 m. Noggrannheten i presenterad longitud är ungefär 1000 m vid 56° latitud, 900 m vid 61° latitud och 750 m vid 66° latitud.



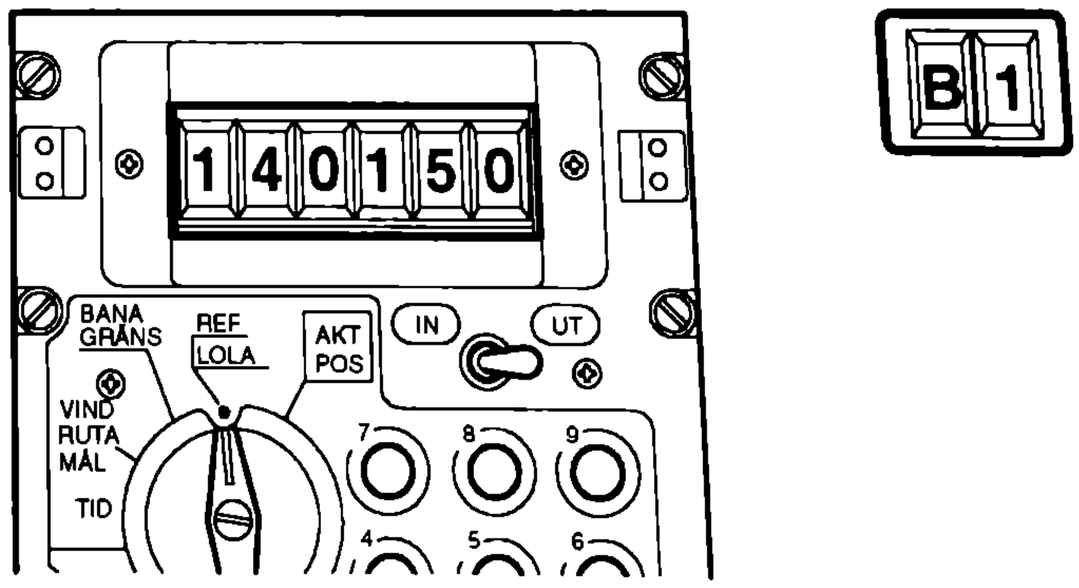
F7–A–A0138–AA–01

Bild 41. Aktuell longitud 14°01', beräknat navigeringsfel < 2 km

Sista siffran anger navigeringssystemets beräknade avvikelse mellan presenterad position (egenposition) och verklig position i km.

5.6.2 Utläsning i läge REF/LOLA

När dataväljaren ställs i läge REF/LOLA presenteras referensnummer eller longitud/latitud för vald destination. Om någon av brytpunktsknapparna hålls intryckt presenteras i stället referensnummer eller longitud/latitud för motsvarande brytpunkt. Om brytpunktsknapp L hålls intryckt presenteras växelvis referensnummer eller longitud/latitud för ordinarie landningsbas L1, och referensnummer för alternativ landningsbas L2.



F7–A–A0139–AA–01

Bild 42. Longitud för brytpunkt B1

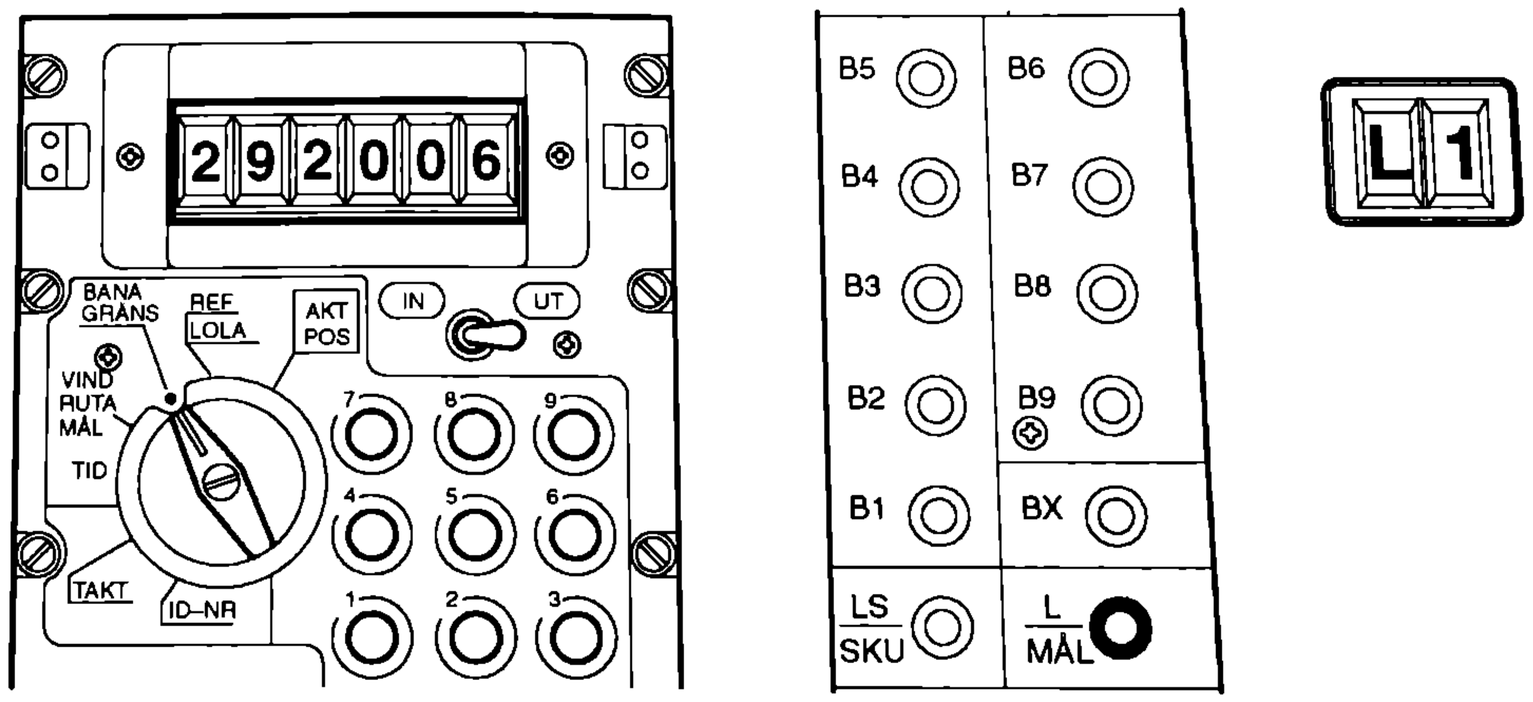
Liksom vid inmatningen presenteras referensnumret med fyra siffror och longitud/latitud i grader, minuter och sekunder. Longitud/latitud för destinationen presenteras genom att dataindikatorn varje sekund växlar mellan att presentera longitud och latitud.

5.6.3 Utläsning i läge BANA/GRÄNS

När dataväljaren ställs i läge BANA/GRÄNS kan banriktning och TILS–kanalnummer för startbas LS, ordinarie landningsbas L1 eller alternativ landningsbas L2 presenteras. Presentationen för LS och L1 erhålls genom att trycka in brytpunktsknapp LS respektive L. Om brytpunktsknapp L hålls intryckt presenteras växelvis banriktning och kanalnummer för L1 och L2.

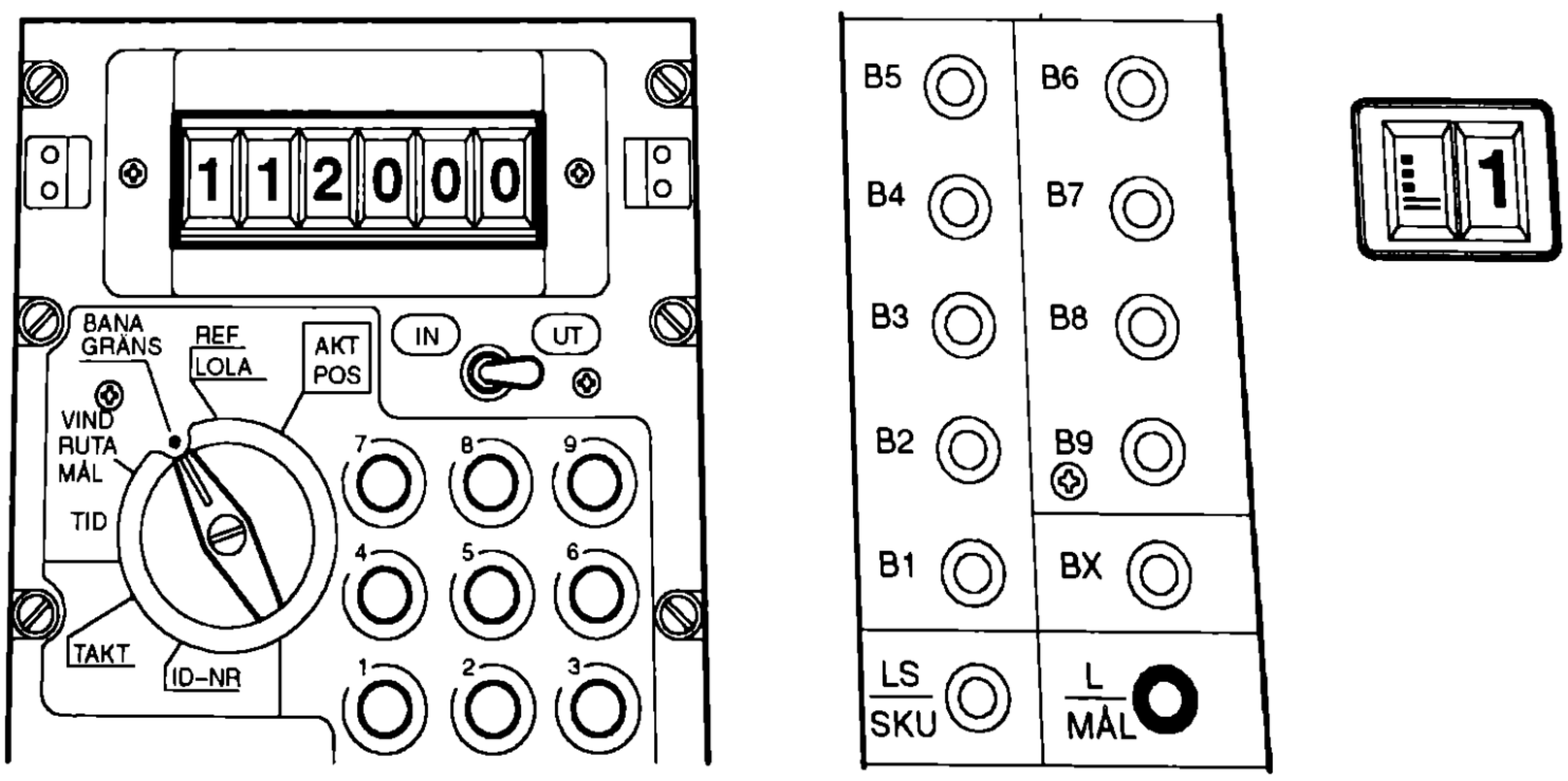
Vald banriktning på landningsbas LS, L1 och L2 kan växlas till kontrabanriktning eller till riktning för annan bana på basen genom s k kontring. Kontring utförs genom att först i läge AKT POS välja basen som destination, och sedan i läge BANA/GRÄNS trycka in destinationens brytpunktsknapp. För varje upprepad intryckning stegar dataindikatorn vidare till närmast högre tillgänglig banriktning för basen. Om basen matats in med hjälp av referensnummer finns oftast basens samtliga banriktningar tillgängliga. Om basen matats in med hjälp av longitud/latitud och banriktning kan kontring självfallet endast göras till kontrabanriktningen.

Vid kontring visar dataindikatorn vilken banriktning som används av datorn. Om denna banriktning inte är huvudbanriktningen visar destinationsindikatorns vänstra position ett blinkande L.



F7–A–A0045–AA–01

Bild 43. Banriktning 292° och TILS–kanal 06



F7–A–A0041–AA–02

Bild 44. Kontrabanriktning 112°

Med dataväljaren i läge BANA/GRÄNS kan man också läsa ut gränser för navigeringsbrytpunkter B1 — B9 genom att trycka in motsvarande brytpunktsknapp.

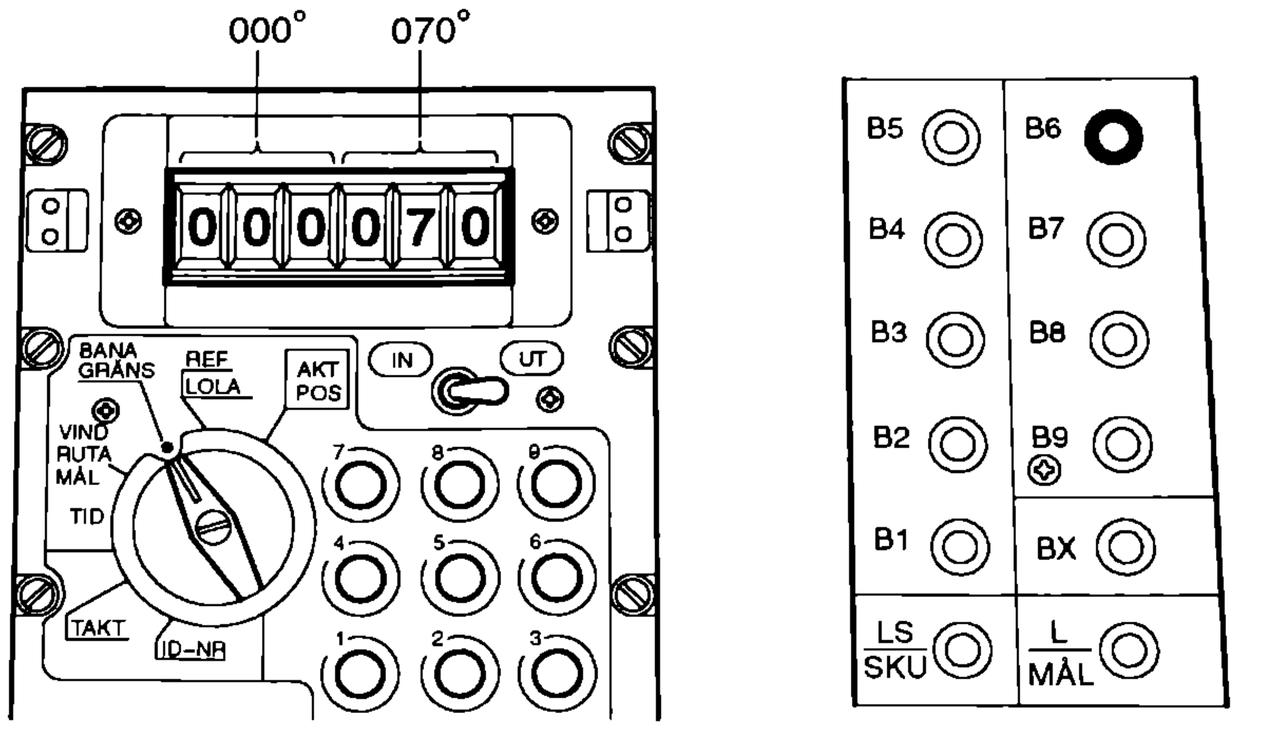


Bild 45. Utläsning av gränser för B6

5.6.4 Utläsning i läge VIND/RUTA/MÅL

När dataväljaren står i läge VIND/RUTA/MÅL presenterar dataindikatorn normalt den vind som används i navigeringsberäkningarna. Dataindikatorns tre första positioner visar vindriktningen i grader, och de två följande positionerna visar vindstyrkan i km/h. Om den använda vinden är dopplervind, presenterar dataindikatorns sista position en nolla. Om den använda vinden är prognosvind, presenterar dataindikatorns sista position ett minustecken.

Om brytpunktsknapp LS trycks in visar dataindikatorn prognosvind, om sådan har matats in.

Övrig utläsning i läge VIND/RUTA/MÅL beskrivs i Hemlig del.

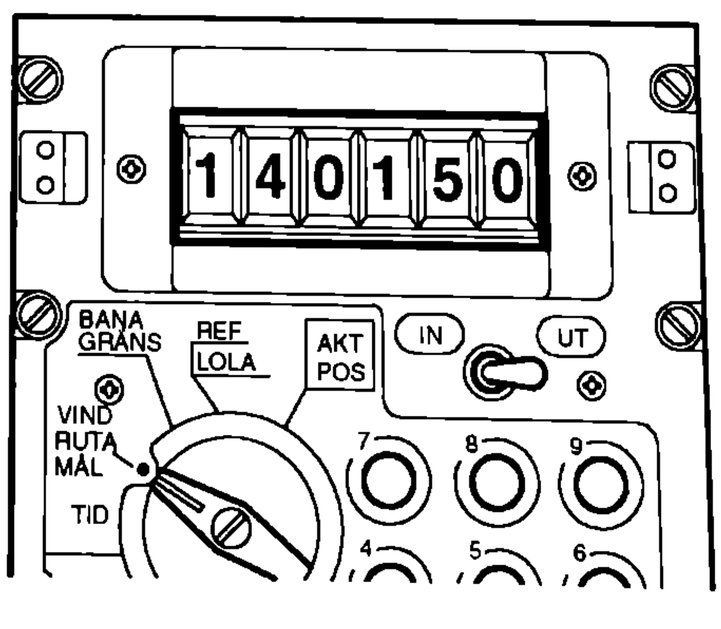
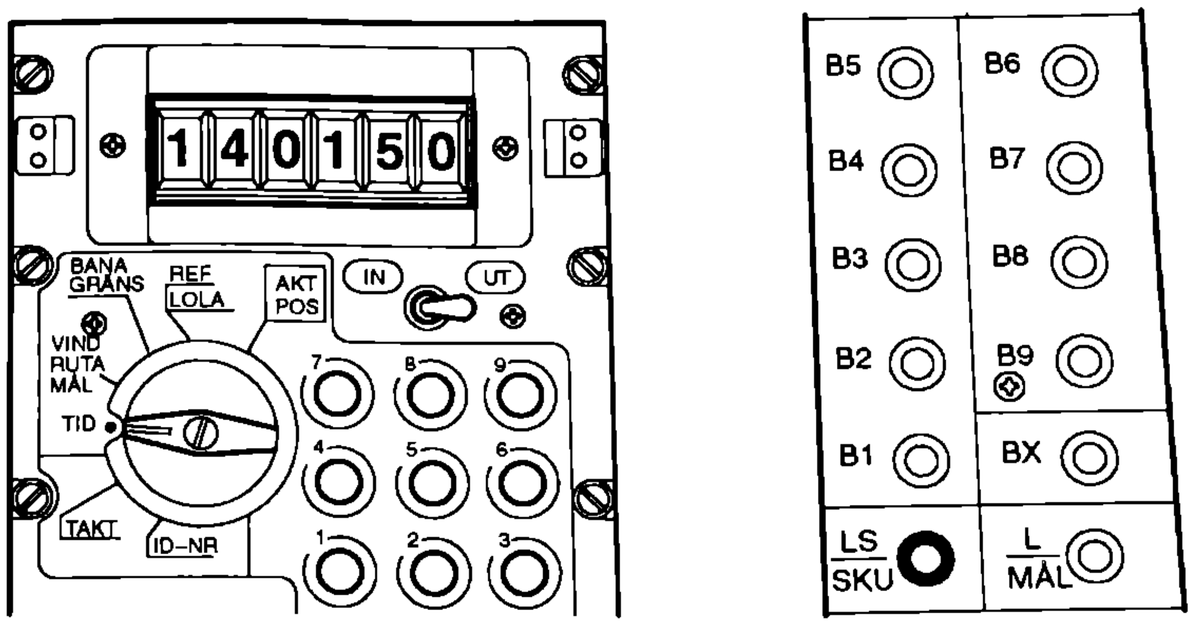


Bild 46. Dopplervind 140°, 15 km/h

5.6.5 Utläsning i läge TID

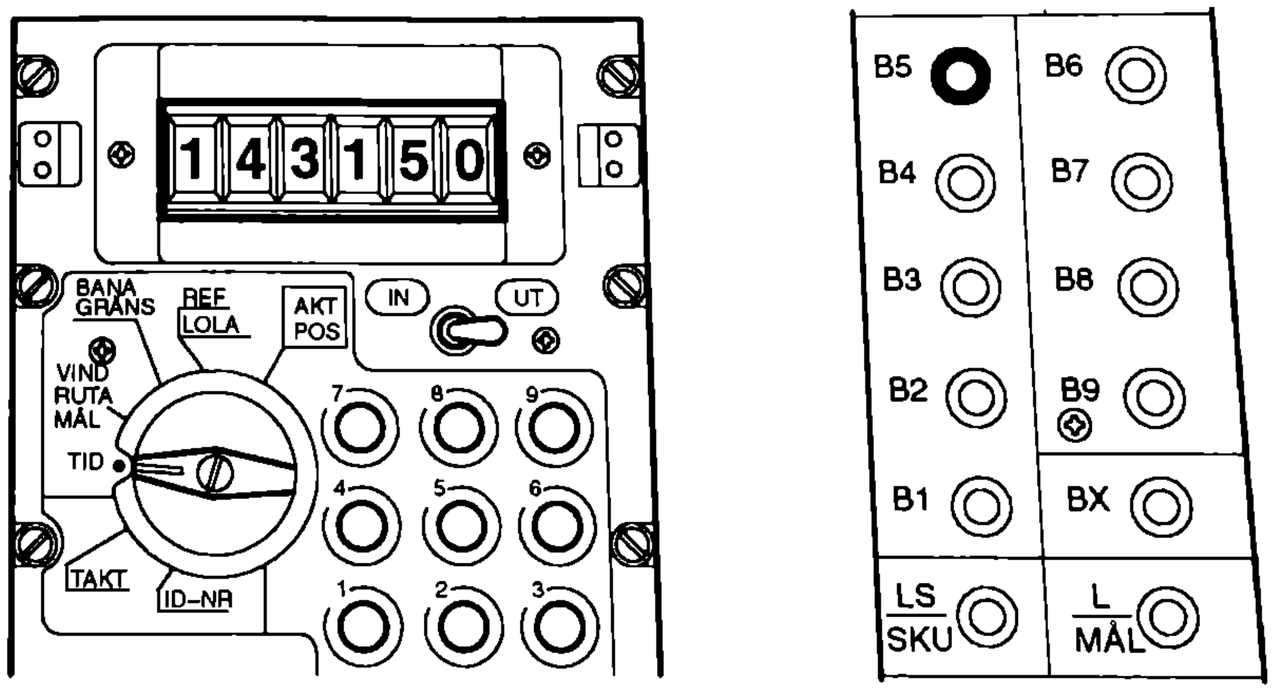
Med dataväljaren i läge TID kan aktuell tid, K–tid, tidtabellfel, beräknad flygtid till mål och forceringsmachtal presenteras.



F7–A–A0044–AA–01

Bild 47. Aktuell tid 14 01 50

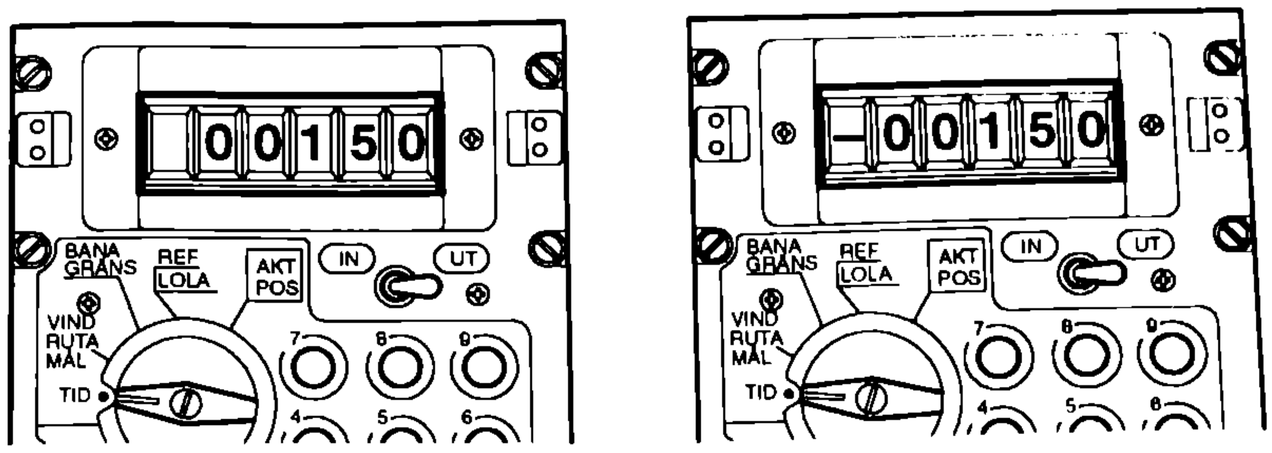
Aktuell tid (borgerlig tid) läses ut om brytpunktsknapp LS hålls intryckt.



F7–A–A0043–AA–01

Bild 48. K–tid 14 31 50 på målbrytpunkt M5

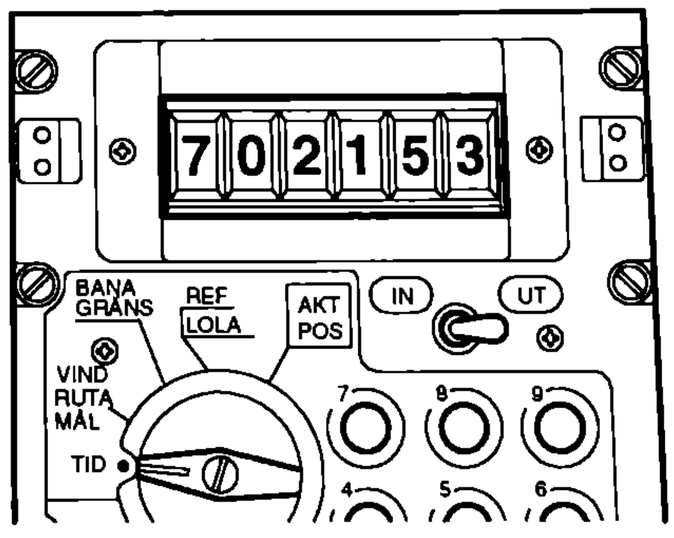
K–tid (anfallstid) för målbrytpunkt läses ut om motsvarande brytpunktsknapp hålls intryckt.



F7-A-A0135-AA-01

Bild 49. Tidtabellfel, 1 min 50 s före respektive efter tidtabellen

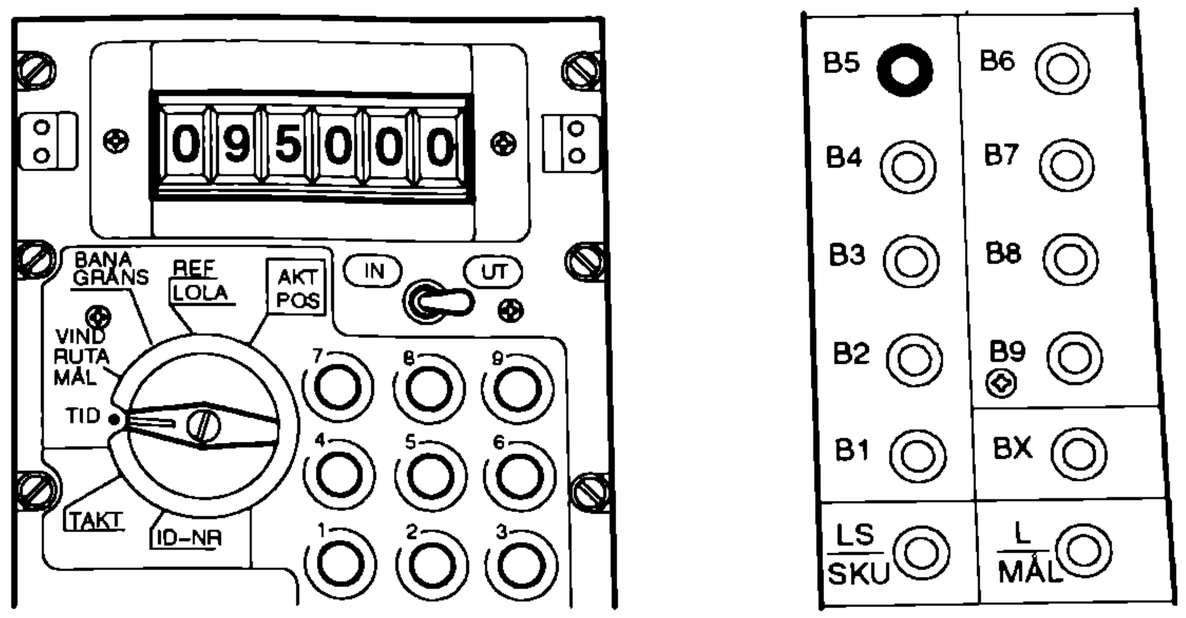
Tidtabellfel, dvs försening relativt aktuell uppdragsmall, läses ut om ingen brytpunktsknapp hålls intryckt. En förutsättning är självfallet att minst en K–tid har matats in. Tidtabellfelet presenteras i timmar (1 siffra), minuter (2 siffror) och sekunder (2 siffror) på dataindikatorns fem sista positioner. Om man ligger efter tidtabellen markeras detta med ett minustecken i dataindikatorns första position, och ligger man före tidtabellen markeras detta med släckt första position. Före start utläses i stället återstående tid till pådrag på motsvarande vis.



F7–A–A0136–AA–01

Bild 50. Flygtid till mål 21 min 53 s

Beräknad flygtid till mål läses ut om ingen brytpunktsknapp hålls intryckt och ingen K–tid har matats in. Flygtid presenteras på samma sätt som tidtabellfel, men med siffran 7 i dataindikatorns första position.



F7–A–A0042–AA–01

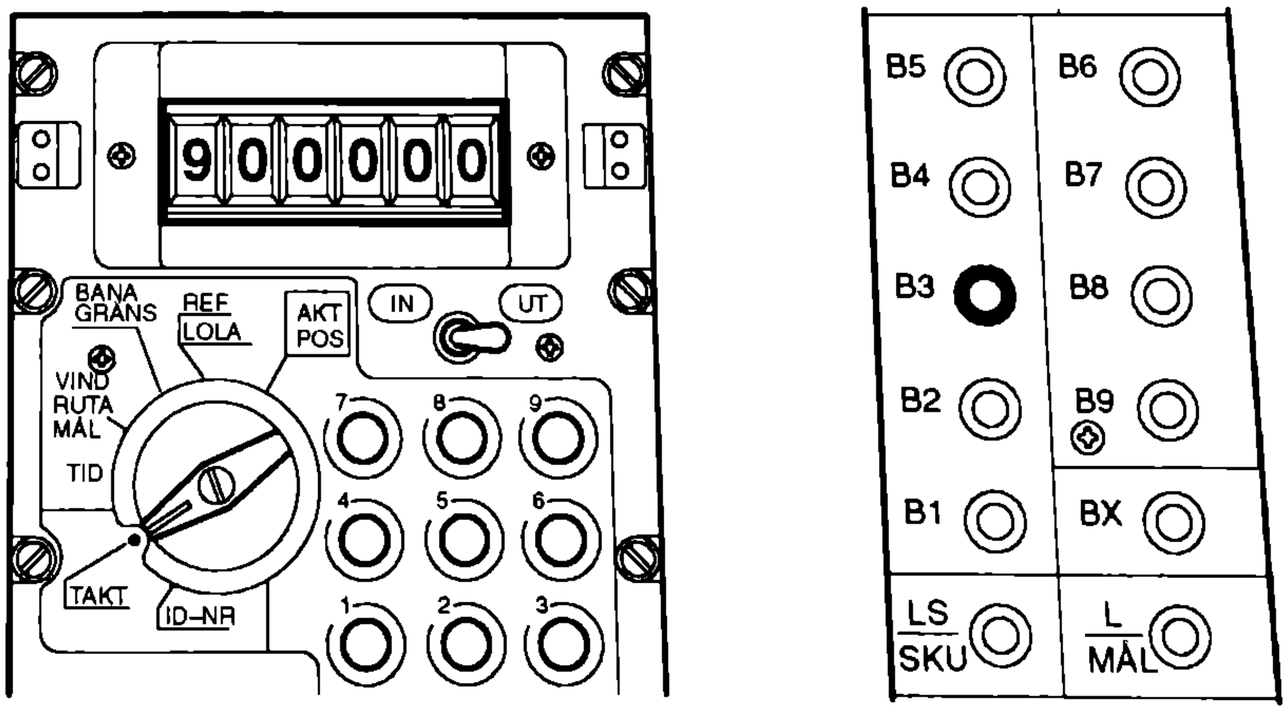
Bild 51. Forceringsmachtal 0,95 från brytpunkt B5

Forceringsmachtal läses ut om brytpunktsknapp motsvarande en forceringsbrytpunkt hålls intryckt. Forceringsmachtalet presenteras med en heltalssiffra och två decimaler i dataindikatorns tre första positioner.

Övrig utläsning i läge TID beskrivs i Hemlig del.

5.6.6 Utläsning i läge TAKT

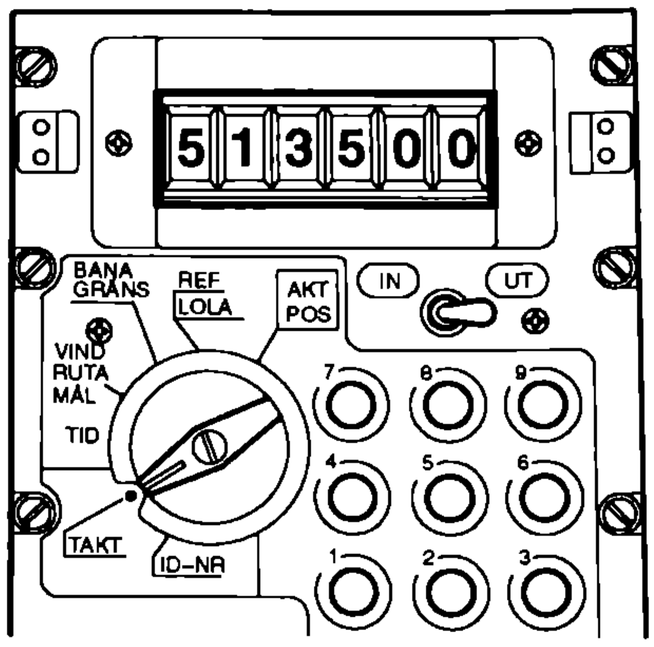
Med dataväljaren i läge TAKT kan man bland annat kontrollera om en brytpunkt är definierad som målbrytpunkt och hur stor bränslereserv datorn räknar med.



F7–A–A0055–AA–02

Bild 52. Brytpunkt B3 definierad som målbrytpunkt M3

Man kontrollerar om en brytpunkt är definierad som målbrytpunkt genom att hålla motsvarande brytpunktsknapp intryckt. Om dataindikatorn presenterar "900000" är brytpunkten en målbrytpunkt.



F7–A–A0054–AA–01

Bild 53. Bränslereserv 35 %

Man kontrollerar hur stor bränslereserven är genom att i läge TAKT/IN knappa in "510000" och sedan växla till läge TAKT/UT. Dataindikatorns position tre och fyra visar då bränslereserven i procent.

Övriga funktioner vid utläsning i läge TAKT beskrivs i Hemlig del.

5.6.7 Utläsning i läge ID–NR

Med dataväljare i läge ID–NR kan bland annat identifieringsnummer 1 och 2 presenteras. Id–nr 1 och 2 presenteras om man håller brytpunkts-knapp B1 respektive B2 intryckt.

I detta dataväljarläge kan också adresserade data läsas ut, se Flik 26 Registrering.

Övrig utläsning i läge ID–NR beskrivs i Hemlig del.

5.7 Brytpunktsnavigering

Brytpunktsnavigering innebär i stort sett följande:

Vid start utgör startbasen LS destination. Vid rotation växlas automatiskt destination så att i stället första inmatade brytpunkt blir destination. Därefter växlas destination automatiskt allteftersom brytpunkterna passeras. Sista destination som växlas till automatiskt är ordinarie landningsbas L1.

Under brytpunktsnavigeringen presenteras följande navigeringsinformation:

- Destinationsbeteckning
- Bäring till destination
- Avstånd till destination
- Aktuell kurs
- Färdvinkel
- Predikterad flygtid till mål (K–tid inte inmatad)
- Tidtabellfel (K–tid inmatad)
- Predikterat tidsfel vid mål (K–tid inmatad)
- Bränslebehov för resterande del av uppdraget
- Aktuell position i longitud och latitud

5.7.1 Kurs– och färdvinkelpresentation

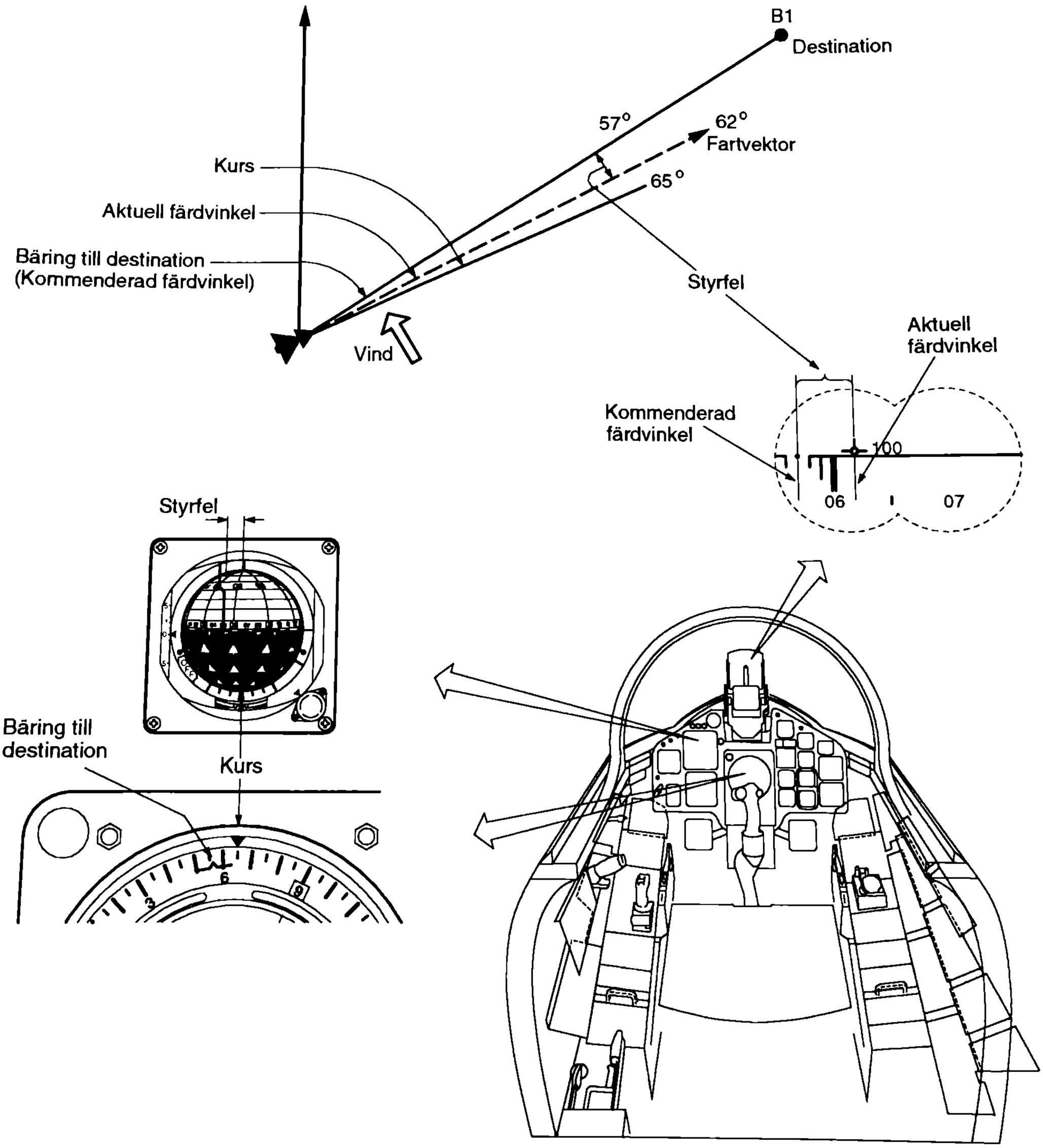
I siktlinjesindikatorn presenteras aktuell färdvinkel av fartvektorsymbolens läge relativt kursskalan. Kommenderad färdvinkel, som normalt är lika med bäring till destination, anges av riktprickens läge relativt kursskalan. Flygplanets aktuella kurs presenteras inte i SI, men kan uppskattas genom att bedöma var flygplanets längdaxel skär kursskalan. Skillnaden mellan kurs och färdvinkel är ett mått på vindavdriften.

SI–presentationens utstyrning i y–led begränsas för att fartvektorsymbolen inte ska hamna utanför flygförarens synfält i SI. Vid stora vindupphållningsvinklar kommer därför fartvektorsymbolen inte att peka på den punkt i omvärlden som flygplanet är på väg mot. Flygplanets aktuella kurs kan då inte heller uppskattas, eftersom kursskalan inte är korrekt utstyrd relativt omvärlden. Om fartvektorsymbolen på sedvanligt vis styrs över riktpricken kommer dock aktuell färdvinkel att överensstämma med kommenderad färdvinkel.

På kursindikatorn presenteras flygplanets kurs av kurskransens läge relativt det fasta kursindexet. Bäring till destination presenteras av buggens (det rörliga indexets) läge relativt kurskransen. Vid korrekt vindupphållning kommer skillnaden mellan aktuell kurs och bäring till destination att vara konstant.

På flyglägesindikatorn anges aktuell kurs av kursskalans läge relativt det fasta kursindexet. Flyglägesindikatorns korsvisare presenterar eventuellt styrfel, dvs avvikelse mellan aktuell och kommenderad färdvinkel.

Genom manövrering av slavningsomkopplaren SLAV SI i skede LANDN P/O kan stolpbanan låsas i kursled till fartvektorn så att kommenderad färdvinkel blir lika med aktuell färdvinkel.



F7–A–A0140–AA–01–P01

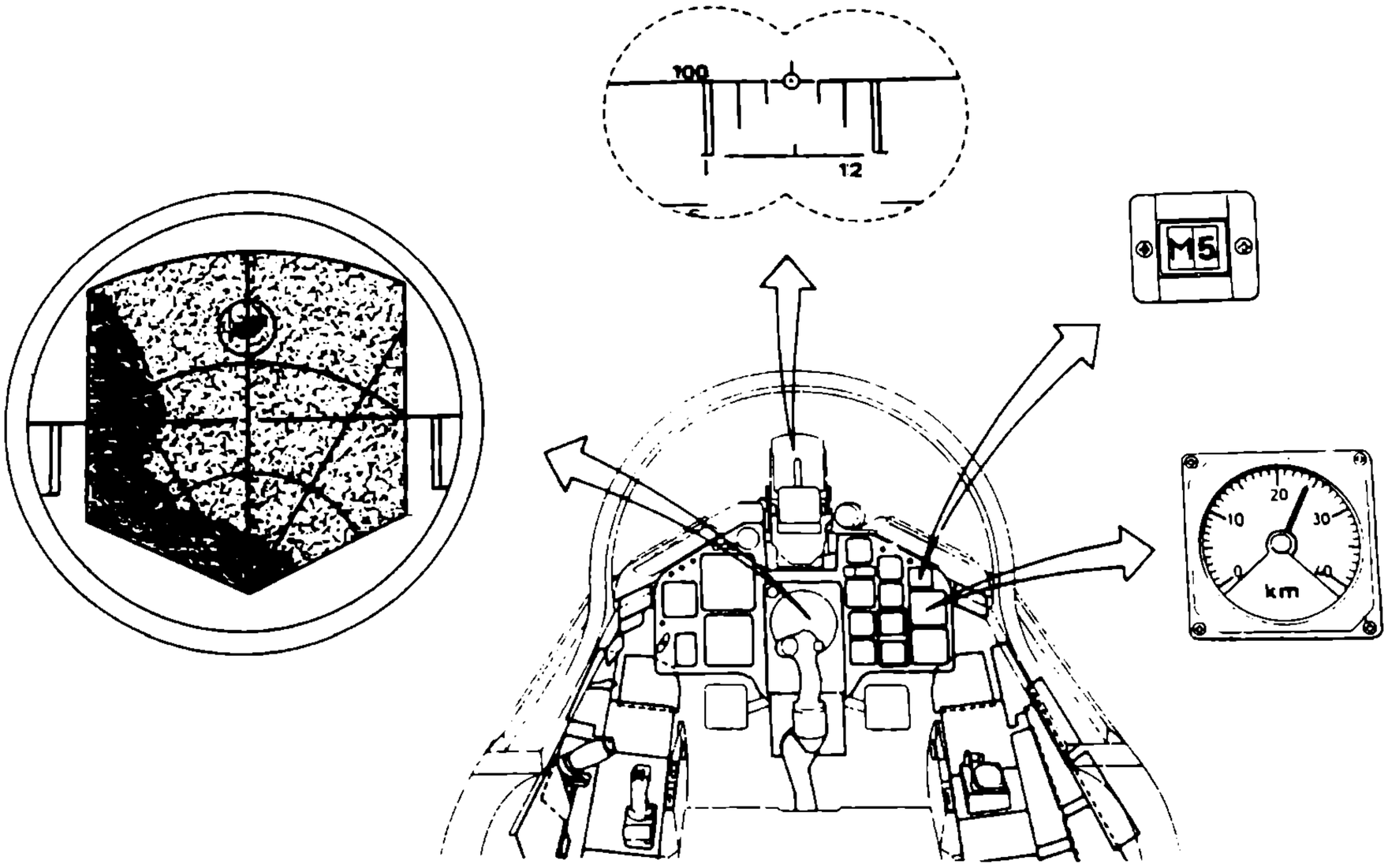
Bild 54. Kurs– och färdvinkelpresentation

5.7.2 Avståndspresentation

Avstånd till destination presenteras alltid på avståndsindikatorn.

Om destinationen syns på centralindikatorn kan avståndet uppskattas med hjälp av centralindikatorns avståndslinjer.

I siktlinjesindikatorn presenteras en tidslinje (med mittindex) som anger beräknad flygtid till destination. Tidslinjen tänds då 60 s återstår till destination och krymper sedan i proportion till återstående flygtid, vilket ger en uppfattning om avståndet till destinationen.



–3321 D–5

Bild 55. Avståndspresentation

5.7.3 Destinationsväxling

Normalt sker destinationsväxling automatiskt då aktuell destination har nåtts, enligt vissa kriterier. Dessutom kan föraren växla destination manuellt.

5.7.3.1 Manuell destinationsväxling

Manuell destinationsväxling utförs genom att med dataväljaren i läge AKT POS trycka in den brytpunktsknapp som motsvarar önskad destination. Alternativ landningsbas L2 väljs som destination genom att först välja ordinarie landningsbas L1 som destination, och sedan åter trycka in brytpunktsknapp L. Stödpunkter BX1 — BX5 väljs som destination genom att först trycka in brytpunktsknapp BX och sedan någon av siffertangenterna 1 — 5 på datapanelen. Destinationsväxling i skede SPA beskrivs i Hemlig del.

5.7.3.2 Automatisk destinationsväxling

Automatisk destinationsväxling sker då följande kriterier samtliga är uppfyllda:

- Skedesväljaren står inte i läge ANF (se även Avsnitt 5.7.3.2.2).
- Skedesväljaren står inte i läge SPA.
- Start– eller landningsbas är inte destination (se även Avsnitt 5.7.3.2.1).
- Fixtagning är inte förberedd.
- Flygplanet befinner sig inom 3 km avstånd från destination.
- Flygplanet avlägsnar sig från destination.

Anm

Anledningen till att automatisk destinationsväxling inte kan ske när fixtagning är förberedd, är att det skulle kunna störa föraren om han såg att destinationen växlades innan han hunnit ta fixen (fixen skulle dock i alla fall skett mot rätt brytpunkt, se Avsnitt 5.8.2.6).

5.7.3.2.1 Automatisk destinationsväxling vid rotation

Vid start från startbas LS med LS som destination sker vid rotation automatisk destinationsväxling till nästa inmatade brytpunkt. Spärren för destinationsväxling med startbas som destination inkopplas först vid övergång från startskede vid M 0,35. Övriga normala kriterier för automatisk destinationsväxling enligt ovan måste dock vara uppfyllda för att destinationsväxling ska ske automatiskt vid rotation.

Vid start från L1 eller L2 sker ingen automatisk destinationsväxling vid rotation.

5.7.3.2.2 Automatisk destinationsväxling vid mål

Automatisk destinationsväxling sker vid målbrytpunkt enligt samma villkor som vid övriga brytpunkter. Eftersom man vid attackanfall normalt är i skede ANF när målbrytpunkt passeras, kommer alltså inte destinationsväxling att ske automatiskt vid passagen av målet. När skedesväljaren efter utfört attackanfall förs till läge NAV eller SPA kommer dock destinationen att växlas automatiskt, om flygplanet avlägsnar sig från målbrytpunkten.

Anm

Detta undantag från de normala kriterierna gäller endast vid attackanfall, inte vid jaktanfall. Läget på vapenpanelens jakt/attackväljare avgör om anfallet är ett jakt– eller ett attackanfall.

5.8 Fixtagning

5.8.1 Allmänt

Fixtagning utförs manuellt eller automatiskt mot fixpunkter på marken för uppdatering av flygplanets eller målets position. Som fixpunkt används oftast den aktuella destinationen (se även Hemlig del).

Fixtagningen kan uppdelas i följande fixtyper:

- Manuella fixar
  - Egenfix
  - Målfix
- Automatiska fixar
  - Initialfix
  - TILS–fix

5.8.2 Manuella fixar

Manuell fix är antingen egenfix eller målfix. Målfix utförs när målbrytpunkt är destination. Egenfix utförs när annan brytpunkt eller stödpunkt är destination.

Modomkopplarens läge avgör om fixen är optisk fix eller radarfix.

Tabell 2. Fixtyper

Destination	Modomkopplarläge	Fixtyp
Brytpunkt som inte är målbrytpunkt	A0	Optisk egenfix
Brytpunkt som inte är målbrytpunkt	A1	Radaregenfix
Målbrytpunkt	A0	Optisk målfix
Målbrytpunkt	A1	Radarmålfix

Vid fixtagning när flygplanet befinner sig på marken blir dock fixen alltid en egenfix, även om målbrytpunkt är destination.

Fixtagning går inte att utföra när modomkopplaren står i läge A2, eller under anfall med RB75 eller under anfall mot luftmål.

5.8.2.1 Optisk egenfix

Optisk egenfix innebär att föraren ser fixpunkten och talar om för navigeringssystemet när man befinner sig vid den. Det som sker vid fixtagningen är att den av navigeringssystemet beräknade grundpositionen jämförs med fixpunktens position. Skillnaden mellan dessa positioner adderas till grundpositionen. Flygplanets egenposition blir då lika med fixpunktens position.

Föraren förbereder fixtagningen genom att i god tid innan fixpunkten passeras ställa modomkopplaren i läge A0 och sedan trycka in fixomkopplaren till läge T1 (dvs förbi det första snäppet). I destinationsindikatorn visas då ett vitt E, vilket bland annat betyder att destinationen inte kan växlas automatiskt även om navigeringssystemet (felaktigt) skulle anse att destinationen passeras. Fixomkopplaren behöver inte hållas intryckt i läge T1. När föraren ser fixpunkten flyger han flygplanet rakt över den, och verkställer fixtagningen genom att trycka in fixomkopplaren till läge TV (dvs

helt in) när fixpunkten passeras. Destinationsindikatorn visar nu åter destinationsbeteckningen.

Anm
I och med att fixtagningen verkställs uppfylls tre av kriterierna för automatisk destinationsväxling (fixtagning ej förberedd, avstånd mindre än 3 km, flygplanet på väg bort). Om även de övriga kriterierna är uppfyllda (ej SPA, ej ANF, ej bas som destination) växlas alltså destinationen när fixomkopplaren trycks in.

Tillståndet förberedd fixtagning kan upphävas genom att brytpunktsknapp för aktuell destination trycks ned.

Fixtagning kan ske på passerad brytpunkt innan 25 % av nästa färdben flugits, se Avsnitt 5.8.2.6.

5.8.2.2 Radaregenfix

Radaregenfix innebär att föraren med hjälp av radarn fastställer avstånd och riktning till fixpunkten, och talar om dessa uppgifter för navigeringssystemet. Navigeringssystemet kan då korrigera flygplanets egenposition.

Föraren förbereder fixtagning genom att ställa modomkopplaren i läge A1 och sedan trycka in fixomkopplaren till läge T1 (dvs förbi det första snäppet). Därvid tänds videomarkören (krysset) inuti centralindikatorns cirkelmarkör samtidigt som destinationsindikatorns vänstra position visar ett vitt, blinkande E. (Fixomkopplaren måste hållas kvar i läge T1.)

Videomarkör och cirkelmarkör flyttas (styrs) med hjälp av radarhandkontrollen så att krysset sammanfaller med radarekot från fixpunkten. Fixtagningen verkställs genom att man trycker in fixomkopplaren till läge TV (dvs helt in). Videomarkören släcks och destinationsindikatorn visar åter destinationsbeteckningen.

Tillståndet förberedd fixtagning kan upphävas genom att fixomkopplaren får återfjädra till läge T0.

Videomarkören ritas av radarsvepet och tänds därför inte vid fixtagning med CI i minnesmod. Man får då i stället nöja sig med att placera cirkelmarkören så att dess centrum sammanfaller med fixpunkten. Precisionen i fixen blir därför sämre vid fixtagning i minnesmod.

5.8.2.3 Optisk målfix

Optisk målfix innebär att föraren flyger över målet och talar om för navigeringssystemet att målet befinner sig rakt under flygplanet. Navigeringssystemet ändrar då målbrytpunktens positionskoordinater så att de överensstämmer med egenpositionen. Målfixen påverkar alltså inte flygplanets egenposition, och förbättrar inte navigeringssystemets uppfattning om flygplanets position. Omedelbart efter att målfix har utförts har dock navigeringssystemet en mycket god uppfattning om målets läge relativt flygplanet.

En optisk målfix utförs på samma sätt som en optisk egenfix. Den enda skillnaden i utförande är att målfixen utförs när målbrytpunkt är destination, och att destinationsindikatorn inte visar att fix är förberedd.

5.8.2.4 Radarmålfix

Radarmålfix innebär att föraren med hjälp av radarn bestämmer avstånd och bäring till målet. Navigeringssystemet ändrar sedan målbrytpunktens positionskoordinater utgående från flygplanets egenposition och det inmätta avståndet och bäringen från flygplanet till målet. Precis som vid optisk målfix påverkas alltså inte egenpositionen.

En radarmålfix utförs på samma sätt som en radaregenfix. Den enda skillnaden i utförande är att målfixen utförs när målbrytpunkt är destination, och att destinationsindikatorn inte visar att fix är förberedd.

5.8.2.5 Avfyringsmålfix

Avfyringsmålfix erhålls automatiskt vid avfyring i de fall siktespresentationen består av riktmärke och avståndslinje. De koordinater som riktmärket representerar införs då på målbrytpunkten.

5.8.2.6 Fixtagning mot passerad brytpunkt

Om en optisk fixtagning påbörjas innan 25 % av den aktuella delsträckan passerats, används den senast passerade brytpunkten som fixpunkt. Detta gäller både optisk egenfix och optisk målfix.

Även om den automatiska destinationsväxlingen skulle ske för tidigt (dvs om navigeringssystemet tror att man är framme, innan man faktiskt är det), kan man alltså utan särskilda förberedelser ta en optisk fix när man sedan passerar brytpunkten.

5.8.3 Automatiska fixar

Automatiska fixar är antingen initialfix eller TILS–fix.

5.8.3.1 Initialfix

Vid automatisk initialfix sätts den aktuella start– eller landningsbasens koordinater som utgångsvärden för grundpositionsberäkningen. Initialfixen påverkar alltså grundpositionen, till skillnad från övriga egenfixar som endast påverkar egenpositionen.

Automatisk initialfix sker dels när föraren matar in startbasens koordinater och dels när sättning sker på någon av de inmatade landningsbaserna och skedesväljaren står i läge LANDNING.

5.8.3.2 TILS–fix

Denna egenfix sker automatiskt vid TILS–inflygning under landningsfas 3. Fixtagningen sker kontinuerligt när flygplanet befinner sig inom TILS–mottagarens linjära område i sida och höjd.

Vid fixtagningen beräknas flygplanets läge relativt glidbanans fotpunkt, destination LF, ur TILS–informationen. Egenpositionen korrigeras sedan så att den överensstämmer med den TILS–beräknade positionen.

Hur flygplanets position beräknas ur TILS–informationen beskrivs närmare i Avsnitt 4.8.2 Beräkning av position.

5.9 Fixrensning

Fixrensning utförs genom att RENSA–knappen på datapanelen trycks ned när flygplanet befinner sig i luften. Fixrensning påverkar endast egenpositionen, inte grundpositionen. Fixrensning påverkar inte målets positionskoordinater, även om målet skulle vara inmätt genom målfix.

Anm

Lägg märke till att om man först gör en felaktig egenfix, och sedan en målfix, så är visserligen både egenpositionen och målpositionen felaktiga, men de anger korrekt inbördes läge för flygplan och mål. Om man nu utför en fixrensning så påverkas egenpositionen, men inte den felaktiga målpositionen.

Rensning av navigeringssystemets positionskorrektioner är uppdelad i två steg:

1 Första nedtryckningen av RENSA–knappen medför radering av senaste manuella egenfix och de automatiska egenfixar som skett därefter (TILS). Detta innebär att de positionskorrektioner kvarstår som härrör från näst senaste manuella egenfix och automatiska egenfixar fram till den senaste manuella egenfixen.

2 Andra nedtryckningen av RENSA–knappen utan mellanliggande manuell egenfix raderar samtliga egenfixar.

Om en manuell egenfix tagits efter att RENSA–knappen tryckts ned, registreras nästa nedtryckning av RENSA–knappen som en första nedtryckning.

Fixrensning bör utföras när felaktig terrängpunkt använts som fixpunkt vid egenfix och ingen möjlighet finns att göra om egenfixen.

Fixrensning medför en nackdel i de fall där dopplerinformation saknas. Då bör föraren överväga om fixrensning ska utföras eller inte vid felaktig fix. Fixrensning har stor inverkan om större delen av uppdraget har avverkats eftersom grundpositionen då är mindre noggrann.

5.10 Landningsnavigering

5.10.1 Allmänt

Inflygningsförloppet för landning inleds i skede NAV när landningsbas blir destination. Styrinformation erhålls därvid mot den aktuella banans mittpunkt. Övergång till den egentliga landningsnavigeringen sker genom att skedesväljaren ställs i läge LANDNING NAV.

Landning kan ske som direktlandning eller som slinglandning.

Direktlandning innebär att man flyger in mot grundlinjen utan att först passera basen. Normalt angörs grundlinjen via landningsbrytpunkten LB, men man kan också göra en s k kort inflygning och angöra grundlinjen närmare fotpunkten LF.

Vid slinglandning passeras först basen i skede NAV, innan man går över till skede LANDNING NAV och flyger in mot grundlinjen. Även vid slinglandning kan grundlinjen angöras antingen via landningsbrytpunkten LB eller via kort inflygning.

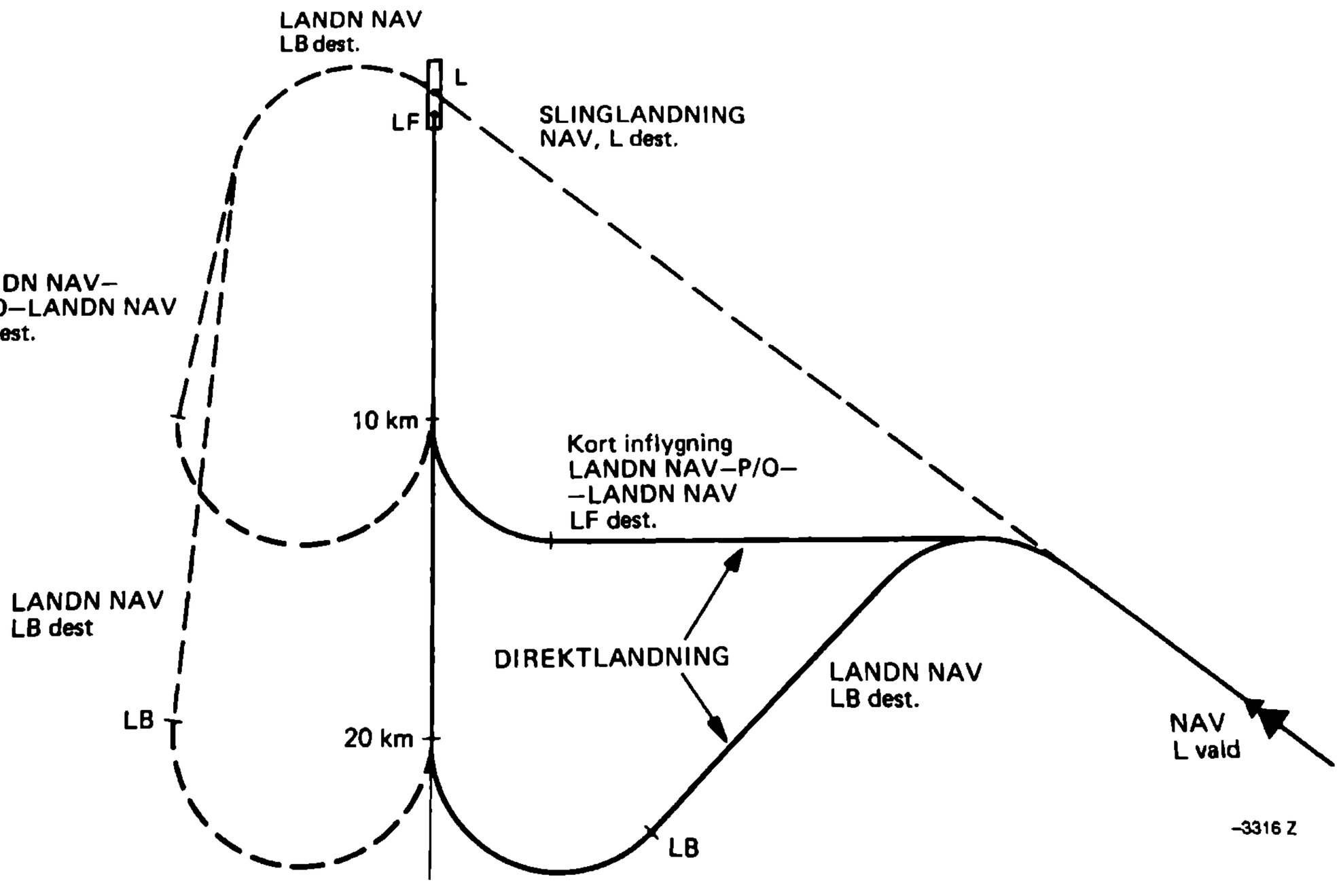


Bild 56. Direktlandning respektive slinglandning, via LB eller som kort inflygning

Landningsfunktionen under LANDNING NAV indelas i tre faser:

- Landningsfas 1 börjar då skedesväljaren ställs i läge LANDNING NAV varvid landningsbrytpunkten LB blir destination.
- Landningsfas 2 börjar när fotpunkten LF blir destination, dvs när LB passeras eller kort inflygning väljs.
- Landningsfas 3 börjar när planékommando erhålls (förutsätter TILS), normalt 10 km från fotpunkten LF.

5.10.1.1 Styrkommandon

För att de styrkommandon som ges under landningsnavigeringen ska vara meningsfyllda fordras antingen god positionsuppfattning hos navigeringssystemet eller tillgång till TILS–information.

Under landningsfas 1 baseras styrkommandona på navigeringssystemets positionsuppfattning.

Under landningsfas 2 baseras styrkommandona i sida och höjd på TILS–information, om sådan finns tillgänglig och om datorn godkänner den. I annat fall baseras styrkommandona på navigeringssystemets positionsuppfattning.

Landningsfas 3 inträffar enbart om TILS–information finns tillgänglig och godkänns av datorn. Under fas 3 baseras styrkommandona i sida och höjd på TILS–information, och utgör planékommando mot sättpunkten LF. Om TILS–informationen underkänns av datorn avbryts fas 3.

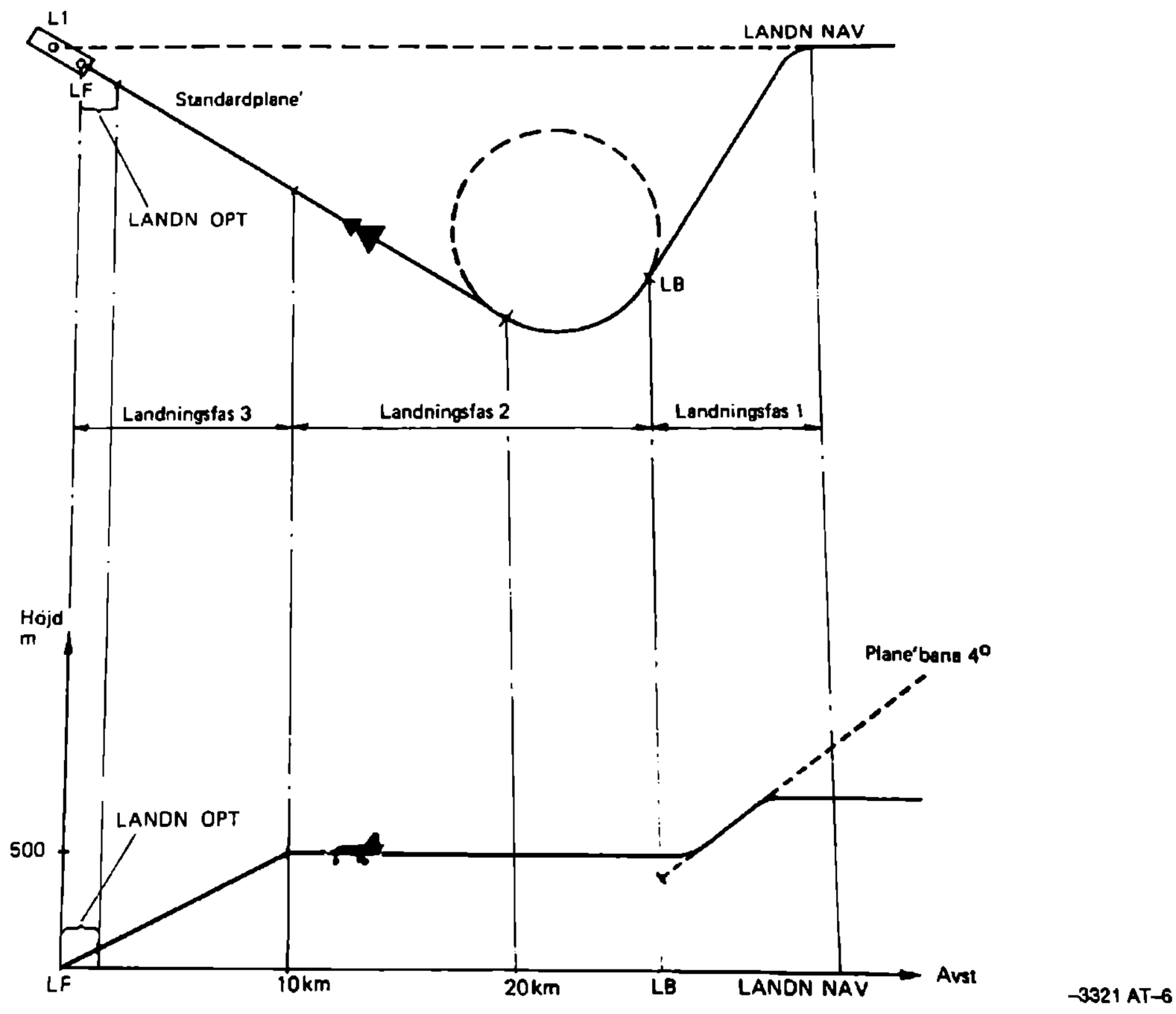


Bild 57. Landningsfaser och bangeometri

5.10.2 Anflygning skede NAV

Vid destinationsväxling till landningsbas ändras presentationen endast på CI. Cirkelmarkörens centrum markerar landningsbanans mittpunkt och från denna utgår en grundlinje i landningsbanans riktning. Linjens längd representerar ett avstånd av 20 km.

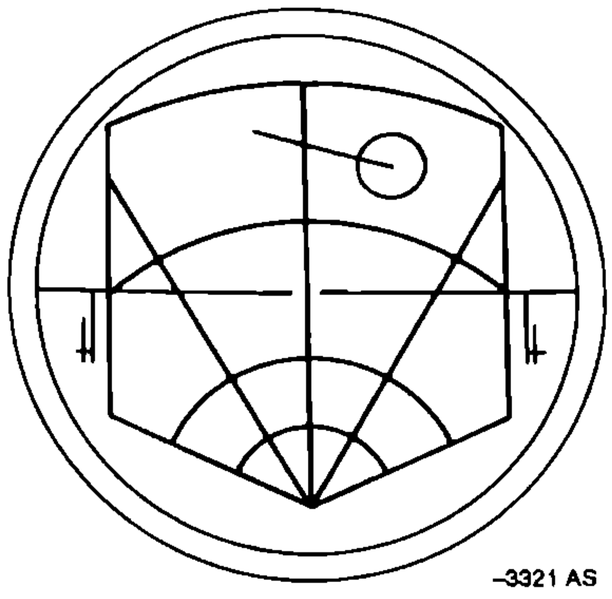


Bild 58. CI–presentation skede NAV, destination L1

5.10.3 Landningsfas 1

Landningsfas 1 varar från det att skedesväljaren ställs i läge LANDNING NAV till det att landningsbrytpunkten LB inte längre är destination.

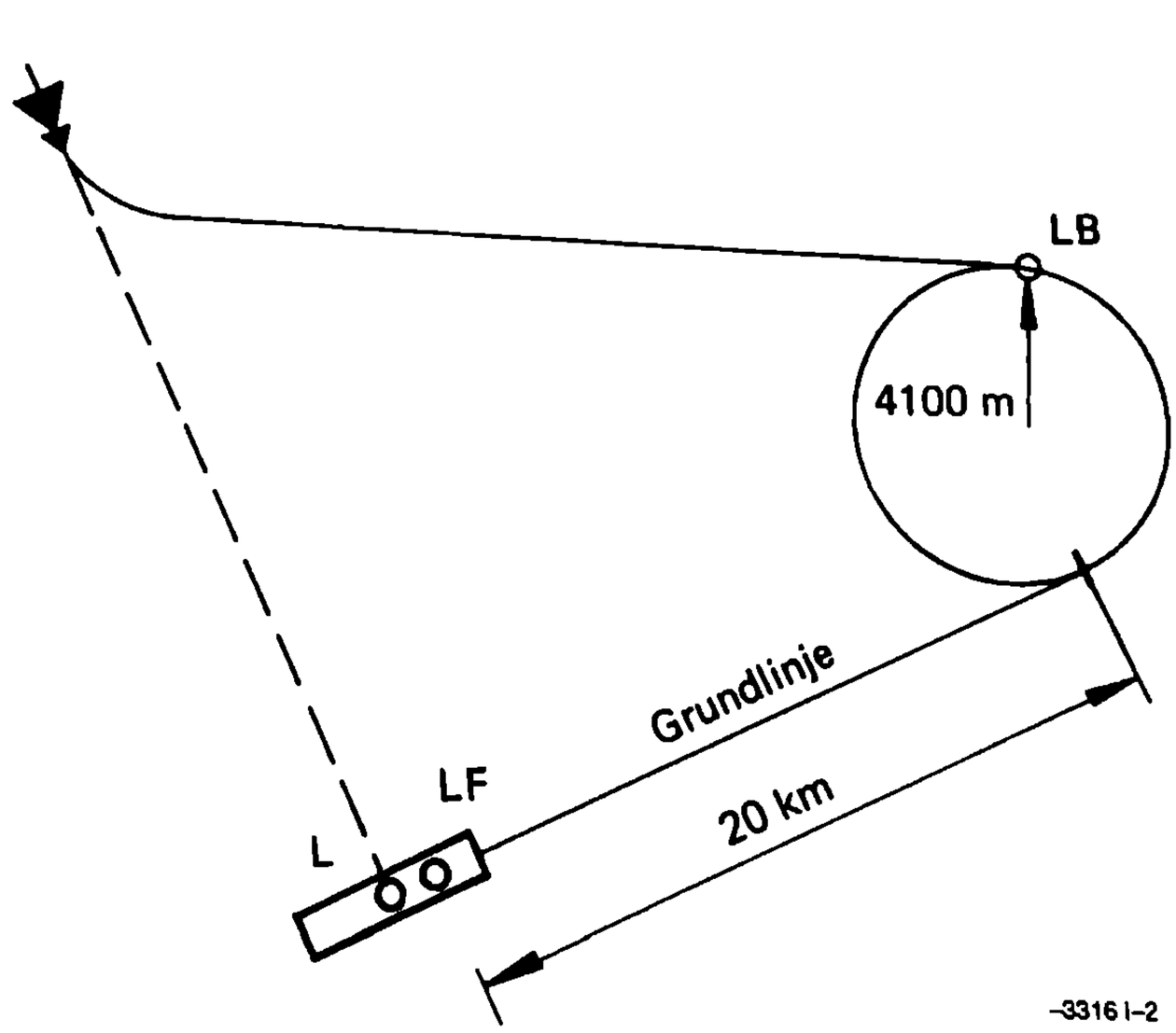


Bild 59. Inflygningscirkel, princip

Landningsbrytpunkten LB är den punkt där en rät linje från flygplanet tangerar inflygningscirkeln. Koordinaterna för LB uppdateras kontinuerligt av datorn, i takt med att flygplanet svänger in mot LB. På så vis kommer styrorder mot LB att leda till att flygplanet angör inflygningscirkeln längs en tangent till den.

Inflygningscirkeln ligger på den sida av grundlinjen varifrån flygplanet närmar sig. Cirkeln tangerar grundlinjen 20 km från sättpunkten och har en radie av 4100 m. Om flygplanet följer cirkelperiferin med 550 km/h erhålls bankningsvinkel 30°.

När inflygningscirkeln tangeras och landningsbrytpunkten LB passeras upphör LB att vara destination. I och med detta avslutas landningsfas 1.

5.10.3.1 Presentation under fas 1

Då skedesväljaren ställs i läge LANDNING NAV växlar destinationsindikatorn från L1 (alternativt L2 eller LS om någon av dessa är destination) till L^B1 (alternativt L^B2 eller L^BS).

På CI presenteras inflygningscirkel och grundlinje, så att det framgår om svängen till grundlinjen ska utföras som höger– eller vänstersväng. Däremot presenterar CI inte längre banans mittpunkt.

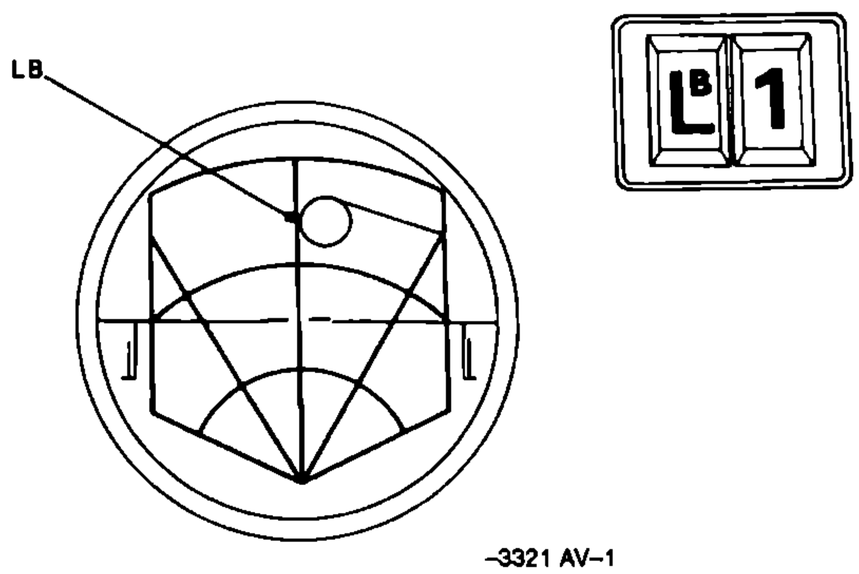


Bild 60. CI–presentation LANDNING NAV, destination L^B1

Kursindikatorns bugg och avståndsindikatorn anger bäring respektive avstånd till landningsbrytpunkten LB. Styrkommando erhålls i SI och på FLI korsvisare.

Om flyghöjden är lägre än 600 m erhålls i SI höjdkommando 500 m.

Om flyghöjden är över 600 m sätts kommenderad höjd tills vidare lika med aktuell höjd, dvs den höjd flygplanet har när skedesväljaren ställs i läge LANDNING NAV. När flygplanet närmar sig landningsbrytpunkten LB ges i SI och på FLI ett planékommando så att flygplanet följer en glidbana med 4° lutning ned till höjd 600 m. Därefter återgår SI och FLI till navigeringspresentation, men nu med kommenderad höjd 500 m. SI tidslinje med markörer tänds 40 s innan flygplanet korsar planébanan, och krymper därefter på så vis att den når markörerna när planékommandot erhålls. Planékommandot presenteras i SI som en förskjutning nedåt av stolpbanan. Kommandot följs genom att fartvektorn styrs mot en tänkt sammanbindningslinje mellan ytterstolparnas övre ändar. Om planékommandot följs kommer höjden 500 m att nås strax innan inflygningscirkeln tangeras.

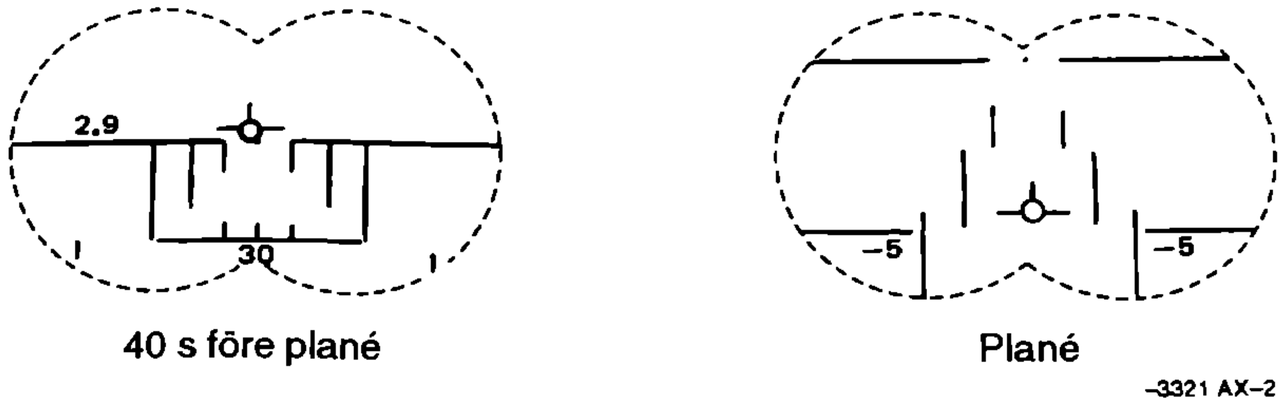


Bild 61. SI–presentation, planékommando

Under hela landningsskedet används fartvektorsymbolen i SI för att presentera avvikelse från referensfarten 550 km/h, eller från AFK referensanfallsvinkel. Denna fartfelspresentation beskrivs närmare i Flik 17 Presentation EP–08.

5.10.4 Landningsfas 2

Landningsfas 2 erhålls när fotpunkten LF blir destination, vilket innebär att växling till fas 2 sker automatiskt när landningsbrytpunkten LB passeras. Växling till fas 2 erhålls också om man väljer LF som destination manuellt, vilket beskrivs närmare i Avsnitt 5.10.7.2 Kort inflygning.

Om TILS–information finns tillgänglig och godkänns av datorn används den för beräkning av styrorder.

Under en normal inflygning via LB inleds alltså fas 2 med att flygplanet följer inflygningscirkelns periferi tills flygplanets färdvinkel avviker med mindre än 90° från ledstrålens riktning. Flygplanet styrs därefter in mot ledstrålen med ledning av TILS–signalen. Ledstrålen följs sedan till dess att planébanan nås och fas 2 upphör.

5.10.4.1 Presentation under fas 2

Destinationsindikatorn växlar från L^B1 (alternativt L^B2 eller L^BS) till L^F1 (alternativt L^F2 respektive L^FS).

Presentationen på FLI, SI, CI, KI och avståndsindikatorn beror på om TILS–information används eller ej.

Om TILS–sidsignal används tänds lampfältet TILS på höger indikeringstablå med blinkande sken. Om både höjd– och sidsignalen används tänds lampfältet med fast sken.

5.10.4.1.1 Presentation när TILS inte används

All navigeringspresentation grundar sig på navigeringssystemets positionsuppfattning.

Kursindikatorns bugg och avståndsindikatorn anger bäring respektive avstånd till fotpunkten LF.

På CI anger cirkelmarkören läget för sättpunkten.

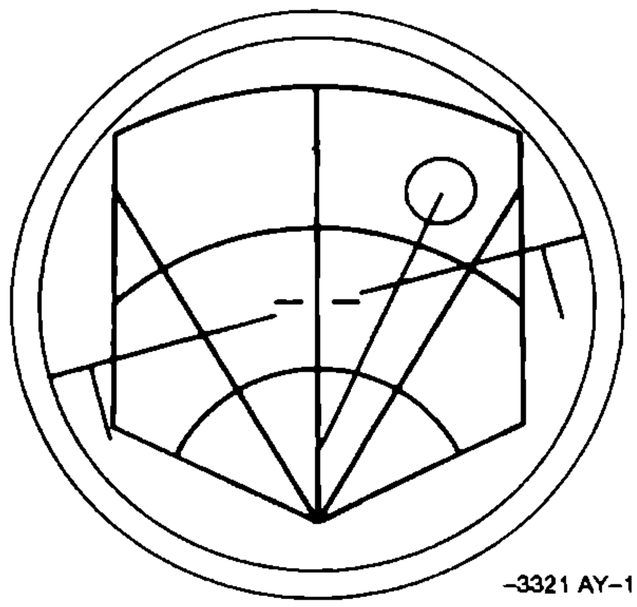


Bild 62. CI–presentation LANDNING NAV, destination L^F1

Styrkommando längs cirkelperiferin och vidare mot grundlinjen erhålls i SI och på FLI korsvisare enligt följande:

Om aktuell färdvinkel efter passage av LB avviker mer än 5° från grundlinjen, vandrar stolpbana och riktprick i SI mot grundlinjen med en vinkelhastighet som ger en sväng med 4100 m radie. Svängkommandot ger olika rollvinklar beroende på aktuell fart. Dock begränsas kommandot så att större rollvinkel än 45° inte kan erhållas.

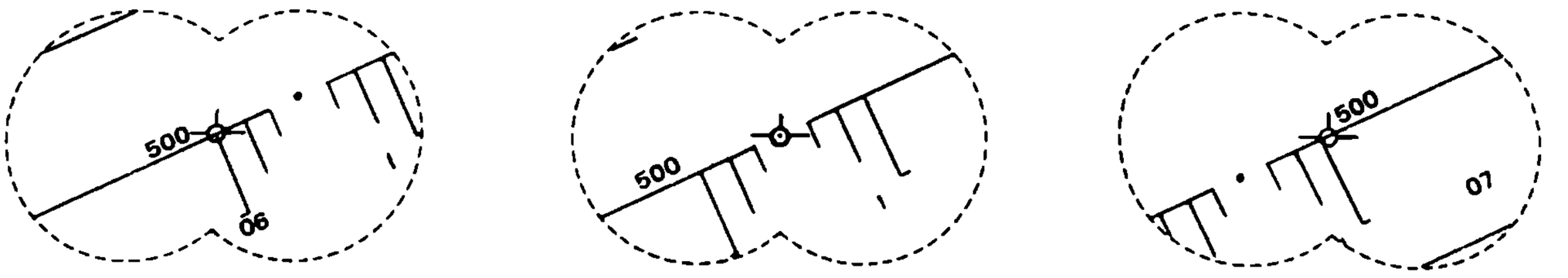


Bild 63. SI–presentation, svängkommando

När 5° återstår till grundlinjen erhålls en mjuk uppbromsning av svängkommandot. Då 0,5° återstår sätts kommenderad färdvinkel lika med grundlinjen varvid ett hopp erhålls i presentationen som tecken på att svängkommandot kopplats ur.

Den fortsatta flygningen efter färdvinkelkommandot leder därefter till inflygning längs grundlinjen. Eventuella avvikelser från grundlinjen styrs successivt ut genom att styrkommando hela tiden erhålls mot en punkt på grundlinjen 2 km framför flygplanet.

Presentationen på FLI korsvisare sker på motsvarande vis.

När det enligt navigeringssystemets positionsuppfattning återstår 40 s till att flygplanet når planébanan, tänds i SI en tidslinje med markörer. Tids-

linjens ändar kryper sedan in mot markörerna i takt med att återstående tid till plané minskar. När ändarna når markörerna har flygplanet, enligt navigeringssystemets beräkningar, nått planébanan.

5.10.4.1.2 Presentation när TILS används

Kursindikatorns bugg och avståndsindikatorn anger bäring respektive avstånd till fotpunkten LF. Denna presentation grundar sig på bland annat TILS–information och på luftdatahöjd (marktryckskorrigerad eller standardhöjd). En felaktigt inställd (eller utebliven) marktryckskorrektion ger en motsvarande felaktig avståndspresentation när TILS höjdsignal används.

Cirkelmarkören på CI anger läget för sättpunkten. Även denna presentation påverkas av marktryckskorrektionen när TILS höjdsignal används.

Styrkommando mot ledstrålen erhålls i SI och på FLI korsvisare enligt följande:

När konstant sidsignal används erhålls färdvinkelkommando i 45° vinkel mot ledstrålen. Om flygplanets färdvinkel avviker med mer än 5° från färdvinkelkommandot, ges svängkommando på ungefär samma sätt som när TILS inte används. Den enda skillnaden är att svängkommandot inte ger en konstant svängradie om 4100 m, utan en konstant vinkelhastighet om 2,2°/s. Vid 550 km/h blir svängradien 4100 m, men om farten är lägre eller högre kommer svängradien att bli mindre respektive större. Som tidigare begränsas svängkommandot så att större rollvinkel än 45° inte kan erhållas.

När linjär sidsignal används erhålls färdvinkelkommando mot en punkt på ledstrålen. Eventuella avvikelser från ledstrålen styrs succesivt ut genom att punkten glider längs ledstrålen ett stycke framför flygplanet (punkten ligger på ett avstånd framför planet som är 16 % av $R_{LÄNGS}$, dock minst 400 m). Flygning efter färdvinkelkommandot leder därigenom till att ledstrålen angörs med så mjuk övergång som möjligt.

Presentationen på FLI korsvisare sker på motsvarande vis.

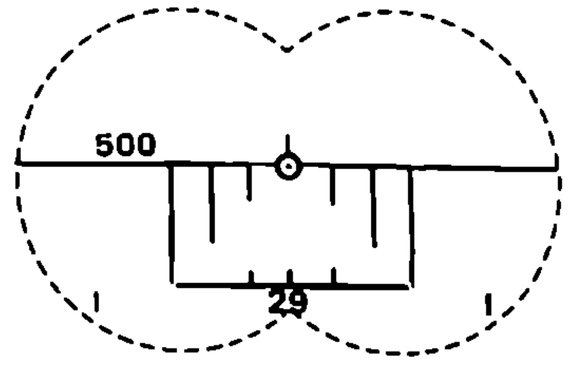


Bild 64. SI–presentation, 40 s före landningsfas 3

När det återstår 40 s till att flygplanet når planébanan, tänds i SI en tidslinje med markörer. Tidslinjens ändar kryper sedan in mot markörerna i takt med att återstående tid till plané minskar. När flygplanet når planébanan sker automatiskt växling till landningsfas 3 om datorn använder båda de linjära TILS–signalerna.

Om navigeringssystemets positionsuppfattning inte är helt korrekt kommer navigeringspresentationen, inklusive SI tidslinje, att ändras när TILS börjar användas.

5.10.5 Landningsfas 3

Växling till landningsfas 3 sker automatiskt och enbart under förutsättning att linjära TILS–signaler i sida och höjd används av datorn för att beräkna flygplanets position i förhållande till landningsbanan. Växling till fas 3 sker när flygplanet korsar glidbanan (dvs när TILS höjdvinkel är 2,86°), vilket inträffar på 10 km avstånd från sättpunkten om inflygningen sker på 500 m höjd.

Anm
För att avståndsangivelserna ska bli så korrekta som möjligt använder datorn temperaturkorrigerad luftdatahöjd vid beräkningen av presenterat avstånd. Den luftdatahöjd som presenteras för föraren (på bl a höjdindikatorn) är däremot inte temperaturkorrigerad. Vid t ex –15° kommer den temperaturkorrigerade luftdatahöjden att vara endast cirka 450 m när den presenterade luftdatahöjden är 500 m, och det presenterade avståndet till sättpunkten när glidbanan korsas kommer därför att vara endast cirka 9 km.

När aktuell flyghöjd H^M understiger 30 m upphör landningsfas 3. Istället växlas automatiskt till optisk landningsmod. Om glidbanan följs kommer alltså fas 3 att upphöra på 600 m avstånd från sättpunkten. Eftersom ledstrålen korsar grundlinjen (förlängningen av banans mittlinje) ca 900 m från sättpunkten, dvs på ca 45 m höjd om glidbanan följs, följer man i normala fall inte längre TILS ledstråle när den automatiska växlingen till optisk landningsmod äger rum.

Om datorn underkänner någon av TILS–signalerna i mer än 5 s, eller om flygplanet styrs utanför signalernas linjära områden i mer än 5 s, avbryts fas 3. I stället kopplas åter landningsfas 2 in.

Anm
Lampfältet TILS släcks ju först efter 7 s, så fas 2 kommer i så fall att återinkopplas medan lampfältet fortfarande lyser med fast sken. Lägg också märke till att om flygplanet styrs utanför det linjära området i sida, så kommer fas 3 att avbrytas utan att lampfältet slocknar.

5.10.5.1 Presentation under fas 3

Presentationen i SI består under fas 3 av en banvinkelskala med en glidbanelinje och en riktprick placerade 2,86° under konsthorisonten. Glidbanelinjen representerar sålunda en planébana med lutning 1:20 från flygplanets aktuella läge, och är avsedd som ett hjälpmedel för att hålla banvinkeln 2,86°. Höjdstolparnas läge relativt glidbanelinjen visar flygplanets läge relativt TILS glidbana. Styrorder i höjd följs på sedvanligt vis genom att fartvektorsymbolen flygs mot en tänkt sammanbindningslinje mellan ytterstolparnas övre ändar. Riktpricken anger färdvinkel för instyrning till TILS ledstråle. Ledstrålen korsar grundlinjen (förlängningen av banans mittlinje) ca 900 m från sättpunkten.

Fartvektorsymbolens utstyrning i y–led är som vanligt begränsad till 8,5°. Stark sidvind eller oren flygning medför därför också under fas 3 att fartvektorsymbolen inte pekar ut den punkt i omgivningen som flygplanet är på väg mot. Flygplanet kommer dock att följa TILS ledstråle om styrkommandot följs.

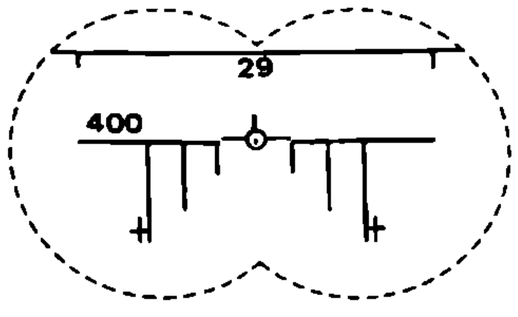


Bild 65. SI–presentation, landningsfas 3

FLI korsvisare ger styrorder i sida och höjd för anslutning till TILS ledstråle.

Eftersom TILS–fix utförs kontinuerligt under fas 3, kan CI–presentationen flyttas när fas 3 inträder och eventuella fel i positionsuppfattningen korrigeras. Landningsbanans position relativt flygplanet påverkas dock inte eftersom denna styrs ut med hjälp av TILS redan under fas 2.

Positionsosäkerheten, som presenteras i dataindikatorn, nollställs och indikerar att automatisk TILS–fix utförs.

Presentationen för övrigt är densamma som under landningsfas 2.

5.10.6 Optisk landningsmod

Under optisk landningsmod, även kallad P/O–mod eller PAR/optisk mod, används inte någon TILS–information. All presentation grundar sig på navigeringssystemets positionsuppfattning, vilket innebär att nogrannheten inte tillåter att datorn ger styrorder i höjd längs planébanan mot sättpunkten. Lampfältet TILS är alltså släckt under optisk landningsmod, och FLI korsvisare parkeras.

Presentationen i SI består av en banvinkelskala med glidbanelinje och riktprick placerade 2,86° under konsthorisonten, exakt som under landningsfas 3. Inga höjdstolpar presenteras, eftersom inga styrorder i höjd ges. Riktpricken anger dock färdvinkel för instyrning till grundlinjen. Glidbanelinjen och riktpricken kan låsas i sidled till fartvektorsymbolen med hjälp av omkopplaren SLAV SI.

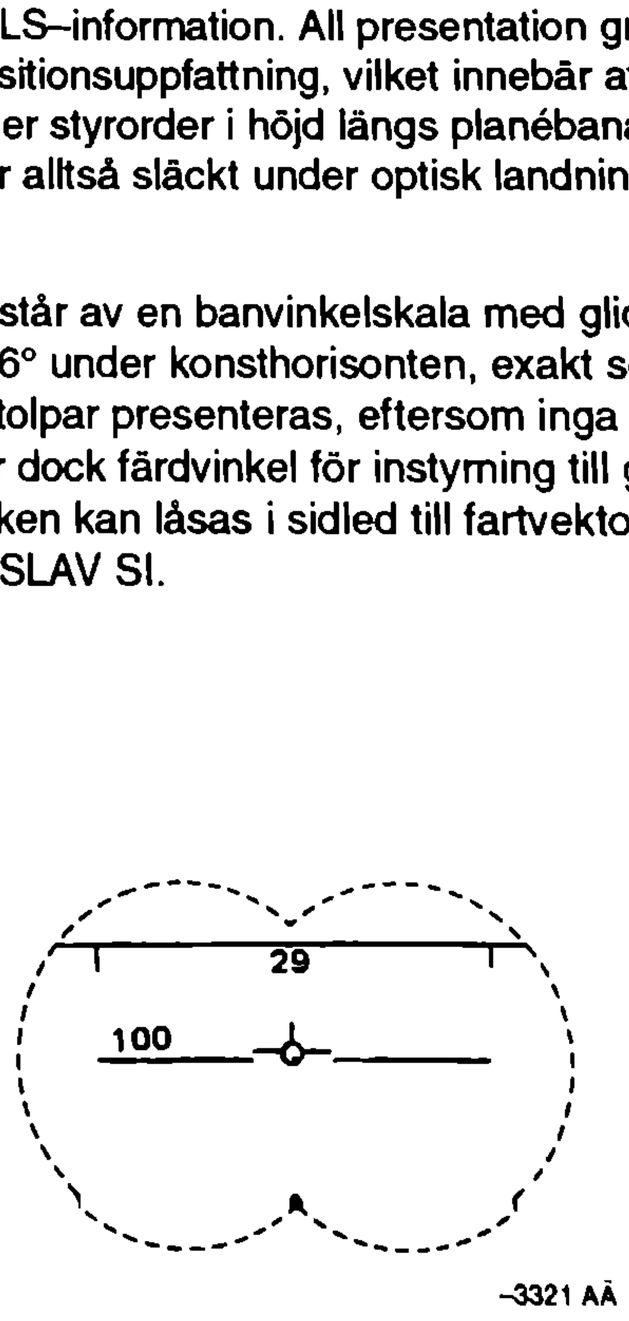


Bild 66. SI–presentation, optisk landningsmod

Optisk landningsmod kopplas in automatiskt när höjden underskrider 30 m under landningsfas 3, och kan kopplas in manuellt genom att ställa skedesväljaren i läge LANDNING P/O.

Optisk landningsmod kopplas ur genom att manövrera skedesväljaren.

5.10.6.1 Sjunkhastighetskorrektion före sättning

Under optisk landningsmod ändras på låg höjd glidbanelinjens funktion så att den inte längre ligger fast 2,86° under konsthorisonten. Istället visar glidbanelinjen den banvinkel som ger sjunkhastighet 2,96 m/s, vilket inte bör överskridas vid sättning. Den höjd på vilken funktionen ändras beror av om radarhöjd finns tillgänglig eller ej. Om radarhöjd finns tillgänglig kopplas funktionen in när radarhöjden understiger 15 m. Om radarhöjd inte finns tillgänglig kopplas funktionen in när luftdatahöjden understiger 30 m. Oavsett hur funktionen kopplades in, kopplas den ur om luftdatahöjden åter överstiger 30 m.

5.10.7 Alternativa landningsförfaranden

5.10.7.1 Landning på annan banriktning än huvudbanriktningen (kontring)

Man väljer banriktning genom att välja basen i fråga som destination (om den inte redan är det), ställa dataväljaren i läge BANA, IN/UT–omkopplaren i läge UT och till sist trycka in destinationens brytpunktsknapp. Man väljer alltså banriktning på startbasen med hjälp av brytpunktsknapp LS, och på både ordinarie landningsbas L1 och alternativ landningsbas L2 med hjälp av brytpunktsknapp L.

Val av banriktning genom kontring kan göras när som helst under skedena NAV och LANDNING, förutsatt att landningsbasen i fråga är destination. Efter kontring under landning erhålls alltid fas 1, oavsett under vilken fas kontringen utfördes.

Vid intryckningen av brytpunktsknappen växlar destinationsindikatorns vänstra position från ett vitt L till ett vitt blinkande L, samtidigt som den nya banriktningen presenteras i dataindikatorn. Om kontringen görs under skede LANDNING, visar destinationsindikatorn i stället L^B. Har landningsbasen matats in genom referensnummer erhålls vid varje intryckning närmast högre tillgänglig banriktning på basen i fråga, så att man genom upprepade intryckningar kan välja vilken som helst av basens banriktningar. Om data för landningsbasen har matats in manuellt kan endast kontrabanriktningen (ursprunglig banriktning+180°) erhållas genom kontring.

Annan banriktning än huvudbanriktningen kan självfallet också väljas genom att man matar in önskad banriktning manuellt.

Om TILS–sändare är placerad vid den nya banriktningen kan den användas endast om banriktning och TILS–kanal matas in manuellt.

5.10.7.2 Kort inflygning

Föraren kan göra en kort inflygning genom att välja fotpunkten LF som destination manuellt, innan landningsbrytpunkten LB passerats. Fotpunkten LF väljs som destination genom att vrida skedesväljaren från läge LANDNING NAV till läge LANDNING P/O och sedan tillbaka igen (så kallad "flip–flop"). På så vis erhålls styrorder för en genare anslutning till grundlinjen.

Kort inflygning kan göras bland annat då flygledningen styr inflygningen till grundlinjen.

Under kort inflygning kommer navigeringsberäkningar och presentation grundade på TILS att ske enligt de normala förutsättningarna för TILS–användning. Det innebär att så fort TILS blir tillgänglig efter att föraren har valt kort inflygning, kommer inflygningen att ske på exakt samma vis som då TILS används under fas 2 av en normal inflygning.

Om TILS inte finns tillgänglig, kommer navigeringsberäkningar och presentation att bero av om flygplanet befinner sig inom eller utanför en sektor ±20° relativt grundlinjen. Om flygplanet befinner sig inom sektorn och färdvinkeln avviker med mindre än 90° från banriktningen, ges styrorder för direkt anslutning till grundlinjen. Styrordern presenteras som ett färdvinkelkommando i SI och på FLI mot en punkt som glider längs grundlinjen 2 km framför flygplanet. Om flygplanet befinner sig utanför 20°–sektorn, eller om färdvinkeln avviker med minst 90° från banriktningen, ges styrorder mot en inflygningscirkel ungefär som under fas 1 av en normal inflygning. Cirkeln läggs dock ut på endast 10 km avstånd från sättpunkten, och styrordern presenteras som ett färdvinkelkommando enbart i SI och på FLI. Det avstånd och den bäring som presenteras på kursindikator och avståndsindikator avser destinationen, som alltså är fotpunkten LF.

Växling till landningsfas 3 sker som under en normal inflygning.

Anm
Till skillnad från vad som gäller under en normal inflygning via LB, kan alltså datorn börja använda TILS innan inflygningscirkeln tangerats.

5.10.7.3 Omdrag

Om flygplanet under fas 2 eller 3 svänger bort från grundlinjen så att färdvinkeln avviker mer än 90° från banriktningen, erhålls åter styrorder för inflygning via en landningsbrytpunkt LB. Detta automatiska omdrag erhålls inte under optisk landningsmod.

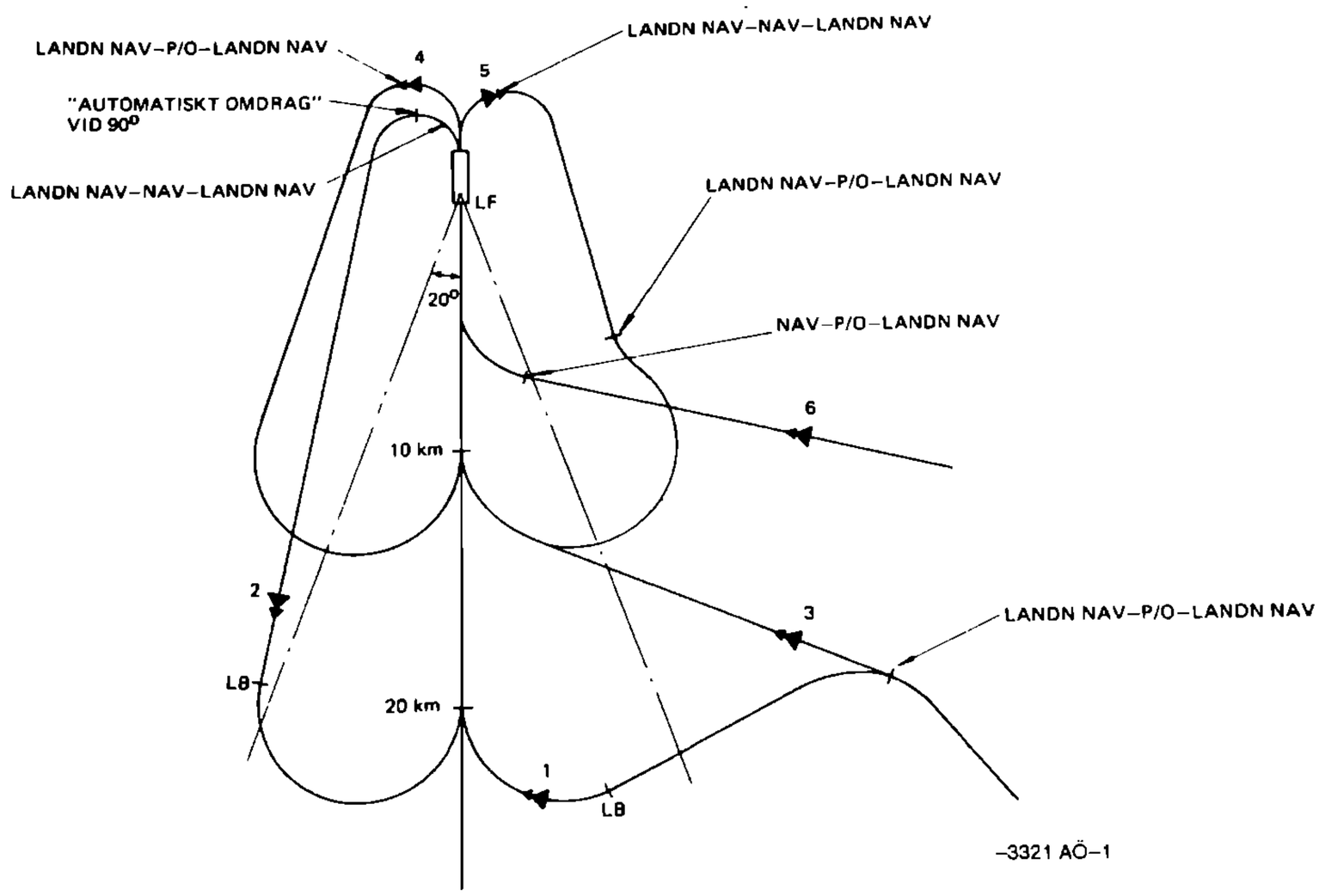
Man kan också föra skedesväljaren från läge LANDNING NAV (eller LANDNING P/O, om optisk landningsmod kopplats in manuellt) till läge NAV och sedan tillbaka till LANDNING NAV, för att på nytt få styrorder för inflygning via en landningsbrytpunkt LB.

Omdrag kan utföras som kort inflygning.

5.10.7.4 Fri inflygning

Föraren kan välja att göra fri inflygning till grundlinjen i skede NAV, exempelvis med hjälp av presentationen på CI. Därefter kan man genom att välja kort inflygning utnyttja TILS under landningsplanén, eller så kan man koppla in optisk landningsmod manuellt och landa med hjälp av optiska referenser.

Anm
Om grundlinjen angörs på kortare avstånd än 10 km från LF, ska inflygning för landning ske med markreferenser även då TILS används.



1 Normal inflygning
2 Normalt omdrag
3 Förkortad inflygning
4 Omdrag med förkortad inflygning
5 Normalt omdrag förkortat genom "flip–flop"
6 Fri inflygning

Bild 67. Inflygningsbanor

5.10.7.5 Inflygning reservmod

Då CK– eller primärdatafel föreligger måste inflygning för landning utföras efter egna navigeringsberäkningar eller med hjälp av annat landnings-hjälpmedel, eftersom styrorderberäkningarna från CK uteblir (bland annat släcks SI–presentationen. Om TILS inte är tillgänglig parkeras FLI korsvisare).

Om aktuell landningsbana är utrustad med TILS kan inflygning ske med hjälp av information från denna. Inflygning kan ske med hjälp av TILS–information även vid CK– eller primärdatafel, då rådata från TILS presenteras på FLI korsvisare. Inställning av TILS–kanal måste dock göras manuellt. TILS–informationen börjar i så fall användas då TILS–mottagaren låst på både sid– och höjdsignalen. Detta indikeras av att lampfältet TILS på höger indikeringstablå tänds samtidigt som korsvisarna presenteras. Kors-

visarna anger härvid flygplanets läge i förhållande till ledstrålen. Någon programmerad instyrning till ledstrålen erhålls alltså inte i reservmod.

Anm
Eftersom ingen rimlighetskontroll av TILS–informationen sker i reservmod, utöver TILS interna funktionsövervakning, bör TILS–informationen endast användas inom en sektor ±15° relativt ledstrålen och på höjdvinkel över 2,5°. Lägg också märke till att TILS inte används om skedesväljaren står i läge LANDNING P/O.

5.11 Tid–bränslefunktionen

5.11.1 Allmänt

Datorn håller föraren informerad om tidhållning och bränslebehov relativt det planerade uppdraget.

Tidhållningsfunktionen hjälper föraren att anlända till målet vid planerad tidpunkt (högst ±10 s fel). Bränslefunktionen visar bränslebehov för den återstående delen av uppdraget fram till och med landning.

5.11.2 Mall för flyguppdrag

Beräkningarna av tidhållning och bränslebehov bygger på en mall för hur uppdraget ska utföras. Mallen för uppdraget anger positionen för de brytpunkter LS, B1 — B9 som flygplanet förväntas passera, positionen för ordinarie landningsbas L1 och alternativ landningsbas L2, positionen för forceringsbrytpunkter och tillhörande forceringsmachtal, position för målbrytpunkter, och anfallstider.

Uppdragsmallen kan innehålla flera forceringsbrytpunkter med olika forceringsmachtal, och flera målbrytpunkter med eller utan anfallstider. En brytpunkt kan inte vara både forceringsbrytpunkt och målbrytpunkt.

Ett forceringsmachtal gäller från tillhörande forceringsbrytpunkt fram till nästa forceringsbrytpunkt. Sista forceringsmachtal gäller fram till ordinarie landningsbas L1. Om det finns en målbrytpunkt efter den sista forceringsbrytpunkten, gäller dock sista forceringsmachtal endast fram till det målet.

5.11.3 Bränsleberäkningar

Före start ingår i det beräknade bränslebehovet 10 % motsvarande 10 minuters markkörning, acceleration till M 0,55 och samling efter start. Från och med rotation räknas dessa 10 % ned till noll, så att de efter start inte ingår i beräknat bränslebehov.

I det beräknade bränslebehovet ingår behov för att ta sig från aktuell position till destination. Detta behov beräknas ur aktuell vind, aktuell vapenlast och planerat flygtillstånd enligt uppdragsmallen.

I det beräknade bränslebehovet ingår också behov för att ta sig längs navigeringspolygonen från destination till ordinarie landningsbas L1. Detta behov utgår om destinationen är startbas LS eller alternativ landningsbas L2. Behovet för varje delsträcka beräknas ur aktuell vind, aktuell vapenlast och planerat flygtillstånd enligt uppdragsmallen.

Eventuella stödpunkter ingår inte i bränsleberäkningarna. Om en stödpunkt väljs som destination, beräknas bränslebehovet som om senaste destination i polygonen fortfarande var destination.

För fartdelsträckor utan forceringsmachtal använder datorn distansekonomisk fart i bränsleberäkningarna. Distansekonomisk fart är M 0,55 på lägsta höjd och ökar med ca M 0,035 per 1000 m höjd.

För fartdelsträckor med forceringsmachtal använder datorn planerat forceringsmachtal i bränsleberäkningarna. I bränsleberäkningarna används dock inte högre forceringsmachtal än M 0,85 vilket ungefär motsvarar max släckt ebk på lägsta höjd. Om planerat forceringsmachtal överstiger M 0,85 måste alltså föraren själv ta hänsyn till att det beräknade bränslebehovet är för lågt, jämfört med det planerade flygtillståndet. Om planerat forceringsmachtal är M 0,55 använder datorn distansekonomisk fart.

Den höjd som används i bränsleberäkningarna är antingen lägsta höjd (H = 0) eller aktuell höjd. Lägsta höjd används för beräkning av bränslebehovet för hela uppdraget, så länge destinationen är någon av brytpunkterna fram till och med sista målbrytpunkt. Aktuell höjd används för beräkning av bränslebehovet, om destinationen är någon av brytpunkterna efter sista målbrytpunkt.

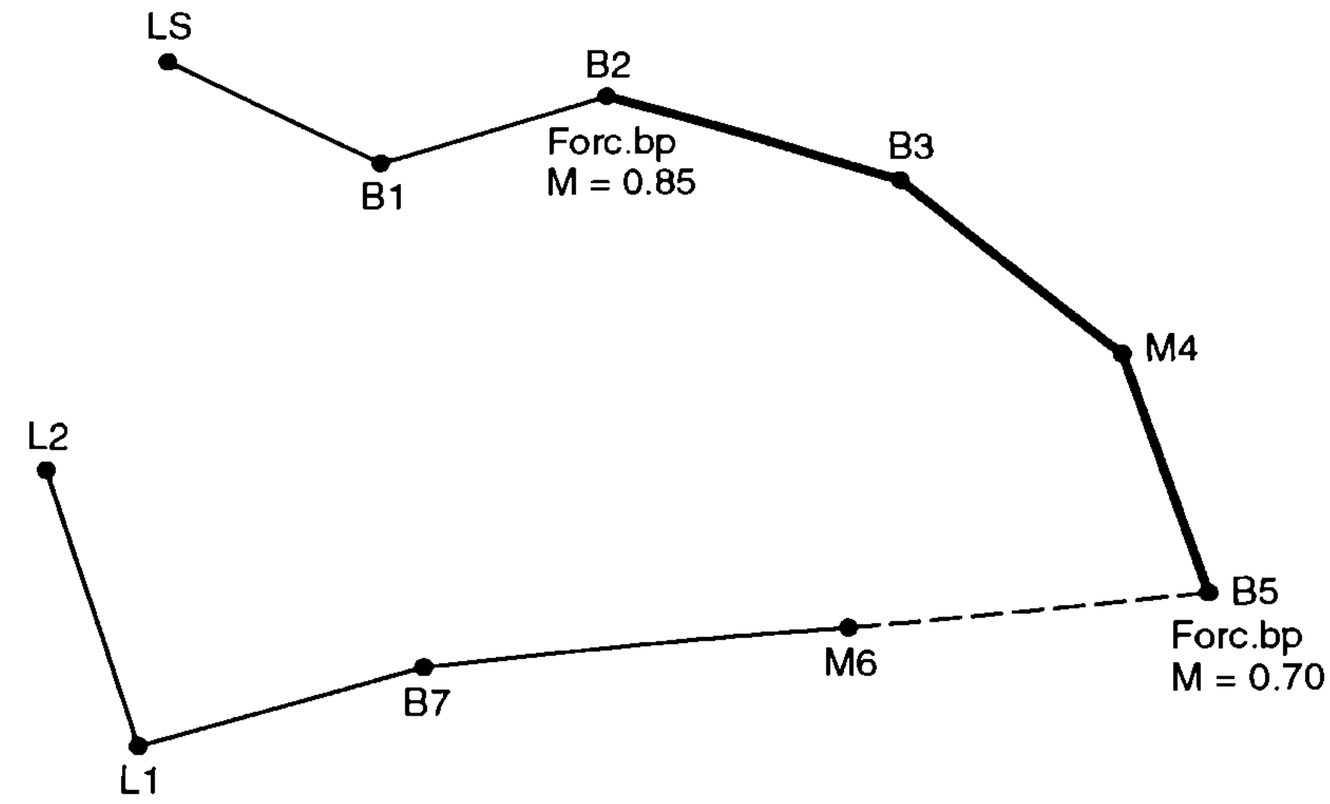
I det beräknade bränslebehovet ingår också behov för inflygning och landning på ordinarie landningsbas L1. Under skede NAV utgår beräkningen från att inflygning och landning motsvarar 60 km flygning med distansekonomiskt machtal. Under fas 1 av landningen utgår beräkningen från att fas 2 och 3 motsvarar 39 km flygning med distansekonomiskt machtal. Under fas 2 och 3 av landningen beräknas inte behov för inflygning och landning. (Då är ju sättpunkten destination, och bränslebehovet fram till destination beräknas ju ändå). Beräkningen tar hänsyn till aktuell vapenlast, men förutsätter nollvind.

I det beräknade bränslebehovet ingår normalt även behov för flygning från ordinarie landningsbas L1 till alternativ landningsbas L2. Detta behov utgår om destinationen är startbas LS eller alternativ landningsbas L2, eller om ingen alternativ landningsbas har definierats. Detta behov inkluderar 2 % för pådrag vid L1, behov för sträckan L1 — L2 som för övriga delsträckor och behov för inflygning till landning vid L2 som vid L1. (Under ett normalt uppdrag ingår alltså behovet för **två** inflygningar för landning i det beräknade bränslebehovet: en inflygning vid L1 och en vid L2.)

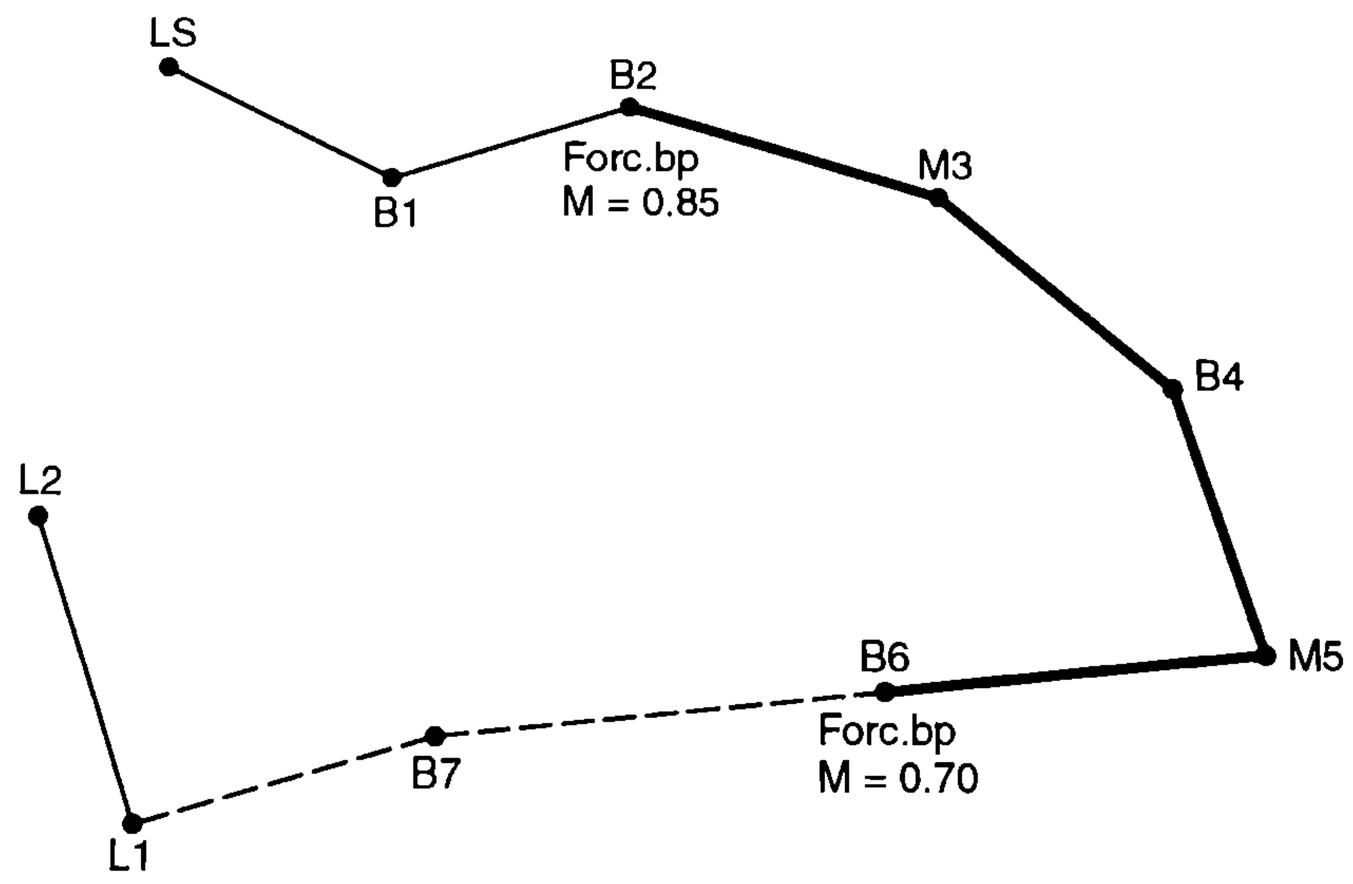
Istället för ovanstående behov till alternativbas kan en valfri reserv på 10 — 99 % väljas manuellt. Denna manuellt inmatade reserv bör i sådana fall inkludera behov till alternativbas enligt ovan.

Observera att aktuell bränsleförbrukning inte används för beräkning av bränslebehovet. Om aktuell bränsleförbrukning av någon anledning överstiger den beräknade, kommer alltså det verkliga bränslebehovet att vara högre än det beräknade.

A. Sista fartbrytpunkt är en målbrytpunkt



B. Sista fartbrytpunkt är en forceringsbrytpunkt



——————— = Fartdelsträcka med distansekonomiskt machtal 0.55

——————— = Fartdelsträcka med forcerings–machtal 0.85

– – – – – – – – = Fartdelsträcka med forcerings–machtal 0.70

–3321 HR

Bild 68. Beräkning av bränsleförbrukning

5.11.4 Tidhållningsberäkningar

Datorn beräknar flygtid till mål, tidsfel vid mål och tidtabellfel. Innan dessa presenteras för föraren, adderas tillägg för den tid det beräknas ta att ändra kurs och fart under start och vid brytpunkterna.

5.11.4.1 Flygtid till målbrytpunkt

Flygtid till mål är den tid det beräknas ta att flyga först från aktuell position till destination med aktuell fart, vidare längs navigeringspolygonen till närmaste fartbrytpunkt med aktuell fart, och från fartbrytpunkten fram till mål med planerad fart enligt uppdragsmallen. Beräkningen använder aktuell vind och avser närmaste målbrytpunkt med anfallstid inmatad. Om inga anfallstider har matats in i uppdragsmallen avser beräkningen närmaste målbrytpunkt. Om någon av stödpunkterna BX1 — BX5 är destination beräknas flygtiden som om närmast föregående brytpunkt i polygonen fortfarande vore destination.

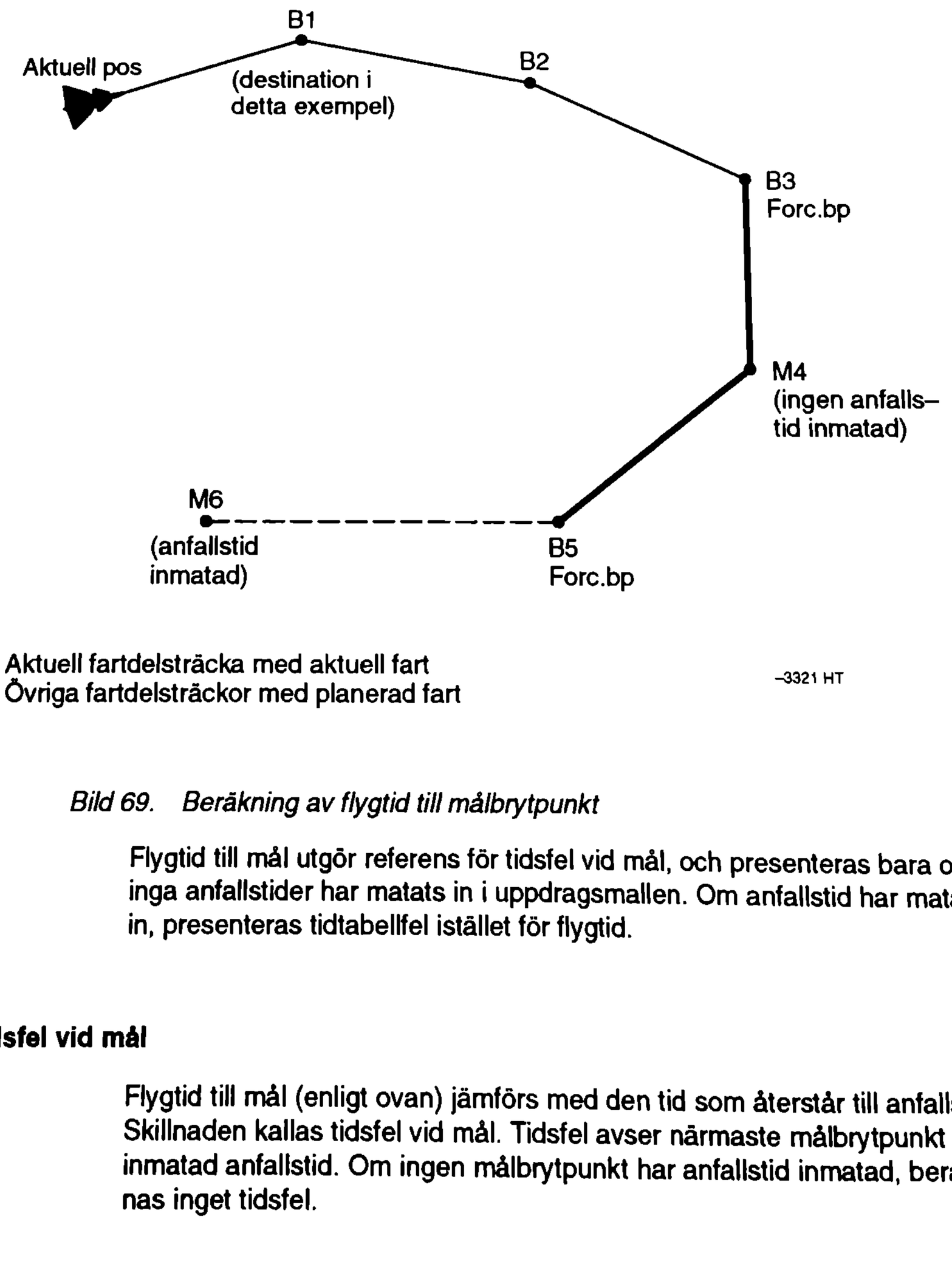


Bild 69. Beräkning av flygtid till målbrytpunkt

Flygtid till mål utgör referens för tidsfel vid mål, och presenteras bara om inga anfallstider har matats in i uppdragsmallen. Om anfallstid har matats in, presenteras tidtabellfel istället för flygtid.

5.11.4.2 Beräkning av tidsfel vid mål

Flygtid till mål (enligt ovan) jämförs med den tid som återstår till anfallstid. Skillnaden kallas tidsfel vid mål. Tidsfel avser närmaste målbrytpunkt med inmatad anfallstid. Om ingen målbrytpunkt har anfallstid inmatad, beräknas inget tidsfel.

5.11.4.3 Beräkning av tidtabellfel

Skillnaden mellan den tid det tar att flyga hela vägen från aktuell position till destination och sedan längs navigeringspolygonen fram till mål med planerad fart, och den tid som återstår till anfallstid kallas tidtabellfel. Om någon av stödpunkterna BX1 — BX5 är destination beräknas tidtabellfelet som om närmast föregående brytpunkt i polygonen fortfarande vore destination.

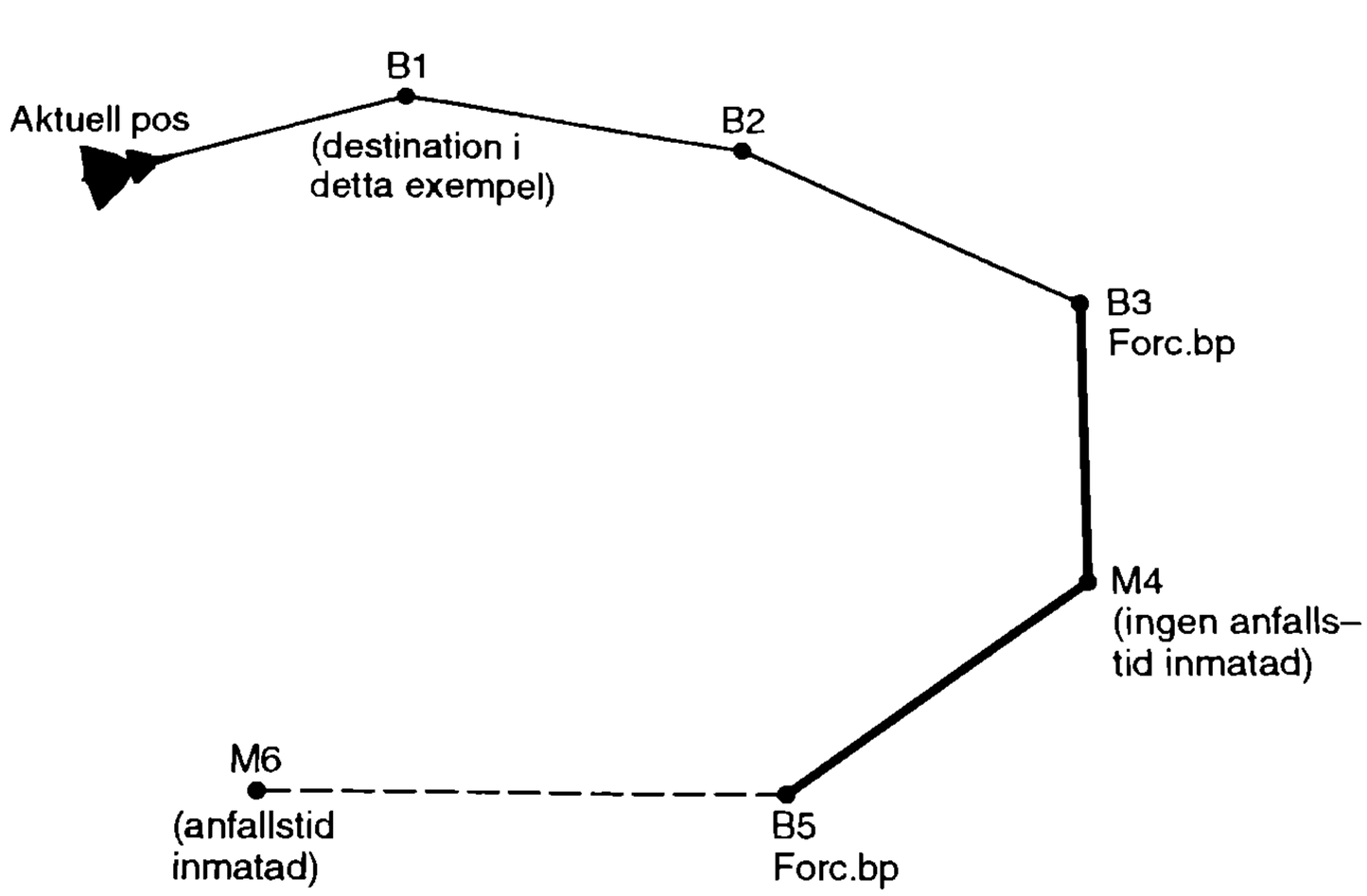


Bild 70. Beräkning av tidtabellfel

Beräkningen av tidtabellfelet använder aktuell vind och avser närmaste målbrytpunkt med inmatad anfallstid. Om ingen målbrytpunkt har anfallstid inmatad, beräknas inget tidtabellfel.

5.11.4.4 Tillägg till tidhållningsberäkningarna

Tidhållningsberäkningarna utgår från att flygplanet ändrar kurs tvärt i brytpunkterna, och att det ändrar fart ögonblickligen vid fartbrytpunkterna. Om man inte tar hänsyn till att kurs– och fartändringar tar en viss tid, kommer flygplanet att halka efter tidtabellen vid varje brytpunkt. Detta medför att farten måste ökas och att bränslebehovet kommer att bli större än beräknat. För att kompensera för de planerade kurs– och fartändringarna gör man därför följande tillägg till tidhållningsberäkningarna innan de presenteras för föraren:

För att kompensera för acceleration och kursändring i samband med start gör man ett tillägg på 65 s. När startskedet är över sätts detta tidstillägg till noll.

Man gör också tillägg för sväng till ny kurs vid varje brytpunkt. Tillägget för sväng vid närmaste brytpunkt beräknas ur aktuellt flygtillstånd. Tilläggen för sväng vid följande brytpunkter beräknas ur planerat flygtillstånd.

För att kompensera för fartändringar i fartbrytpunkterna gör man tillägg som beräknas på olika vis för de olika presenterade storheterna. Tillägget till tidtabellfelet beräknas ur planerat flygtillstånd. Tillägget till tidsfelet beräknas ur aktuellt flygtillstånd för den aktuella fartdelsträckan, och planerat flygtillstånd för övriga fartdelsträckor. Tillägget till flygtiden till mål, om denna ska presenteras, beräknas som för tidsfelet. Alla beräkningarna utgår ifrån att man gör alla fartändringar så snabbt som möjligt.

5.11.5 Ändring av uppdragsgeometrin

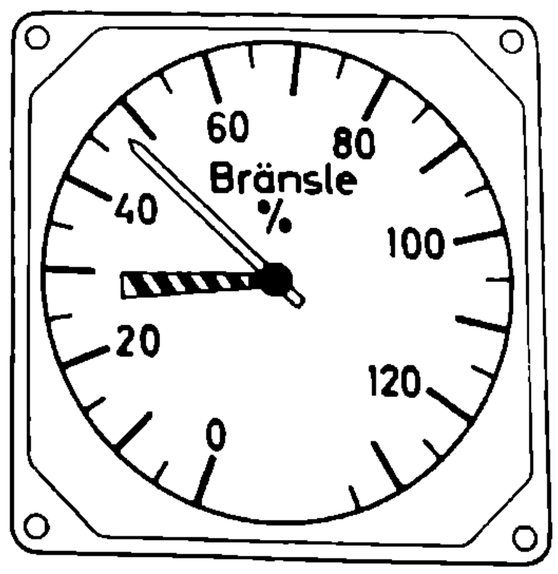
Vid manuell destinationsväxling framåt eller bakåt i uppdraget använder beräkningarna samma flygtillstånd som skulle använts om destinationen hade valts automatiskt medan flygplanet följde uppdragsmallen. Om man till exempel omedelbart efter start hoppar framåt i uppdraget och väljer målbrytpunkten som destination, kommer alltså bränslebehov och tidtabellfel att beräknas utgående från att forceringsfart används hela vägen fram till mål, men tidsfel vid mål kommer att beräknas utgående från att aktuell fart används hela vägen fram till mål. (Exemplet förutsätter uppdragsgeometri ungefär som i Bild 68.)

Bland annat under övning kan det förekomma att man hoppar bakåt i uppdraget så att en redan passerad målbrytpunkt blir destination på nytt. Tidhållningsberäkningarna blir då meningsfulla först om ny anfallstid inmatas.

Vid byte av banriktning och omdrag vid landning ändras automatiskt beräknat bränslebehov genom att avståndet till destination (LB eller LF) ändras. Bränslepresentationen kommer härigenom att gälla för aktuell inflygningsgeometri.

5.11.6 Presenterat bränslebehov

Det beräknade bränslebehovet presenteras för föraren av bränsleindikatorns slips, dvs den randiga visaren.



–4506

Bild 71. Bränsleindikator

5.11.7 Presenterade tidhållningsdata

Tidtabellfelet presenteras på dataindikatorn. Om inget tidtabellfel beräknas, presenteras istället flygtid till mål.

Positivt tidtabellfel innebär att man ligger före tidtabellen. Negativt tidtabellfel innebär att man ligger efter tidtabellen. Om tidtabellfelet är noll kommer man att anlända till målet med planerad fart och vid planerad tidpunkt.

Tidsfel vid mål presenteras av fartvektorsymbolens fena (fartfelsfenan). Om inget tidsfel beräknas, presenterar fenan tidsfel noll.

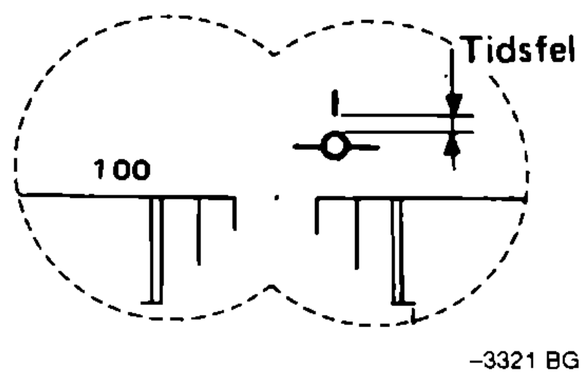


Bild 72. SI–presentation, tidsfel vid mål

Hög fena anger positivt tidsfel = för tidig ankomst till mål, "minska farten".

Låg fena anger negativt tidsfel = för sen ankomst till mål, "öka farten".

Om tidsfelet är noll kommer man att anlända till målet vid planerad tidpunkt, men med aktuell fart i stället för den planerade.

Fenans maximala utstyrning är ±1 fenlängd. Detta motsvarar ett tidsfel om ungefär 20 — 30 % av beräknad flygtid till mål. Sambandet mellan beräknad flygtid och presenterat tidsfel framgår även av Bild 73.

Observera att tidsfelspresentationen utgår ifrån att sträckan från närmaste forceringsbrytpunkt (om det finns någon sådan mellan flygplanet och målet) och fram till mål flygs med planerad forceringsfart. Eventuella tidtabellfel kommer alltså att ha hämtats in när man når forceringsbrytpunkten, om man håller fart så att fenan anger tidsfel noll.

Av det föregående framgår att forceringsbrytpunkt med forceringsfart M 0,55 (dvs utan fartändring) kan användas för samling. Lägg dock märke till att de tillägg för sväng som beskrivs i Avsnitt 5.11.4.4 beräknas utgående från att svängen påbörjas först när brytpunkten har passerats, och att tilläggen beror av aktuellt flygtillstånd. De olika flygplanen i förbandet kan därför anlända till brytpunkten vid något olika tidpunkter, även om tidtabellfel och tidsfel är noll för alla.

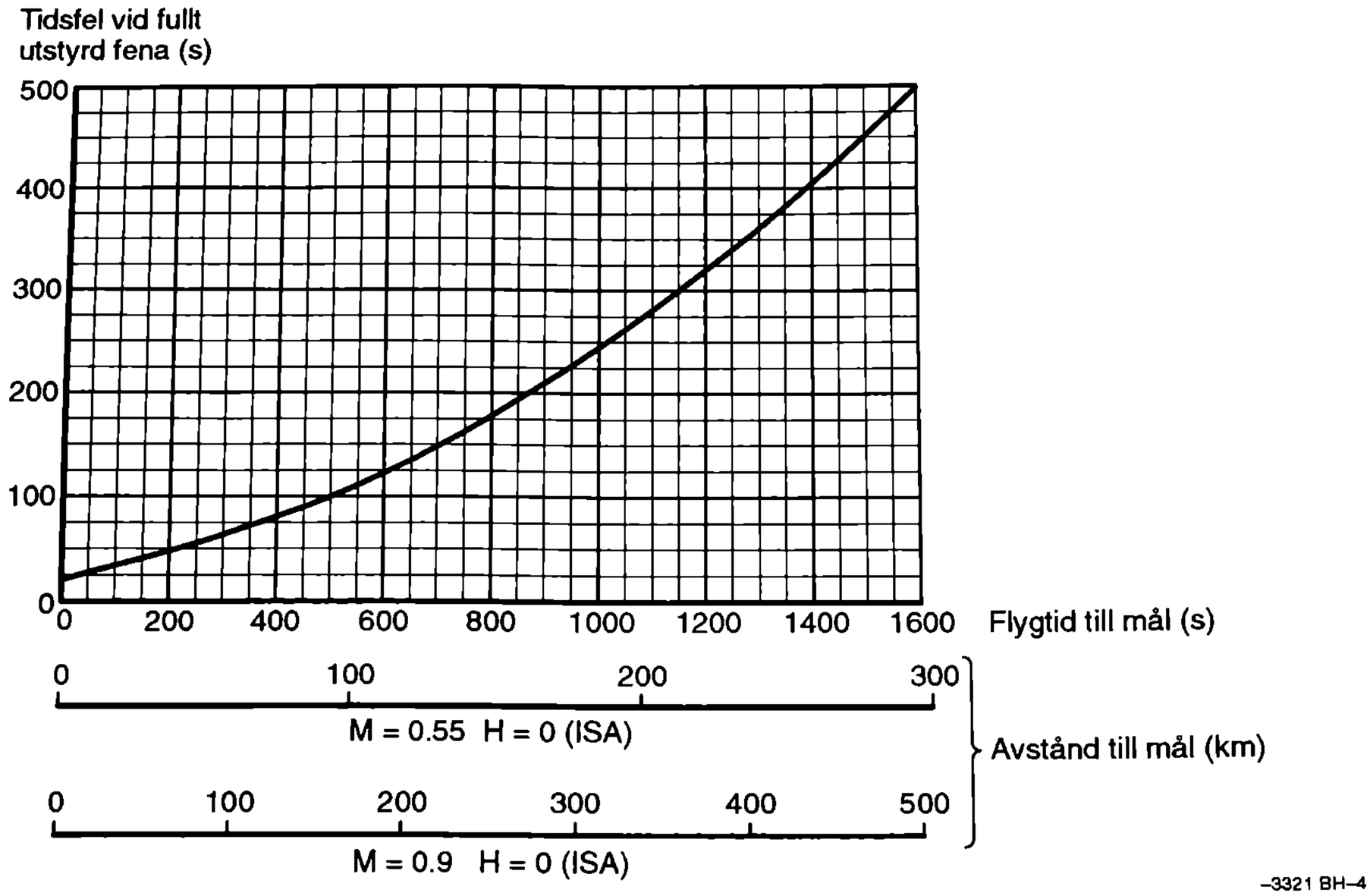


Bild 73. Skalning av presenterat tidsfel.

Beväpning

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	5
1.1	Manöver– och indikeringsorgan	8
1.1.1	Förarrum	9
1.1.2	Höger apparatrum	10
1.2	Vapenlogik	11
1.2.1	Balkstatus	12
1.2.2	Vapenval	14
1.2.3	Balkval, framstegning	15
2	Akan	16
2.1	Akankapsel	17
2.2	Avfyringskretsar	17
2.3	Nödfällning	17
2.4	Vapenval	18
3	Attackraketer	20
3.1	Raketkapsel	20
3.2	Raketer	21
3.3	Avfyringskretsar	21
3.4	Nödfällning	21
3.5	Vapenval	22
4	Bomber	24
4.1	Sprängbomb m/71	24
4.2	Lysbomb m/71	25
4.3	Lavett m/71	26
4.4	Fällningskretsar	27
4.4.1	Fällningsmoder	28
4.4.2	Nödfällning	28
4.5	Vapenval	28
5	Robot 05A	31
5.1	Styrsystem	32
5.2	Strömförsörjning	33
5.3	Avfyringskretsar	33
5.4	Vapenval	34
6	Robot 75	37
6.1	Robotfunktioner	38
6.2	Presentationsutrustning	39
6.3	Videoenhet	40
6.4	Strömförsörjning	40
6.5	Avfyringskretsar	40
6.6	Vapenval RB 75	41
7	Robot 04E	45
7.1	Strömförsörjning	46
7.2	Avfyringskretsar	46
7.2.1	Fällning i serie	46
7.2.2	Fällning impulsvis	47
7.3	Vapenval	47
8	Robot 15F	51
8.1	Kommunikation rb–fpl	53
8.2	Identifiering	53

Innehåll (forts)

		Sida
8.3	Funktionskontroll	53
8.4	RB 15F–funktioner	54
8.4.1	Robotpreparering	54
8.5	Osäkring	54
8.6	Avfyring	54
8.6.2	Misslyckad fällning	55
8.7	Vapenval	55
9	Bombkapsel m/90	59
9.1	Kommunikation BK–fpl	60
9.2	Identifiering	60
9.3	Inbyggd test (BIT)	61
9.4	BK–funktioner	61
9.4.1	Preparering, bombkapsel	61
9.4.2	Skede BER	61
9.5	Osäkring	61
9.6	Avfyring	61
9.7	Misslyckad fällning	61
9.8	Vapenval	62
10	IR–robotar, RB 24/24J/74	65
10.1	Lavett 24 med robotskena	67
10.2	Lavett 74	67
10.3	Strömförsörjning balkläge S7 och V7	68
10.4	Strömförsörjning balkläge R7	68
10.5	Akustisk signalgivning	68
10.6	Avfyringskretsar	69
10.6.1	Osäkring	69
10.6.2	Frigöring målsökare	69
10.6.3	Avfyring	69
10.6.4	Framstegning	69
10.7	Nödfällning	69
10.8	Vapenval	70
11	Övningsvapen	73
11.1	12,7 mm akan	73
11.2	Övningsraketkapsel m/70	73
11.3	Blind raketkapsel m/70	74
11.4	Övningsraketer 6,3 cm	74
11.5	Övningsbomb 15 kg	75
11.6	Simulerrobot 75	75
11.7	Övningsrobot 05	75
11.8	Övningsrobot 24/24J/74	75
11.9	Laserreflektorpod	76
11.10	Fiktiv last	76
11.10.1	Förutsättningar	76
11.10.2	Inmatning av kod för fiktiv last	77
11.10.3	Manöverlogik fiktiv last	78
11.10.4	Funktionslogik fiktiv last	78

Bilder

		Sida
1	Översikt av hängda vapen	6
2	Manöver– och indikeringsorgan	7
3	Vapenlogik, princip	11
4	Dataindikator	13
5	Attackraketkapsel, perspektivisk och schematisk översikt	16
6	Elkretsar akan, principschema	19

Bilder (forts)

Sida

7 Attackraketkapsel ... 20
8 Elkretsar arak/örak, principschema ... 23
9 Sprängbomb m/71 ... 24
10 Lysbomb m/71 ... 25
11 Bomblavett m/71 ... 26
12 Fällningsföljd bomber ... 27
13 Elkretsar bomber, principschema ... 30
14 Robot 05 ... 31
15 Styrsystem robot 05, principschema ... 32
16 Elkretsar RB 05, principschema ... 35
17 Robot 75 ... 37
18 Funktionsblockschema RB 75 ... 38
19 Kontrast– och ljusstyrkepotentiometrar samt indikator EP 13 ... 39
20 SI–presentation, RB 75–anfall ... 39
21 Elkretsar RB 75, principschema ... 43
22 Robot 04 med lavett ... 45
23 Elkretsar RB 04, principschema ... 49
24 Robot 15 ... 51
25 Attackuppdrag, princip ... 52
26 Presentation av hängd RB 15 ... 53
27 Elkretsar RB 15, principschema ... 57
28 Bombkapsel m/90 ... 59
29 Kapselfällning, princip ... 60
30 Presentation av hängd bombkapsel ... 60
31 Elkretsar bombkapsel, principschema ... 63
32 Robot 24/24J/74 ... 65
33 RB 24/24J/74, uppbyggnad ... 66
34 Lavett 24 med robotskena ... 67
35 Lavett 74 ... 68
36 Elkretsar RB 24/24J/74, principschema ... 71
37 Övningsraketkapsel m/70 ... 73
38 Blind raketkapsel m/70 ... 74
39 Övningsraket 6,3 cm (balk S7) ... 74
40 Simulerrobot 75 ... 75
41 Laserreflektorpod (balk V7H) ... 76
42 Dataindikator, fiktiv last ... 77

1 Allmänt

Flygplan AJS37 medför alla vapen som yttre last i fasta beväpningsbalkar under vingarna och kroppen. I olika kombinationer kan vapen enligt Bild 1 medföras.

Beväpningsavsnittet omfattar:

- kortfattad sammanställning av de manöver– och indikeringsorgan som ingår i flygplanets beväpningssystem
- tabeller för manöverorganens inställning för vapen och funktioner
- installation för den yttre beväpningen — akan
- installation för den yttre beväpningen — arak
- installation för den yttre beväpningen — robot
- installation för den yttre beväpningen — bombkapsel
- installation för den yttre beväpningen — bomb.

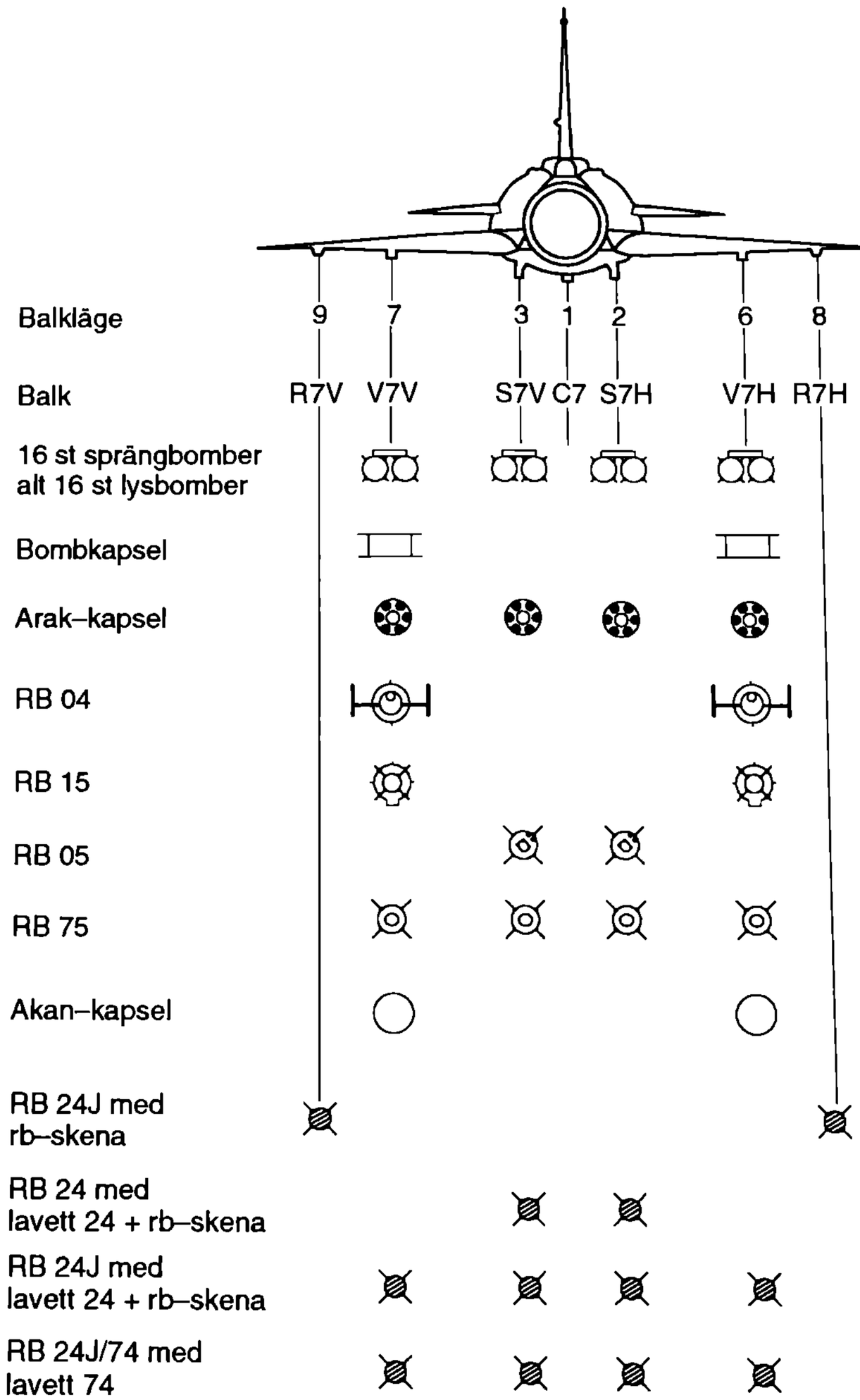
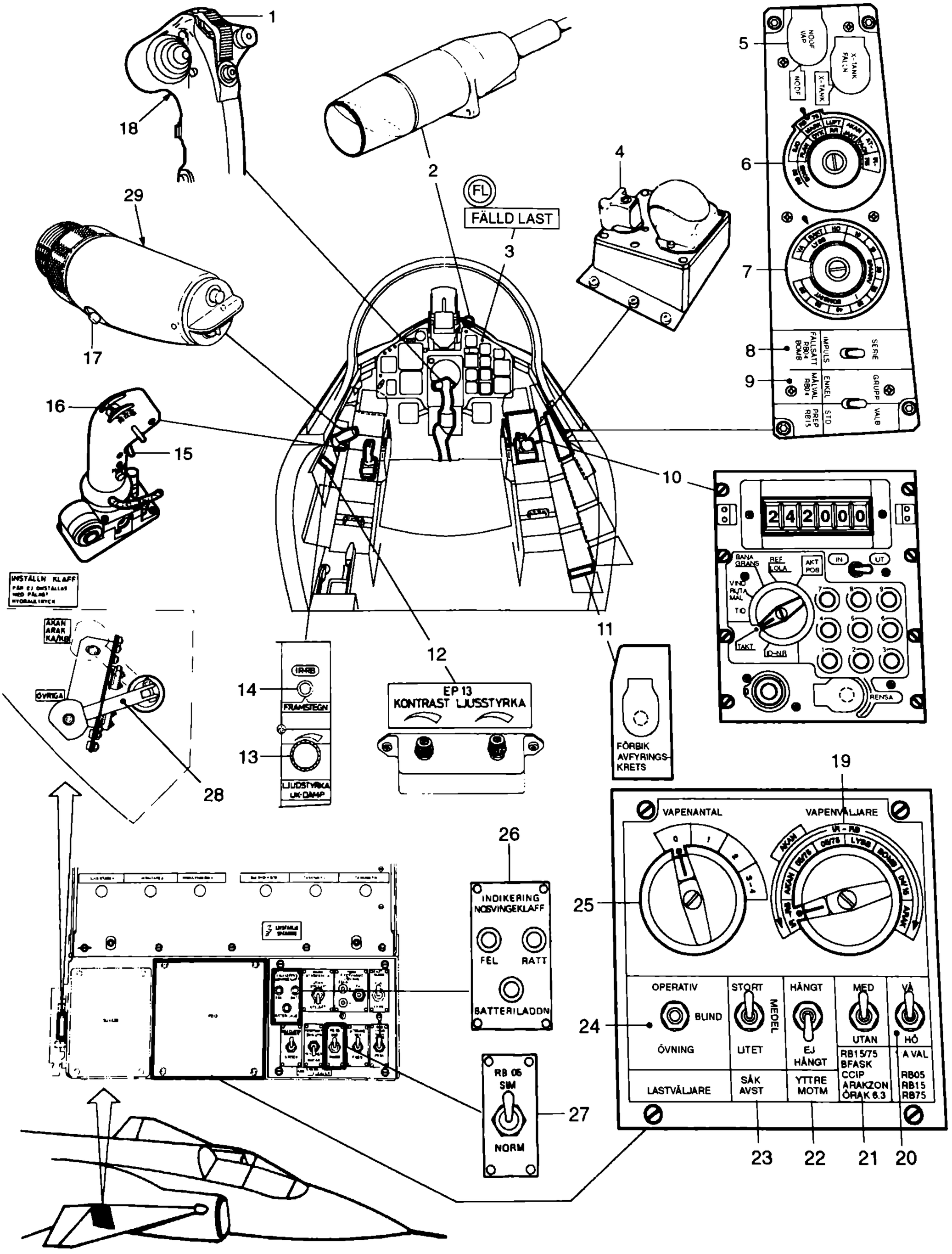


Bild 1. Översikt av hängda vapen



F7–A–A0337–AA–01–P01

Bild 2. Manöver– och indikeringsorgan

1 Säkringsbygel

2 Indikator EP 13

3 Indikeringslampa FÄLLD LAST

4 Spakenhet RB 05

5 Tryckströmställare NÖDF VAP

6 Vridomkopplare J/A–VÄLJARE

7 Vridomkopplare SIKTNINGSVÄLJARE

8 Strömställare SERIE/IMPULS

9 Strömställare MÅLVAL RB 04/RB 15 preparering

10 Datapanel

11 Tryckströmställare FÖRBIK AVFYRINGSKRETS

12 Ljus– och kontrastpotentiometer EP 13

13 Potentiometer LJUDSTYRKA UK–DÄMP

14 Tryckströmställare IR–RB FRAMSTEGN

15 Fixomkopplare

16 Modomkopplare

17 Strömställare, frigöring målsökargyro RB 24, 24J och 74

18 Avtryckare

19 Vridomkopplare VAPENVÄLJARE

20 Strömställare 1:A VAL

21 Strömställare MED/UTAN

22 Strömställare SÄK AVST

23 Strömställare YTTRE MOTM

24 Strömställare LASTVÄLJARE

25 Vridomkopplare VAPENANTAL

26 Indikeringslampor VAPENSTYRD NOSV KLAFF

27 Strömställare RB 05 SIM–NORM

28 Manöverspak vapenstyrd nosvingeklaff

29 Snabbval IR

1.1 Manöver– och indikeringsorgan

I nedanstående avsnitt följer en sammanställning av de manöver– och indikeringsorgan som ingår i flygplanets beväpningssystem, se Bild 2.

1.1.1 Förarrum

Säkringsbygel (1)	Med säkringsbygeln på styrspaken initieras osäkring av samtliga vapen. En fjäderbelastad kolv fixerar säkringsbygeln i uppfällt (osäkrat) läge samt i nedfällt läge (säkrat).
Indikator EP 13 (2)	På indikatorn visas TV–bilden från den valda RB 75.
Indikeringslampan FÄLLD LAST (3)	Lampan indikerar fälld last genom att tändas med fast sken, och utebliven separation, obrukbar last och kvarhängande last med blinkande sken.
Spakenhet RB 05 (4)	Med spakenheten styrs robot 05 genom att den kraft som påläggs denna omvandlas till styrsignaler.
Tryckströmställare NÖDF (5)	Med strömställaren, som är placerad på vapenpanelen under ett lock märkt NÖDF VAP, initieras nödfällning av samtliga vapen och motmedelskapslar utom RB 24/24J i lavett 24.
Vridomkopplare J/A–VÄLJARE (6)	Med omkopplaren påverkas avfyringskretsarna för akan, RB 04 samt datorns siktesberäkningar vid anfall med samtliga vapen. Om väljaren står i felaktigt läge m h t aktuell (på vapenväljaren inställd) vapenlast erhålls ingen siktespresentation vid övergång till skede ANF.
Vridomkopplare SIKTNINGS-VÄLJARE (7)	Siktningsväljaren påverkar datorberäkningarna vid anfall med lysbomber och bomber samt vid anfall mot luftmål. Vid anfall med lysbomber väljs om bomberna ska fällas över eller vid sidan av (vänster– eller högeranfall) målet. Vid anfall mot luftmål inställs spännviddsmarkörernas läge i SI.
Strömställare SERIE–IMPULS (8)	Med strömställaren påverkas fällsättet för RB 04 och RB 15. Vid val av SERIE är intervallen mellan de i serien ingående robotarna ca 2 s. Vid val av IMPULS fälls en robot vid varje ny avfyring. Vid övningsbombfällning väljs om fällning ska ske med en eller två övningsbomber. ARAK LA avfyras i läge IMPULS.
Strömställare MÅLVAL RB 04/PREP RB 15 (9)	Strömställarens funktion är beroende av vilket vapenval som är utfört. Vid anfall med RB 04 ges information till robotens målsökare om enkel– eller gruppmål avses anfallas. Vid anfall med RB 15 kan alternativ preparering av roboten väljas.
Datapanel (10)	Med dataväljaren i läge TAKT görs val av fiktiv last, RB 24/RB 24J/RB 74, riktskur och offsetavstånd för lysbomber. Dessutom kan vissa val för siktning och viss preparering av RB 15 göras. På dataindikatorn visas balkstatus och vapenval för vissa vapen.
Tryckströmställare FÖRBIK AVFYRINGSKRETS (11)	Med strömställaren förbikopplas mikroströmställaren som blockerar avfyringskretsarna när flygplanet befinner sig på marken.
Ljus– och kontrastpotentiometer EP 13 (12)	Med potentiometrarna kan ljus– och kontrastinställningen på EP 13 indikator ändras.
Potentiometer LJUDSTYRKA UK–DÄMP (13)	Potentiometern används för reglering av den akustiska signalens ljudstyrka från IR–robotarnas målsökare. Vid intryckning av potentiometern erhålls dessutom 100 % UK–dämpning.
Tryckströmställare IR–RB FRAM-STEGN (14)	Stegar vid intryckning fram avfyringssignalen till nästa IR–robot, RB 15 eller RB 75.
Fixomkopplare (15)	Fixomkopplaren har tre lägen T0 — T1 — TV. Med denna väljs nollägen, slavningsmod eller följemod i robot 75 målsökare.
Modomkopplare (16)	Radarmodomkopplaren har tre lägen A0 — A1 — A2. Med denna väljs följemod i robot 75 målsökare.

Strömställare, frigöring målsökargyro RB 24/24J/74 (17)	Med strömställaren kan den valda robotens målsökargyro frigöras. Frigöringen sker när frigöringsknappen släpps. Vid förnyad intryckning snabbarreterar målsökaren.
Avtryckare (18)	Med avtryckaren på styrspaken initieras avfyring av valt vapen. En fjäderbelastad kolv, påverkad av avtryckaren, ger en väldefinierad tryckpunkt före avfyring av valt vapen.
Snabbvalsknappen (29)	Strömställaren används för snabbval av IR–robot.

1.1.2 Höger apparatrum

Vridomkopplare VAPENVÄLJARE (19)	Omkopplaren används i kombination med vapenantalsinställaren och lastväljaren för att definiera hängd last, varvid vapenväljarens läge anger aktuell typ av vapen. Vapenväljaren påverkar även avfyringskretsarna vid anfall.
Strömställare 1:A VAL (20)	Med strömställaren väljs, om två RB 05, två alt fyra RB 75 eller två RB 15 medförs, vilken av respektive robot som ska avfyras först, vänster eller höger. Om endast en robot är hängd har strömställaren ingen funktion. Om fyra RB 75 är hängda väljs robot i balk V7H först om höger (HÖ) är vald med strömställaren.
Strömställare MED/UTAN (21)	Strömställaren påverkar datorns beräkningar vid anfall med RB 05, RB 15, RB 75, BOMBKAPSEL, BOMB DIREKT, BOMBER (med eller utan fallskärm) samt vid raketskjutning med ARAK (med eller utan zonrör) och ÖRAK 6,3.
Strömställare YTTRE MOTM (22)	Med strömställaren anges för datorns tid/bränsleberäkning att motmedelskapslar är hängda.
Strömställare SÄK AVST (23)	Med strömställaren anpassas det datorberäknade eldöppningsavståndet till säkerhetsavståndet för akan, arak och bomber.
Strömställare LASTVÄLJARE (24)	Strömställaren används i kombination med vapenantalsinställaren och vapenväljaren för definition av hängd last. Strömställarens läge anger om lasten är operativ, övning eller blind.
Vridomkopplare VAPENANTAL (25)	Omkopplaren används i kombination med vapenväljaren och lastväljaren för att definiera hängd last för datorn, varvid antalet av vapen upptagna balkar definieras av vapenantalsinställarens läge.
Indikeringslampor VAPENSTYRD NOSV KLAFF (26)	RÄTT–lampa (grön) tänds om nosvingens klaffläge motsvarar aktuellt lastalternativ. FEL–lampa (röd) tänds om nosvingens klaffläge inte motsvarar aktuellt lastalternativ.
Strömställare RB 05 SIM–NORM (27)	Strömställaren används för att (i läge SIM) bryta matningsspänningen till RB 05 sändare under simulering av RB 05 anfall.
Manöverspak vapenstyrd nosvingeklaff (28)	Med manöverspaken anpassas nosvingeklaffens läge med hänsyn till aktuellt lastalternativ.

1.2 Vapenlogik

Vapenlogiken i AJS 37 är delad i två system. De kan benämnas det "gamla" och det "nya" systemet. Det "gamla" bygger på den relälogik som finns i AJ37 och det "nya" på CK–styrda kommandon via MPE (Multiprocessorenhet). På Bild 3 framgår skillnaden mellan de båda systemen.

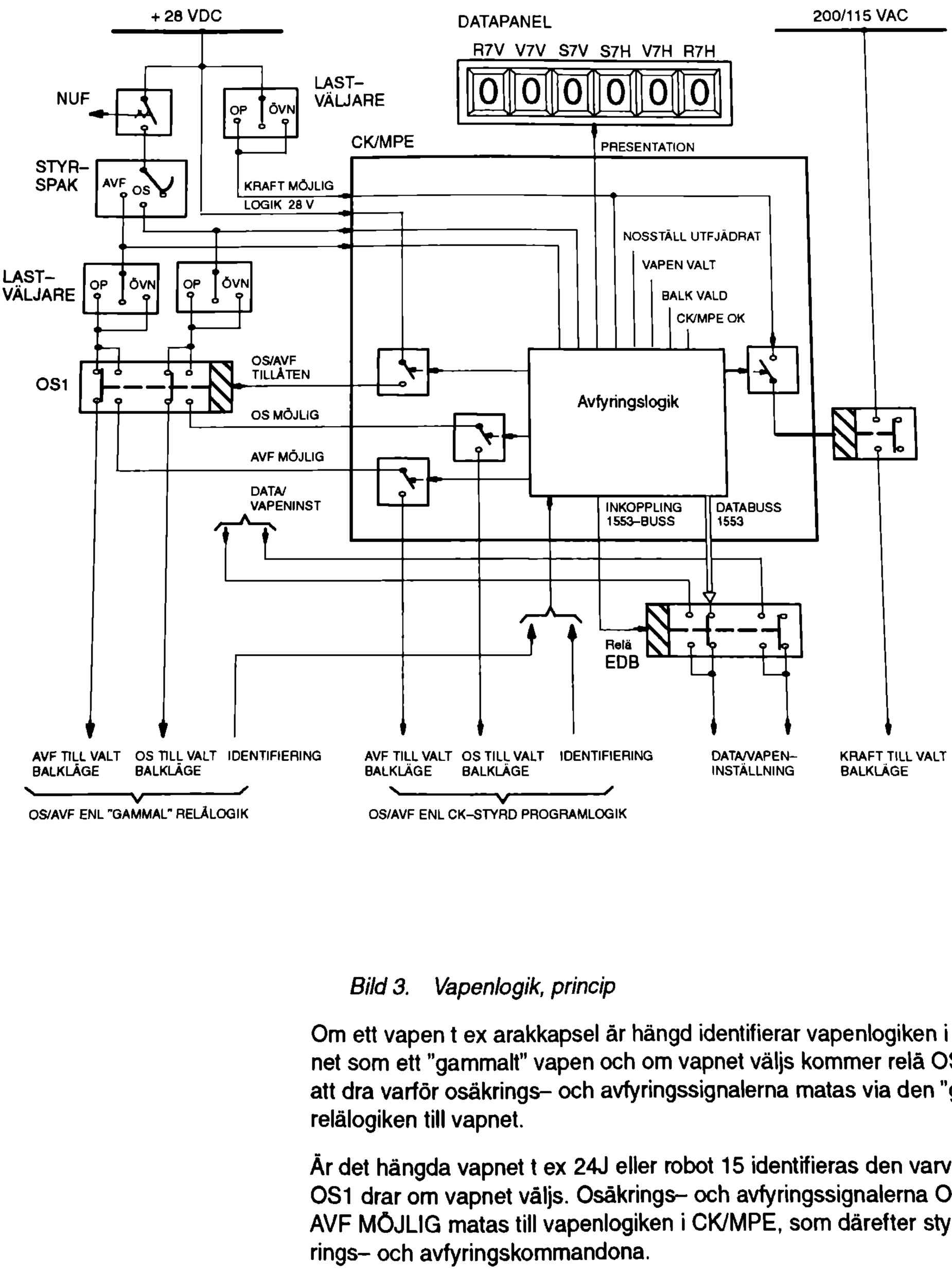


Bild 3. Vapenlogik, princip

Om ett vapen t ex arakkapsel är hängd identifierar vapenlogiken i CK vapnet som ett "gammalt" vapen och om vapnet väljs kommer relä OS1 inte att dra varför osäkrings– och avfyringssignalerna matas via den "gamla" relälogiken till vapnet.

Är det hängda vapnet t ex 24J eller robot 15 identifieras den varvid relä OS1 drar om vapnet väljs. Osäkrings– och avfyringssignalerna OS– och AVF MÖJLIG matas till vapenlogiken i CK/MPE, som därefter styr osäkrings– och avfyringskommandona.

För varje balk, utom R–balkarna, finns ett antal reläer (EDB = Ej Data Buss) som drar när ett vapen som inte utnyttjar databuss 1553 från MPE, reläerna styrs från MPE. När "gamla" vapen är hängda drar reläerna och matar vapeninställningar och data från t ex paneler till det valda vapnet.

För matningen av drivspänningar (200/115 VAC och +28 VDC) till vapnen förutsätts spänningen KRAFT MÖJLIG i lastalternativ OP eller ÖVN. Spänningstillslag styrs av CK/MPE och matningen sker över endera reläer i RELÄBOX 275 eller reläer i flygplanets elsystem.

Vapenfunktionerna är delade i två skeden, identifierings– och operativskedet. Identifieringsskedet inleds när:

- tillslag av CK/MPE sker i skede BER med lastväljaren i läge OP/ÖVN
- lastväljaren ställs från läge BLIND till OP/ÖVN
- växling mellan yttre och inre kraft sker i läge BER (motorstart)
- (skedesväljaren ställs i läge BER efter landning om lastväljaren samtidigt står i läge BLIND).

Identifieringsskedet varar i 10 s.

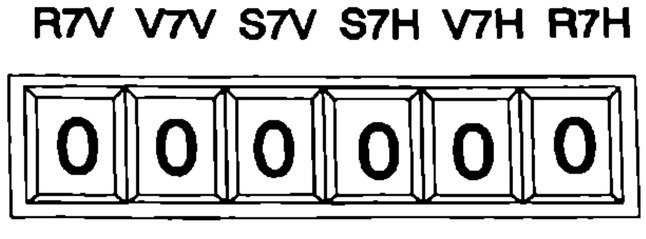
1.2.1 Balkstatus

Efter motorstart övervakas samtliga sex balkar kontinuerligt m h t tillstånd och status. Eftersom inte samtliga laster identifierar sig elektriskt mot flygplanets datorsystem, kommer övervakningen att ge förbättrad funktion endast där "nya" vapen hänger (RB 15, BK, RB 75, RB 24/24J och RB 74).

Under identifieringsskedet avläses IDENT–koden från respektive balk. Av koden kan utläsas, dels om balken är tom eller om någon hängd last har identifierat sig, dels om korrekt yttre inställning gjorts m h t hängd last. IDENT–koden avläses också under det operativa skedet. I samband med avfyring/fällning indikerar koden separation genom endera tom balk eller kvarhängande lavett beroende på vapen.

Med IN/UT–omkopplaren i läge UT och dataväljaren i annat läge än ID–NR erhålls på dataindikatorn presentation av balkstatus i följande situationer:

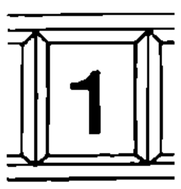
- Knappen FRAMSTEGNING har tryckts in.
- Vid osäkring.
- Vapenstatus har försämrats ("FÄLLD LAST" blinkar).
- Läsväljaren i läge TAKT/UT.



Orig

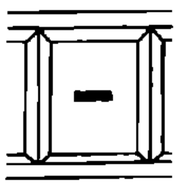
Bild 4. Dataindikator

Presentationen visar normalt status för respektive balk. Indikeringen fasta "—" i alla sex positionerna utgör dock ett undantag, eftersom den betyder MPE–fel eller 6 st felaktiga vapen.

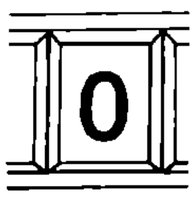


En balks status kan vara ett av följande:

- OK Vapnet är identifierat och har full funktion. Vapeninställningen är korrekt.



- FEL Vapnet är obrukbart.
- FÖRBJ Vapnet är obrukbart beroende på:
  - Felaktig vapeninställning vid hängd RB 15, BK eller RB 75
  - "Otillåten" IDENT–kod.
    Tillåten IDENT–kod ges av RB 24/24J/74, RB 75, RB 15, BK, AKAN, ARAK 70 och tom balk.
  - RB 15 och bombkapsel BK kombinerade.



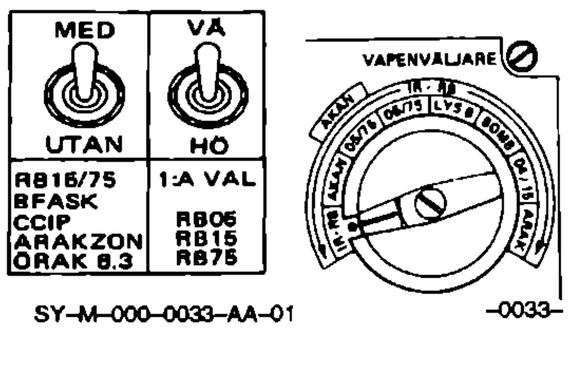
- FÄLLD Vapnet har fällts.
- TOM Balken lämnar IDENT–kod för tom balk, AKAN eller ARAK 70.

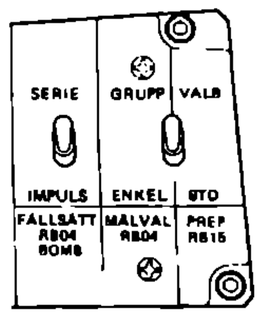
Balken/vapnet får status FEL vid t ex misslyckad fällning eller om IDENT–koden ändrar värde under det operativa skedet utan att avfyring eller fällning beordrats.

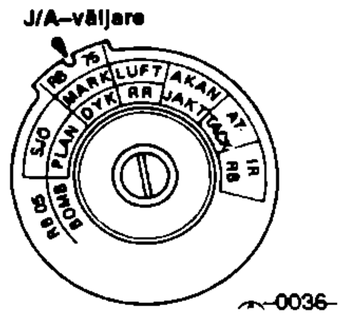
1.2.2 Vapenval

För att erhålla funktioner för såväl vapen som balkar ska vapenval göras enligt tabellen nedan.

Tabell 1. Vapenval







Hängt vapen	Önskat Vapenval	VAPENINSTÄLLARPANEL P212		VAPENPANEL P106			
RB 04	RB 04	UTAN	—	04/15	SERIE/IMPULS	GRUPP/ENKEL	ATTACK
RB 15	RB 15	MED	VÄ/HÖ	04/15	—	VALB/STD	ATTACK
RB 75	RB 75	MED	VÄ/HÖ	05/75 alt AKAN/05/75	—	—	RB 75
RB 75T	RB 75	MED	VÄ/HÖ	05/75 alt AKAN/05/75	—	—	RB 75
RB 75 SIM	RB 75	MED	VÄ/HÖ	05/75 alt AKAN/05/75	—	—	RB 75
RB 05	RB 05	UTAN	VÄ/HÖ	05/75 alt AKAN/05/75	—	—	SJÖ/LUFT/ MARK
RB 24	RB 24	—	—	—	—	—	IR–RB
RB 24J	RB 24J	—	—	—	—	—	IR–RB
RB 74	RB 74	—	—	—	—	—	IR–RB
BOMB-KAPSEL	RB 04	MED	VÄ/HÖ	—	—	—	ATTACK
BOMB	BOMB	MED/ UTAN	—	BOMB	SERIE/IMPULS	—	PLAN, DYK, RR
LYSBOMB	LYS-BOMB	—	—	LYSB	—	—	ATTACK
AKAN	AKAN	—	—	AKAN	—	—	AKAN JAKT/ ATTACK
AKAN	AKAN	—	—	AKAN alt AKAN/05/75	—	—	AKAN JAKT/ ATTACK
ARAK	ARAK	MED/ UTAN	—	ARAK	SERIE/IMPULS	—	ATTACK

Endast RB 15, BK, RB 75 och RB 24/24J/74 presenteras vid vapenval på dataindikatorn enl Avsnitt Balkstatus.

1.2.3 Balkval, framstegning

För val av balk används informationen från manöverorganen (V/H–omkopplaren, IR–RB FRAMSTEGN, osäkring och avfyring).

Framstegning till nästa balk sker vid intryckning av knapp IR–RB FRAMSTEGN i säkrat läge eller vid säkring efter avfyring.

Balkvalsfunktionen väljer en eller flera balkar (för bomber) som AKTIVA, VALDA balkar, som står i tur att avfyras. Det är endast till dessa som signalerna för osäkring, avfyring och fällning matas.

Omkopplaren 1:A VAL VÄ/HÖ gäller för hängda RB 05, RB 15, BK och RB 75.

Knappen IR–RB FRAMSTEGN gäller för hängda IRRB, RB 15, BK och RB 75.

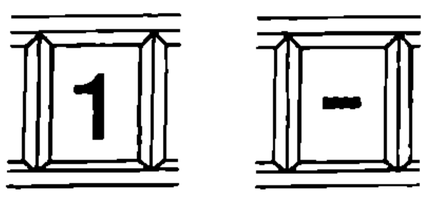
Vid felaktig vapeninställning kan ingen balk väljas och ingen vapenleverans göras.

Framstegningen sker vapenvis och ordningen är alltid
R7V → R7H → V7V → V7H → S7V → S7H (→ R7V → ....).

Ett initiellt balkval sker alltid vid:

- spänningstillslag i skede BER
- manövrering av vapenväljaren
- manövrering av lastväljaren
- nytt vapenval
- rotation
- identifieringsfasen avslutad.

Det initiella balkvalet är en simulerad framstegning från balk S7H till R7V, eller för RB 75, RB 15 och BOMBKAPSELN från balk V7V till V7H om V/H–omkopplaren står i läge H. Denna framstegning förutsätter att balkarna och vapnen enligt vapenvalet är OK. Vid fel i vapen eller balk fortsätter framstegningen i ovan angivna framstegningsordning.



Blink

Vald balk markeras genom att tecknet i motsvarande position i dataindikatorn blinkar ("1" betyder OK och "—" betyder FEL). Denna presentation erhålls med IN/UT–omkopplaren i läge UT och dataväljaren i annat läge än ID–NR i följande situationer:

- Dataväljaren i läge TAKT.
- Knappen FRAMSTEGNING har tryckts in.
- Vid osäkring.
- Vapenstatus har försämrats ("FÄLLD LAST" blinkar).

Indikeringen FÄLLD LAST tänds med fast sken vid separation efter avfyring. Lampan släcks vid säkring. Gäller för RB 04, RB 15 och bomber.

Blinkande FÄLLD LAST–indikering erhålls vid:

- försämrad vapenstatus
- utebliven separation efter avfyring. Gäller RB 04, RB 15, BK, RB 24/24J/74 och RB 75
- utebliven separation efter nödfällning. Gäller samtliga vapen utom RB 24/24J i 24–lavett

- Kvarhängande RB 04, BK, bomber och RB 15–lavett vid övergång till skede SPA samt RB 15 vid övergång till skede LAND. Lampan släcks vid osäkring men blinkar på nytt vid säkring om skede SPA kvarstår.

Lampan släcks vid kvittering.

2 Akan

Flygplan AJS37 kan, för anfall mot mark– sjö– eller luftmål, medföra 2 akankapslar vardera utrustade med en 30 mm akan m/55. Akankapslarna hängs i balkarna V7.

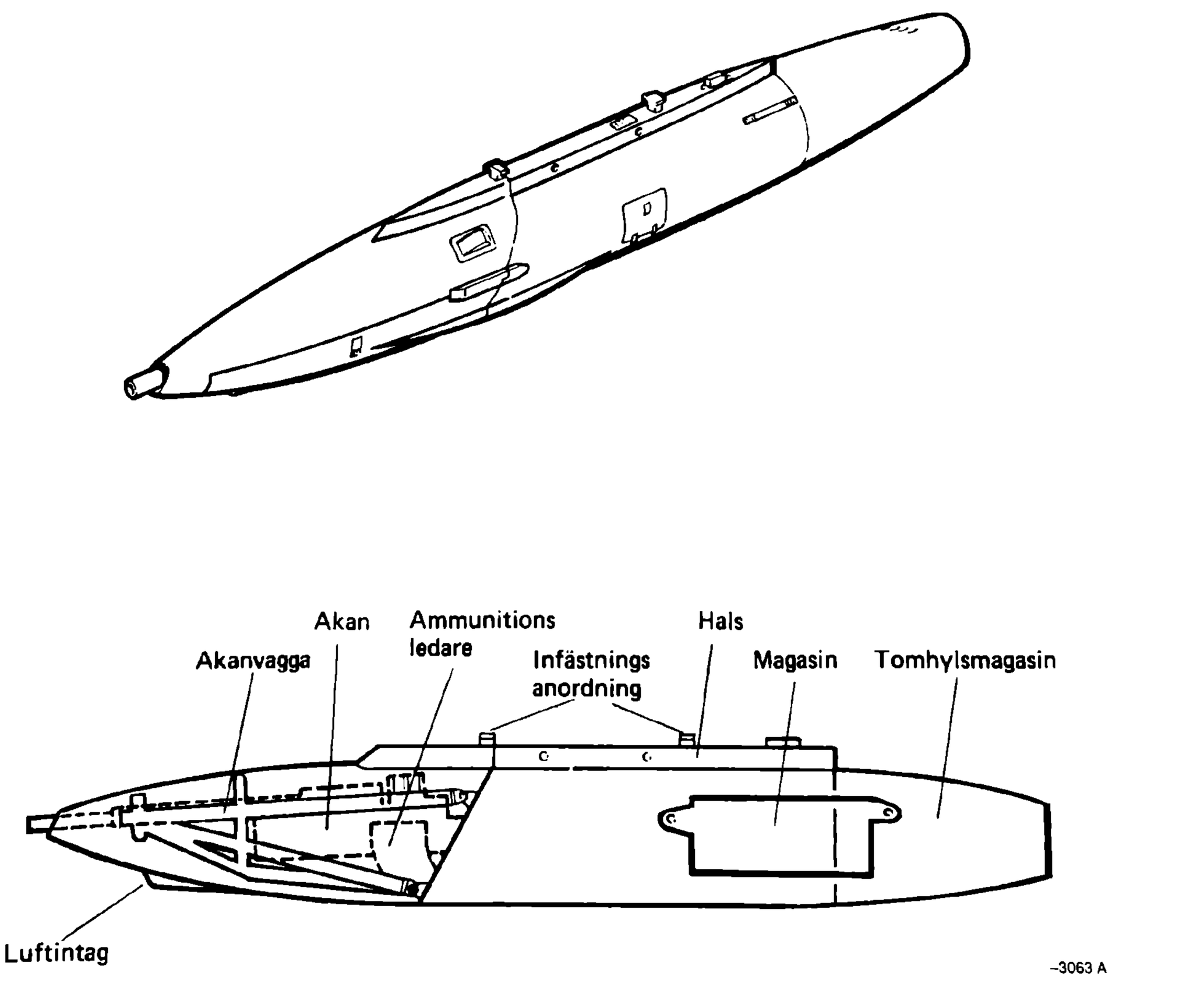


Bild 5. Akankapsel

2.1 Akankapsel

Akankapseln, se Bild 5, består i huvudsak av vapen, magasin, tomhylsmagasin, länkmagasin, kraftenhet, vädringsventil samt anordning för infästning till beväpningsbalken.

Vapnet, 30 mm akan m/55 som arbetar enligt "revolverprincipen", är infäst i en vagga i kapseln och matas med länkbandad ammunition från ett ammunitionsmagasin. Eldhastigheten är ca 23 skott/s.

Magasinet är placerat i kapselns centrum och rymmer 118 patroner. En ammunitionsledare som förbinder magasin och vapen rymmer 32 patroner, varför vapnet kan laddas med totalt 150 patroner.

Tomhylsmagasinet är placerat i kapselns bakre del och har till uppgift att samla upp de tomma hylsorna efter avfyring.

Länkmagasinet som är placerat i kapselns centrala del, samlar upp ammunitionsbandets länkar.

Kraftenheten har till uppgift att omvandla flygplannätets växelspänning till en likspänning, vilken därefter används som tändspänning för patronernas elkrutpatroner.

Vädringsventilen är elstyrd och manövrerar en lucka som släpper in rammluft för utvädring av krutgaserna i kapseln.

Infästningsanordningen utgörs av två T–formade fästelement som anbringas i beväpningsbalken.

Halsen innehåller en speciell rekyldämpningsanordning för att minska påkänningarna på beväpningsbalkarnas infästningar och flygplanet vid skjutning.

2.2 Avfyringskretsar

Båda vapnen avfyras samtidigt när avtryckaren på styrspaken efter osäkring trycks in, under förutsättning att:

- vapenväljaren står i ett av AKAN–lägena
- J/A–väljaren står i läge AKAN JAKT eller ATTACK
- lastväljaren står i läge OPERATIV
- nosstället är utfjädrat och att nosställsluckorna är infällda
- flygplanet befinner sig i luften och att farten har överstigit M 0,35
- CK/MPE är OK.

2.3 Nödfällning

Akankapslarna kan nödfällas genom att tryckströmställaren NÖDF på vapenpanelen trycks in. För att fällning ska inträffa erfordras dock att nosstället är i utfjädrat läge och att flygplanets fart överstigit M 0,35. Om kapslarna inte lämnar flygplanet efter fällimpuls tänds lampan FÄLLD LAST i förarrummet med blinkande sken. Lampan släcks genom intryckning av huvudvarningens kvitteringsknapp.

2.4 Vapenval

Av nedanstående tabeller framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med akan.

Tabell 2.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	ATTACK	Markmål
	AKAN JAKT	Luftmål
SIKTNINGSVÄLJARE	Aktuell spännvidd	Luftmål
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1	1 akan + 1 IRRB
	2	2 akan + 1 IRRB
	3 — 4	2 akan + 2 RB 05
VAPENVÄLJARE	IRRB/AKAN	
	IRRB/AKAN/05/75	RB 05 som blandalt
SÅK AVST	STORT	200 m
	MEDEL	200 m
	LITET	120 m
LASTVÄLJARE	OPERATIV	30 mm
	ÖVNING	12,7 mm
	BLIND	Blindammunition (30 mm)
NOSVINGEKLAFF	AKAN	
	ARAK	
	KA/KB	

2.1 Akankapsel

Akankapseln, se Bild 5, består i huvudsak av vapen, magasin, tomhylsmagasin, länkmagasin, kraftenhet, vädringsventil samt anordning för infästning till beväpningsbalken.

Vapnet, 30 mm akan m/55 som arbetar enligt "revolverprincipen", är infäst i en vagga i kapseln och matas med länkbandad ammunition från ett ammunitionsmagasin. Eldhastigheten är ca 23 skott/s.

Magasinet är placerat i kapselns centrum och rymmer 118 patroner. En ammunitionsledare som förbinder magasin och vapen rymmer 32 patroner, varför vapnet kan laddas med totalt 150 patroner.

Tomhylsmagasinet är placerat i kapselns bakre del och har till uppgift att samla upp de tomma hylsorna efter avfyring.

Länkmagasinet som är placerat i kapselns centrala del, samlar upp ammunitionsbandets länkar.

Kraftenheten har till uppgift att omvandla flygplannätets växelspänning till en likspänning, vilken därefter används som tändspänning för patronernas elkrutpatroner.

Vädringsventilen är elstyrd och manövrerar en lucka som släpper in rammluft för utvädring av krutgaserna i kapseln.

Infästningsanordningen utgörs av två T–formade fästelement som anbringas i beväpningsbalken.

Halsen innehåller en speciell rekyldämpningsanordning för att minska påkänningarna på beväpningsbalkarnas infästningar och flygplanet vid skjutning.

2.2 Avfyringskretsar

Båda vapnen avfyras samtidigt när avtryckaren på styrspaken efter osäkring trycks in, under förutsättning att:

- vapenväljaren står i ett av AKAN–lägena
- J/A–väljaren står i läge AKAN JAKT eller ATTACK
- lastväljaren står i läge OPERATIV
- nosstället är utfjädrat och att nosställsluckorna är infällda
- flygplanet befinner sig i luften och att farten har överstigit M 0,35
- CK/MPE är OK.

2.3 Nödfällning

Akankapslarna kan nödfällas genom att tryckströmställaren NÖDF på vapenpanelen trycks in. För att fällning ska inträffa erfordras dock att nosstället är i utfjädrat läge och att flygplanets fart överstigit M 0,35. Om kapslarna inte lämnar flygplanet efter fällimpuls tänds lampan FÄLLD LAST i förarrummet med blinkande sken. Lampan släcks genom intryckning av huvudvarningens kvitteringsknapp.

2.4 Vapenval

Av nedanstående tabeller framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med akan.

Tabell 2.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	ATTACK	Markmål
	AKAN JAKT	Luftmål
SIKTNINGSVÄLJARE	Aktuell spännvidd	Luftmål
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1	1 akan + 1 IRRB
	2	2 akan + 1 IRRB
	3 — 4	2 akan + 2 RB 05
VAPENVÄLJARE	IRRB/AKAN	
	IRRB/AKAN/05/75	RB 05 som blandalt
SÄK AVST	STORT	200 m
	MEDEL	200 m
	LITET	120 m
LASTVÄLJARE	OPERATIV	30 mm
	ÖVNING	12,7 mm
	BLIND	Blindammunition (30 mm)
NOSVINGEKLAFF	AKAN	
	ARAK	
	KA/KB	

2.1 Akankapsel

Akankapseln, se Bild 5, består i huvudsak av vapen, magasin, tomhylsmagasin, länkmagasin, kraftenhet, vädringsventil samt anordning för infästning till beväpningsbalken.

Vapnet, 30 mm akan m/55 som arbetar enligt "revolverprincipen", är infäst i en vagga i kapseln och matas med länkbandad ammunition från ett ammunitionsmagasin. Eldhastigheten är ca 23 skott/s.

Magasinet är placerat i kapselns centrum och rymmer 118 patroner. En ammunitionsledare som förbinder magasin och vapen rymmer 32 patroner, varför vapnet kan laddas med totalt 150 patroner.

Tomhylsmagasinet är placerat i kapselns bakre del och har till uppgift att samla upp de tomma hylsorna efter avfyring.

Länkmagasinet som är placerat i kapselns centrala del, samlar upp ammunitionsbandets länkar.

Kraftenheten har till uppgift att omvandla flygplannätets växelspänning till en likspänning, vilken därefter används som tändspänning för patronernas elkrutpatroner.

Vädringsventilen är elstyrd och manövrerar en lucka som släpper in rammluft för utvädring av krutgaserna i kapseln.

Infästningsanordningen utgörs av två T–formade fästelement som anbringas i beväpningsbalken.

Halsen innehåller en speciell rekyldämpningsanordning för att minska påkänningarna på beväpningsbalkarnas infästningar och flygplanet vid skjutning.

2.2 Avfyringskretsar

Båda vapnen avfyras samtidigt när avtryckaren på styrspaken efter osäkring trycks in, under förutsättning att:

- vapenväljaren står i ett av AKAN–lägena
- J/A–väljaren står i läge AKAN JAKT eller ATTACK
- lastväljaren står i läge OPERATIV
- nosstället är utfjädrat och att nosställsluckorna är infällda
- flygplanet befinner sig i luften och att farten har överstigit M 0,35
- CK/MPE är OK.

2.3 Nödfällning

Akankapslarna kan nödfällas genom att tryckströmställaren NÖDF på vapenpanelen trycks in. För att fällning ska inträffa erfordras dock att nosstället är i utfjädrat läge och att flygplanets fart överstigit M 0,35. Om kapslarna inte lämnar flygplanet efter fällimpuls tänds lampan FÄLLD LAST i förarrummet med blinkande sken. Lampan släcks genom intryckning av huvudvarningens kvitteringsknapp.

2.4 Vapenval

Av nedanstående tabeller framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med akan.

Tabell 2.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	ATTACK	Markmål
	AKAN JAKT	Luftmål
SIKTNINGSVÄLJARE	Aktuell spännvidd	Luftmål
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1	1 akan + 1 IRRB
	2	2 akan + 1 IRRB
	3 — 4	2 akan + 2 RB 05
VAPENVÄLJARE	IRRB/AKAN	
	IRRB/AKAN/05/75	RB 05 som blandalt
SÄK AVST	STORT	200 m
	MEDEL	200 m
	LITET	120 m
LASTVÄLJARE	OPERATIV	30 mm
	ÖVNING	12,7 mm
	BLIND	Blindammunition (30 mm)
NOSVINGEKLAFF	AKAN	
	ARAK	
	KA/KB	

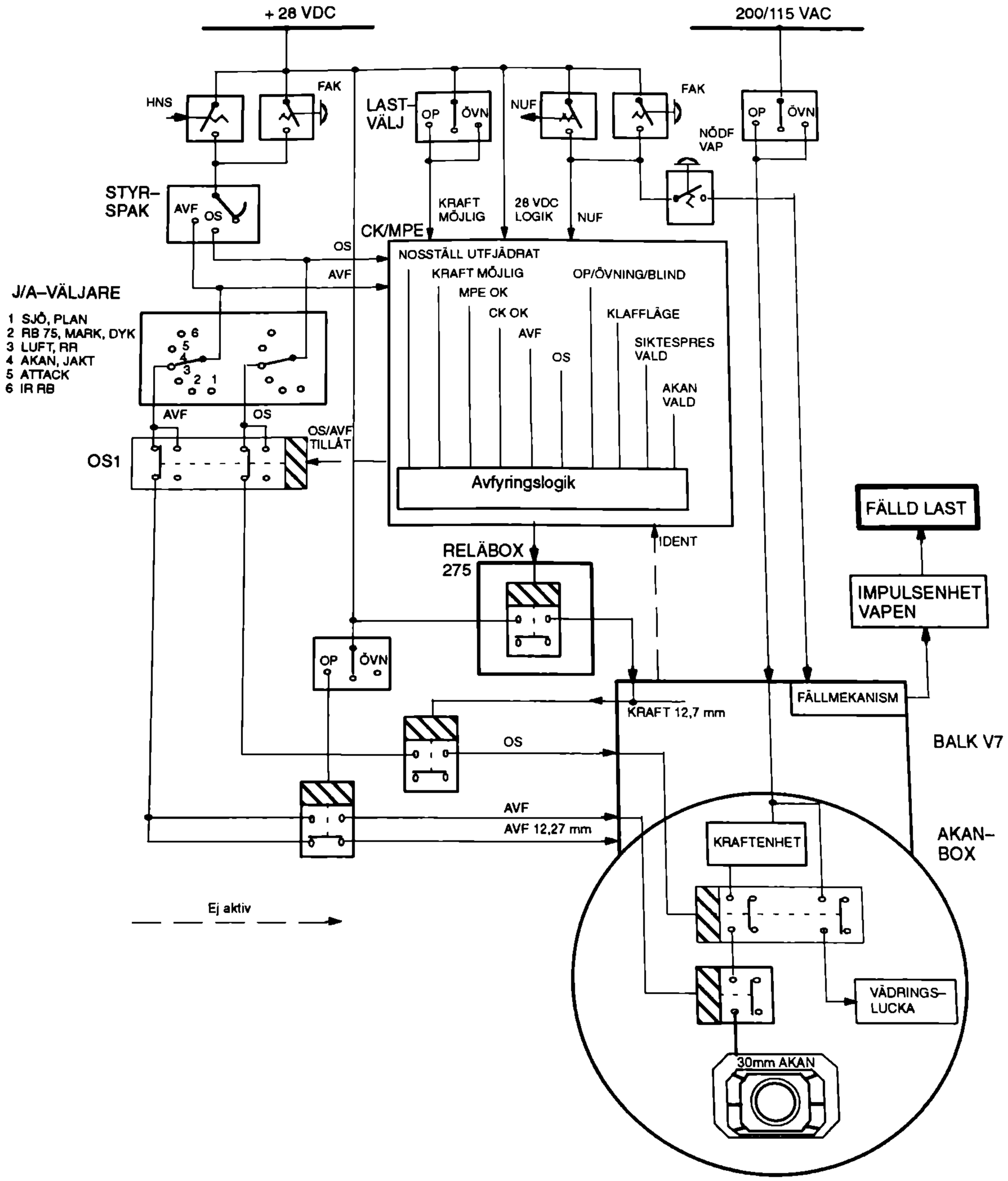


Bild 6. Elkretsar akan, principschema

3 Attackraketer

Flygplanet kan för anfall mot mark– eller sjömål, utrustas med fyra raketkapslar m/70, vardera innehållande sex 13,5 cm attackraketer m/70 med eller utan zonrör. Raketkapslarna hängs i balkarna S7 och V7.

3.1 Raketkapsel

Raketkapseln innehåller mekaniska och elektriska anordningar för avfyring av raketerna.

Kapseln består av fyra huvuddelar, se Bild 7, nosdel, mittdel, hals och stjärtdel.

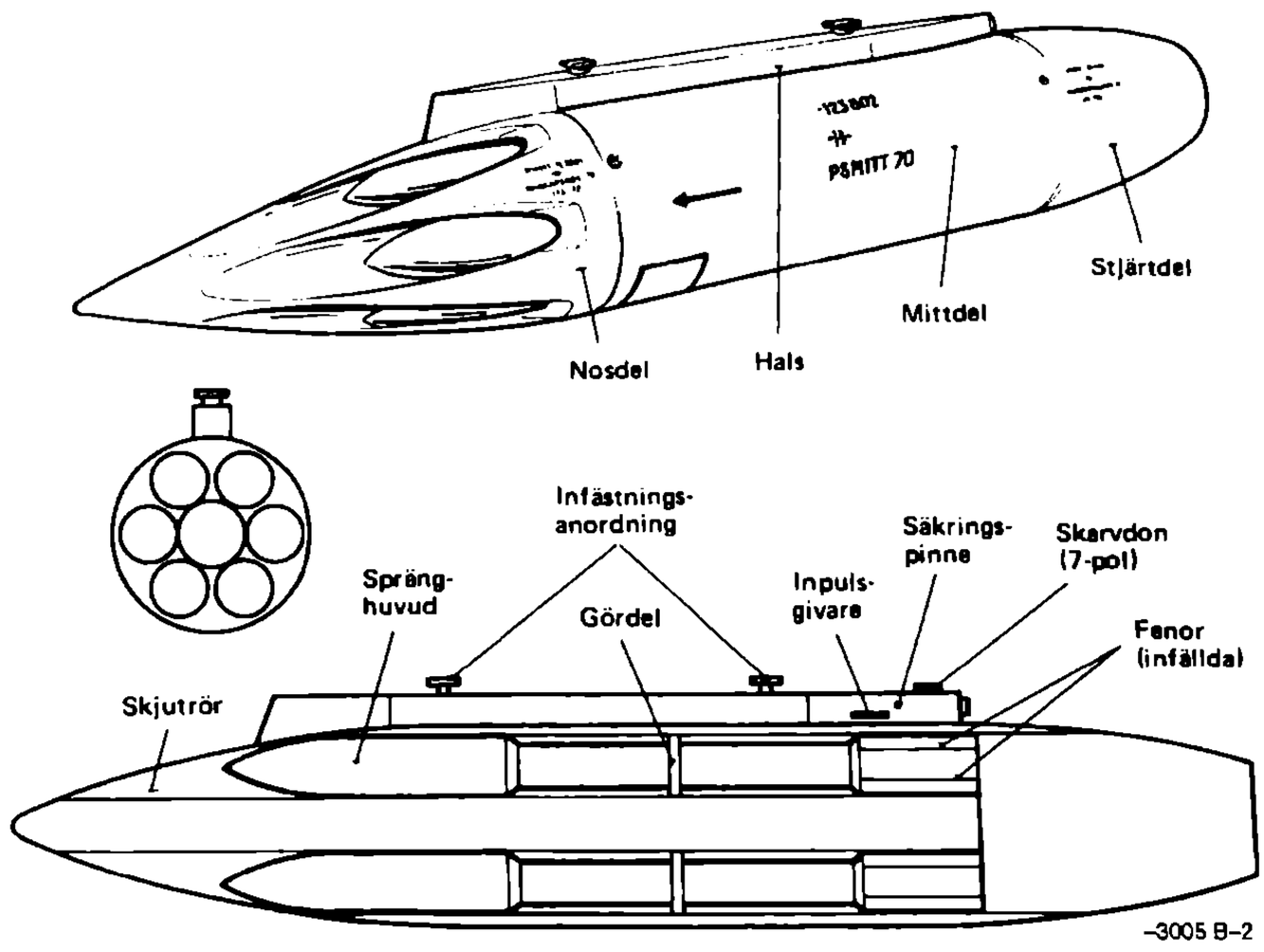


Bild 7. Attackraketkapsel

Nosdelen är försedd med mynningshål för raketerna och är utformad för att göra minsta möjliga luftmotstånd.

Mittdelen, som utgör infästning för kapselns övriga huvuddelar, består i huvudsak av de sex skjutrören för raketerna.

Halsen är försedd med anordningar för infästning till bväpningsbalken samt med en marksäkringsanordning för raketkapseln. Dessutom inrymmer halsen en impulsenhet som vid avfyring ger impulser till raketerna så att dessa avfyras i serie.

Stjärtdelen omsluter skjutrörens bakre del och utgör gemensam utloppsdel för raketernas krutgaser.

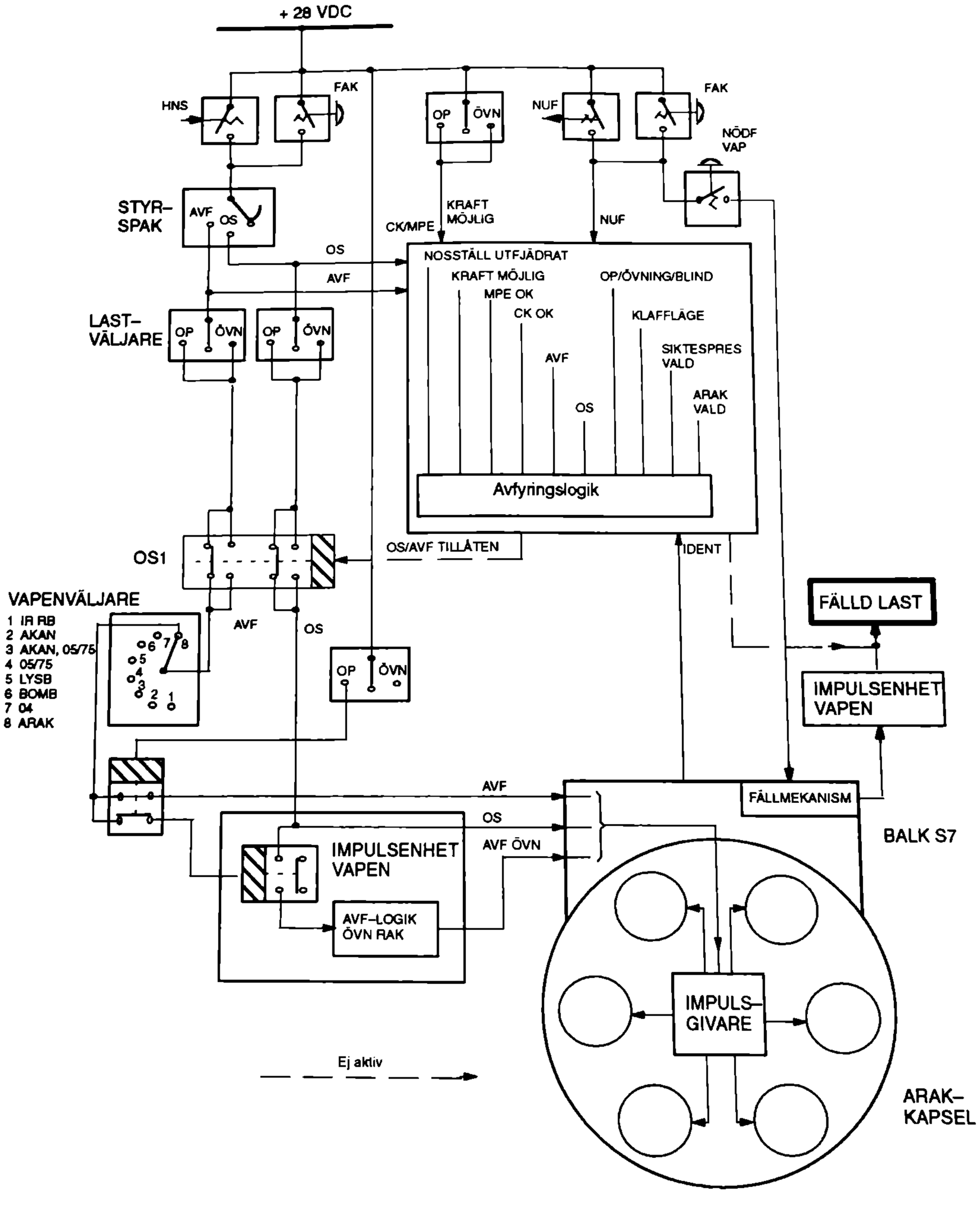


Bild 8. Elkretsar arak/örak, principschema

4 Bomber

Flygplanet kan utrustas med fyra bomblavetter m/71. Lavetterna, som hängs i balkarna V7 och S7, är konstruerade för parvis tandemupphängning av fyra bomber i var sin fällmekanism.

Lavett m/71 är avsedd för 80 kg lysbomb m/71, 120 kg sprängbomb m/71 eller 15 kg övningsbomb m/71.

4.1 Sprängbomb m/71

Sprängbomb (sb) m/71 är en splitterbomb. Bombkroppen består av en främre och en bakre splittergivande del samt en stjärtdel.

I bombkroppen finns ett centralrör med plats för zonrör eller anslagsrör. I stjärtdelen monteras bromsfallskärm eller zonrör m/61.

Sprängbomb m/71 kan apteras med zonrör zonar m/71 och bromsfallskärm bfask m/61, se Bild 9. Andra apteringsalternativ är anslagsröret öhksar m/61 med bfask m/61 eller öhksar m/61 med zonrör m/61.

Bomben armeras automatiskt 4 — 5 s efter fällning. I de fall bomben är försedd med bromsfallskärm utlöses denna ca 0,8 s efter fällning.

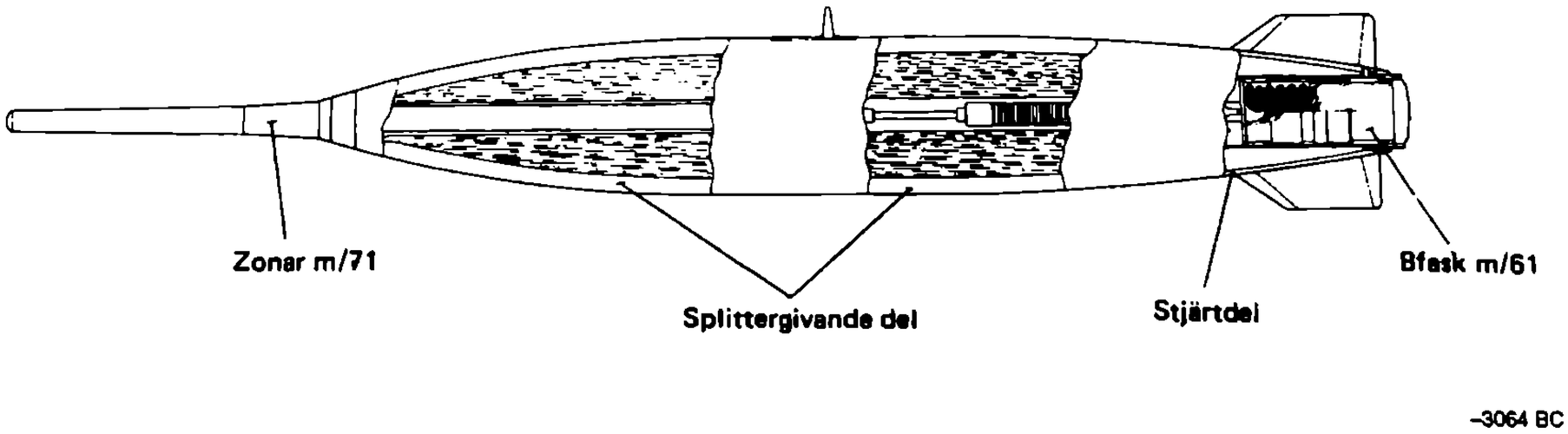


Bild 9. Sprängbomb m/71

4.2 Lysbomb m/71

Lysbomb (lysb) m/71 är avsedd för belysning av målområden vid flyganfall eller flygspaning under mörker. Lysbomben består av en spets, en cylinder med lyssatskropp, ett tändrör, och en bakre mantel med fallskärmar, se Bild 10.

Bomben armeras automatiskt 0,5 s efter fällning. Samtidigt startas det urverk, som ger tempereringstiden. När tempereringstiden (2,5 — 28 s) är slut initieras en pentylstubin som pressar ut den bromsring, som finns i bakre mantelns framkant. Av fartvinden rycks därvid manteln loss från bomben och drar med sig den lilla bromsfallskärmen. Vid tempereringstidens slut initieras även en fördröjning, som efter 4,5 s spränger loss bärstropparna för den lilla skärmen. Den lilla skärmen drar därvid ut den stora fallskärmen.

Efter fördröjningen på 4,5 s initieras även en anfyringsdosa i lyskroppens främre del. Dosan spränger bort bombens spets och antänder lyssatskroppen.

Lysbombens fallhastighet med den stora fallskärmen är ca 4 m/s.

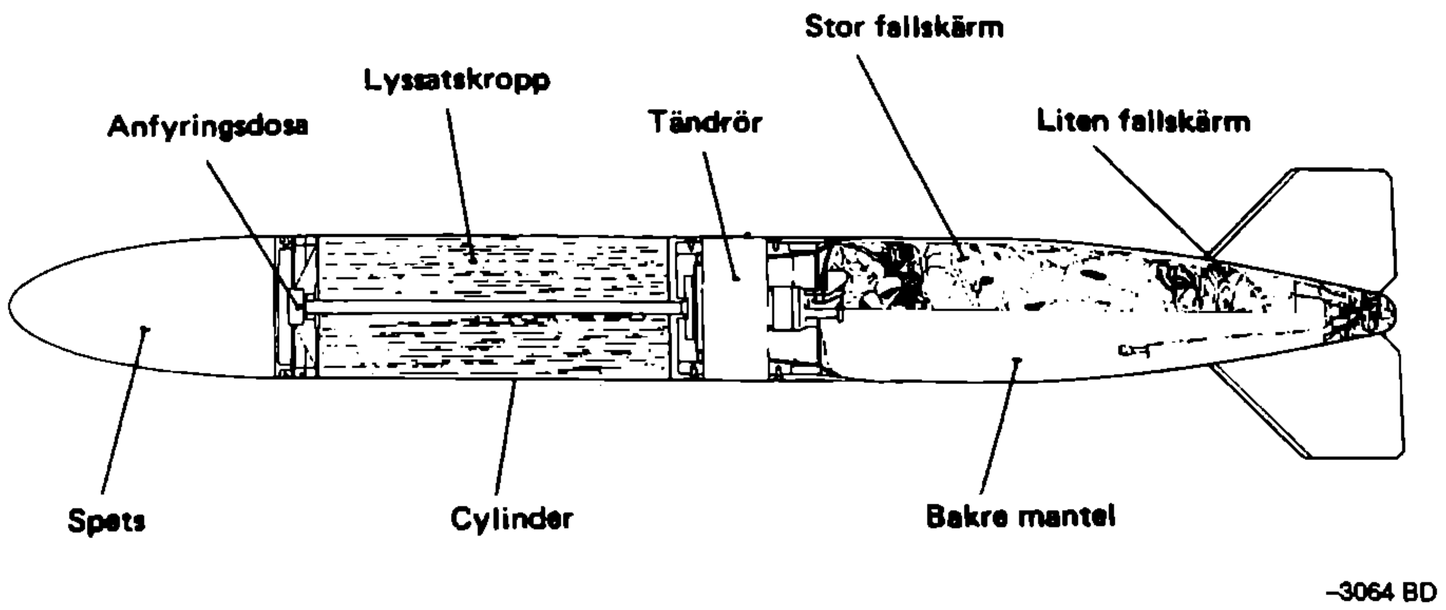


Bild 10. Lysbomb m/71

4.3 Lavett m/71

Lavetten, se Bild 11, är utförd som en bärande skalkonstruktion.

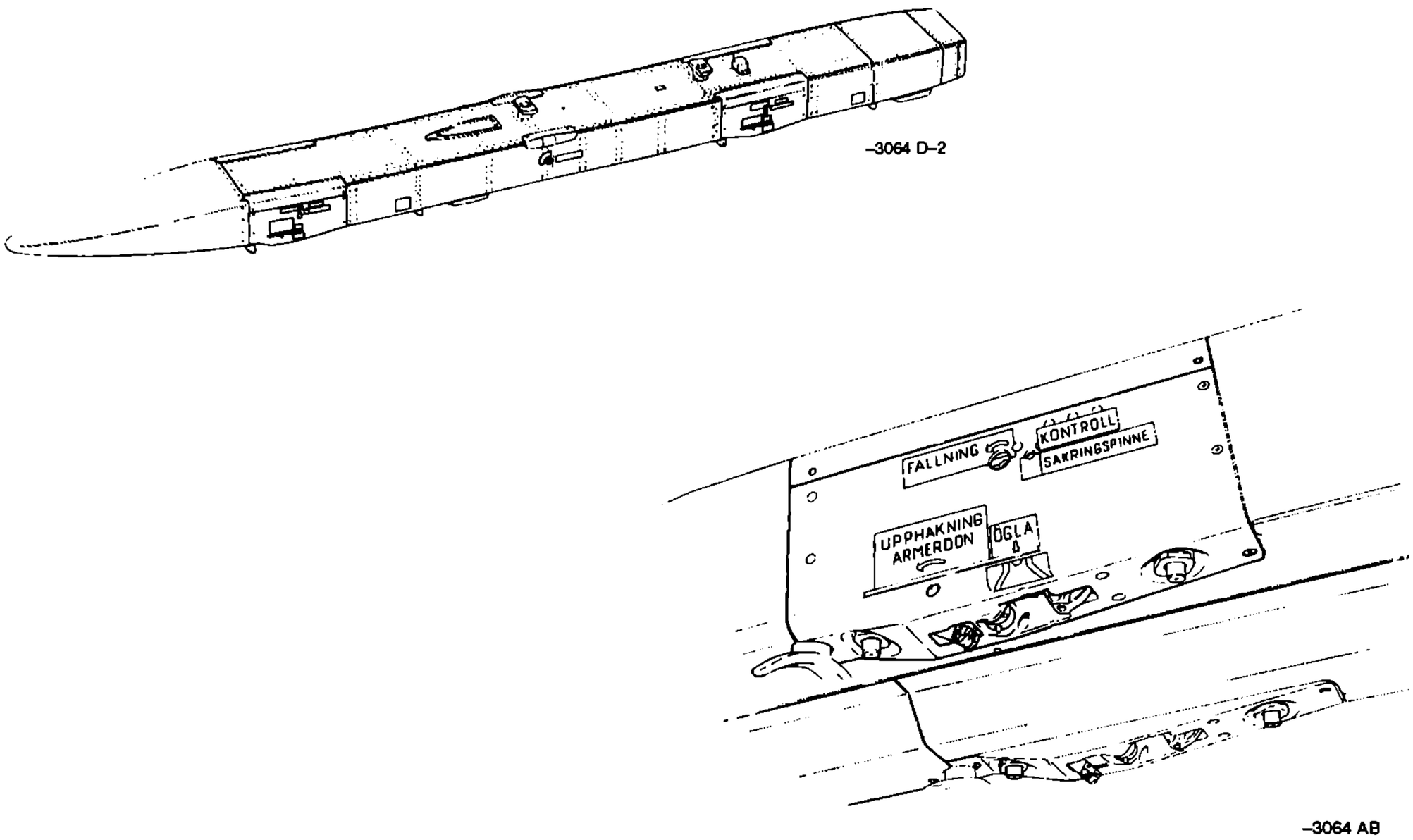


Bild 11. Bomblavett m/71

I lavetten ingår fyra fällmekanismer. Fällmekanismen är en krutdriven enkroksmekanism med två pistonger för positiv separation. Vid fällning frigör gastrycket från en krutladdning den krok som bomben är hängd i. Gastrycket påverkar samtidigt kolvar, som därvid pressar bomben från lavetten.

4.4 Fällningskretsar

Spänningen 115 V 400 Hz till lavettens kraftenhet matas, liksom +28 V för nollställning av fällningslogiken, till lavetten via reläbox 275.

Nollställningen av fällningslogiken sker när nosstället fjädrar ut och nosställsluckan är öppen (rotation).

Växelspänningen 115 V kopplas till kraftenheten om lastval OP/ÖVN gjorts och efter att flygplanet roterat och farten överstigit M 0,35 vid något tillfälle samt att villkoret MPE OK finns.

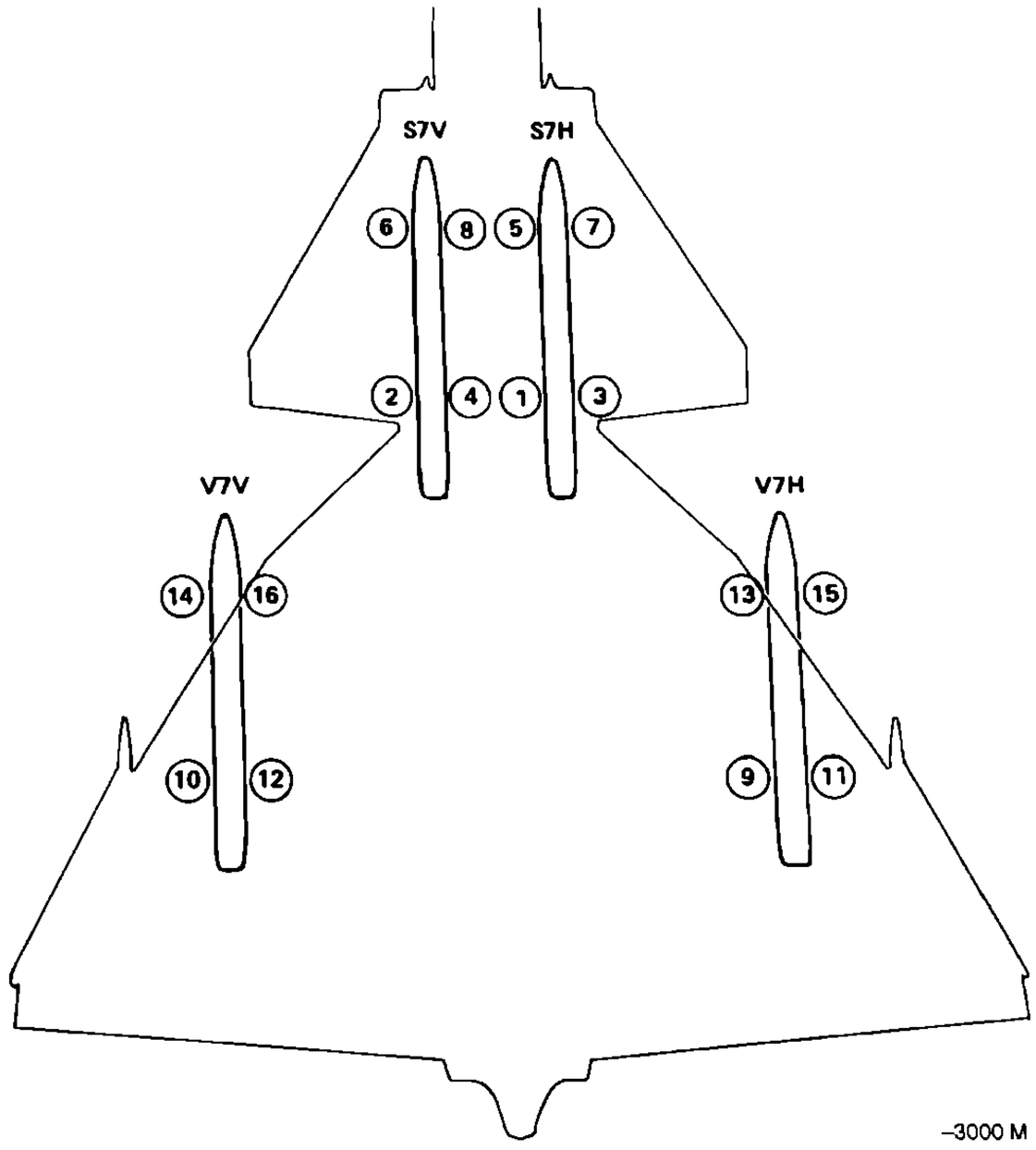


Bild 12. Fällningsföljd bomber

Bombintervallet beräknas och styrs av CK och bestäms av fällningsmod och flygfall.

Varje bomb armeras i samband med fällning. När datorn gett samtliga bomber fällkommando indikeras detta med lampan FÄLLD LAST som tänds med fast sken. Indikeringen upphör vid säkring.

Vid övergång till skede SPA kommer lampan FÄLLD LAST att tändas med blinkande sken om någon bomb hänger kvar i någon lavett.

4.4.1 Fällningsmoder

Efter målinmätning med hjälp av radar eller genom optisk målinmätning efter målinformation från navsystemet ger datorn fällkommando efter att föraren avfyrat. De olika bombfällningsmoderna definieras i Tabell 4.

Tabell 4. Fällningsmoder

Jakt/attackväljare	Skedesväljare	MED/UTAN	Mod
DYK	ANF		Precisionsfällning
	NAV		Snabbfällning
PLAN	ANF		Planfällning
	NAV	UTAN	Direktfällning (NAV)
		MED	Direktfällning (CCIP)
RR	ANF	ANF	Radarfällning
	NAV	NAV	Navfällning (Tossfällning)
ATTACK	ANF	ANF	Lysbombfällning
	NAV	NAV	Lysbombfällning

4.4.2 Nödfällning

Nödfällning sker i två steg varvid två diagonalt placerade bomber från varje lavett fälls samtidigt. Vid nödfällning armeras inte bomberna.

Om någon/några bomber inte lämnar lavetten tänds lampan FÄLLD LAST med blinkande sken. Lampan släcks genom intryckning av huvudvarningens kvitteringsknapp.

4.5 Vapenval

Av nedanstående tabell framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med bomber.

Tabell 5.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	BOMB/PLAN	Planfanfall/Direktanfall
	BOMB/DYK	Dykanfall
	BOMB/RR	Radaranfall/Navanfall
	ATTACK	Lysbombanfall
SIKTNINGSVÄLJARE	LYSBOMB	VÄ/RAKT/HÖ
	BOMBINT	10/15/20/25/ 30/40/50/60
FÄLLSÄTTSOMKOPPLARE	SERIE	Fällning av två resp en övningsbomb
	IMPULS	

Tabell 5. (Forts)

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Höger apparatrum		
VAPENVÄLJARE	LYSBOMB	
	BOMB	
LASTVÄLJARE	OPERATIV	120 kg sb/LYSB
	ÖVNING	15 kg övningsbomb
	BLIND	
Strömställare MED/UTAN	MED	
	UTAN	
SÄK AVST	STORT	600 m
	MEDEL	400 m
	LITET	200 m
NOSVINGEKLAFF	ÖVRIGA	

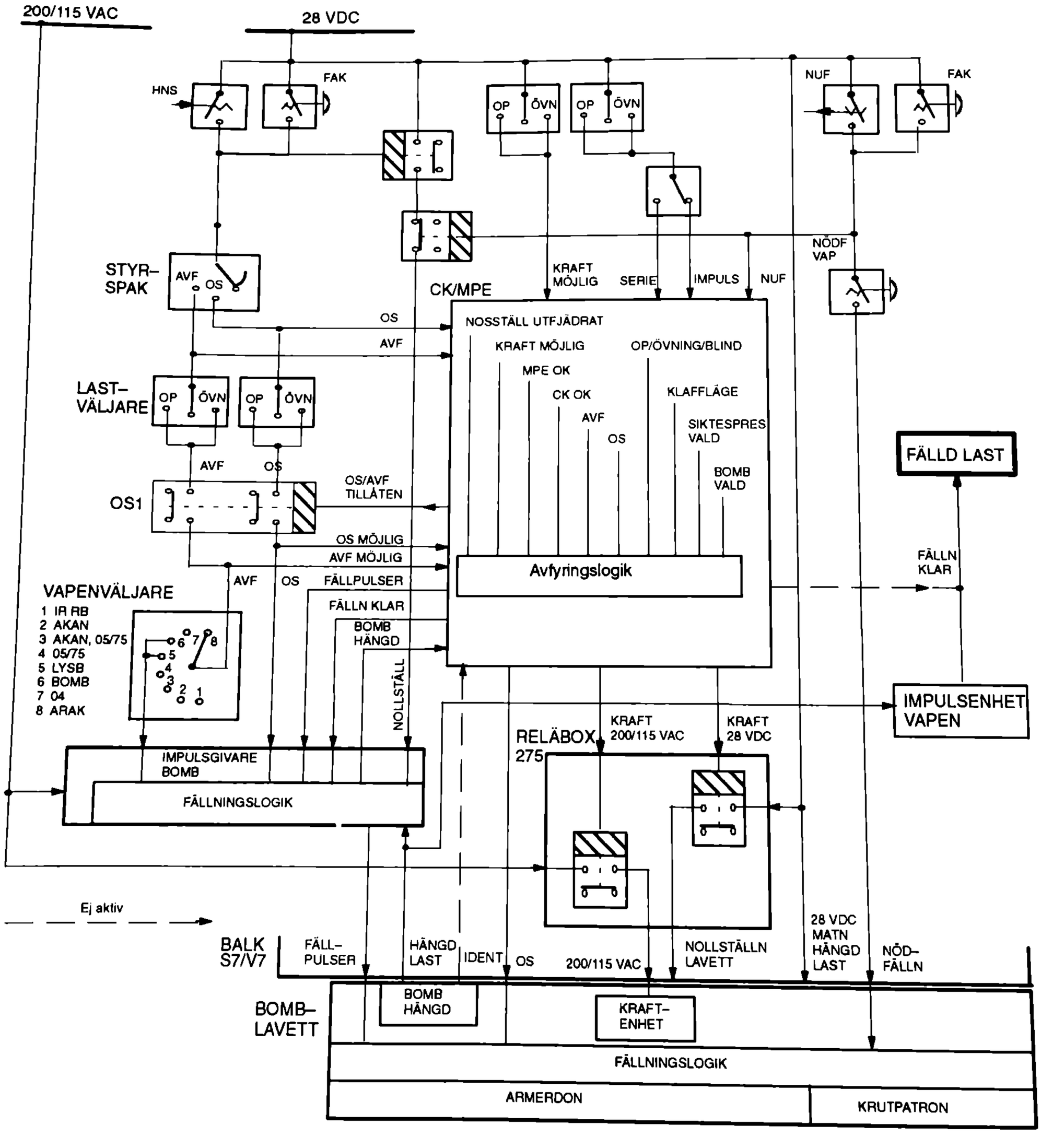


Bild 13. Elkretsar bomber, principschema

5 Robot 05A

Robot 05, se Bild 14, är en vätskeraketdriven kommandostyrd attackrobot, huvudsakligen avsedd att användas mot sjö– och markmål, men som även kan användas mot långsamt flygande luftmål. Flygplanet kan medföra två robotar placerade i balkarna S7. Styrningen av roboten sker manuellt enligt kollimationsstyrningsprincipen.

För utförligare beskrivning hänvisas till APPARATBESKRIVNING ROBOT 05A M7773–420720.

Roboten består av fyra delar: nos, framkropp, motor, 4 vingar och bakkropp.

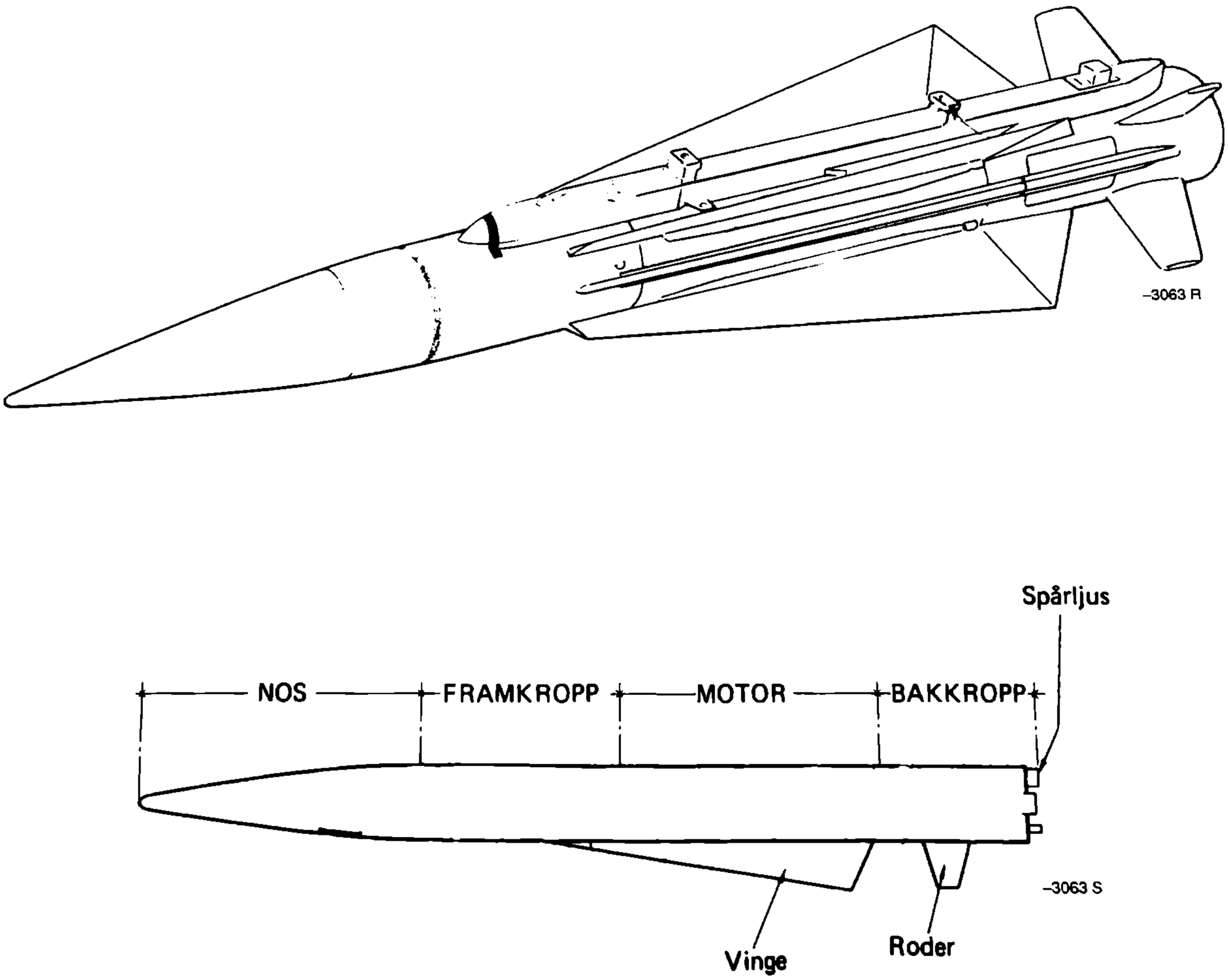


Bild 14. Robot 05

Nosen innehåller huvudsakligen ett zonrör och två anslagskontakter.

Framkroppen innehåller bland annat laddning, tändrör, accelerometer, transportsäkring och bansäkring.

Motorn är försedd med klackar och hål för vinginfästningen samt med fästen för lavetten.

Bakkroppen innehåller batteri, elcentral, styrautomat och kommandomottagare med antenner. Styrautomaten består av gyro, förstärkare och servodel med roder. På robotens akterspegel finns två hållare för spårljus.

5.1 Styrsystem

Styrsystemet, se Bild 15, delas upp i en flygplanburen och en robotburen del.

I den flygplanburna delen ingår

- Spakenhet
- Kodenhet
- Sändarenhet
- Antennenhet

I den robotburna delen ingår

- Kommandomottagare med antenner
- Styrautomat
- Roder
- Spårljus

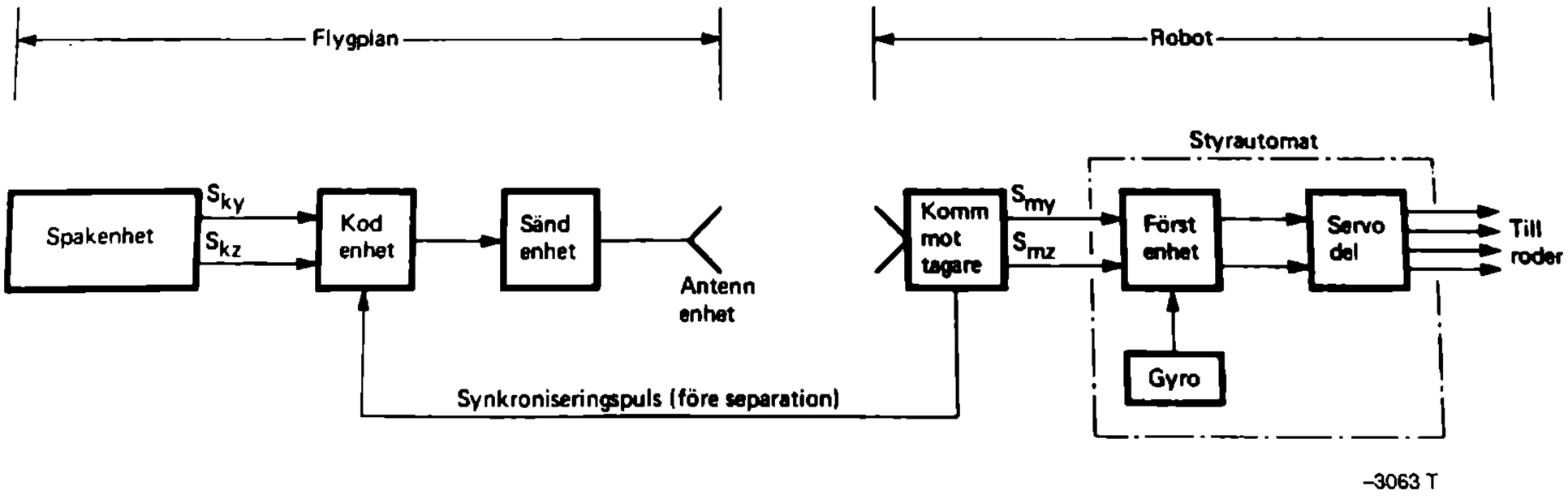


Bild 15. Styrsystem robot 05, principschema

Spakenheten omvandlar robotstyrarens spakkommandon till elektriska styrsignaler S_{ky} och S_{kz} som i kodenheten flitreras och omvandlas till ett binärkodat pulståg.

Triggpulserna från kodenheten omvandlas i sändarenheten till mikrovågspulser med hög effekt. Från antennenheten överförs mikrovågspulserna till kommandomottagarens antenner.

I kommandomottagaren avkodas pulståget och återbildas till elektriska styrsignaler S_{my} och S_{mz}. Signalerna matas till styrautomaten som omsät-

ter dem till roderrörelser. Styrautomaten stabiliserar med hjälp av sitt vertikalgyro robotens rollrörelser så att den snarast efter utskjutningen bringas i ett väl definierat rolläge i förhållande till horisontalplanet. Under den första delen av friflygningen styrs roboten av ett uppkommando från en krets i styrautomaten. Uppkommandot beräknas i CK 37 utom när reservsiktesmod föreligger då uppkommandot består av ett konstant värde från CK 37. Vid CK–fel erhålls ett förvalt uppkommando när lägena AKAN / AKAN/05/75 eller 05/75 är valda på vapenväljaren. Styrsignalerna omvandlas av servodelens fyra roderservon till roderrörelser. Servona drivs med gas från två krutladdningar och styrs med elpneumatiska servoventiler (momentmotorer).

5.2 Strömförsörjning

När huvudströmställaren ställs i läge TILL inkopplas H–skena A 28 V, se Bild 16. Om lastväljaren då står i läge OPERATIV eller ÖVNING erhåller spakenheten och kodenheten matningsspänning samtidigt som förvärmning av sändarenheten påbörjas. Samtidigt sker en omkoppling i robotens zonrör så att detta anpassas för anfall mot luftmål. När J/A–väljaren står i läge SJÖ blockeras zonröret av motsvarande signal.

Om J/A–väljaren inte står i något RB 05–läge erhåller ovanstående enheter spänning från S–skena A 28 V om vapenväljaren står i något av lägen AKAN/IRRB/05/75 eller IRRB/RB 05 (samt att lastväljaren som tidigare står i läge OPERATIV eller ÖVNING). Samtidigt erhåller robotens kommandomottagare matningsspänning och indikeringssignal ges till kodenheten om viken robot som är hängd. (S–skena A 28 V blir spänningsförande vid generatorinkoppling eller när huvudströmställare står i läge TILL och strömförsörjning sker från BRAGG).

Då generator– eller BRAGG inkopplas blir även S–skena A 200 V spänningsförande varvid sändarenheten erhåller matningsspänning samtidigt som robotens gyro erhåller spänning och uppvarvningen och lodsökningen startar. Detta pågår i ca 4 minuter och under denna tid bör flygplanet inte förflyttas om säker RB 05 funktion ska kunna garanteras.

5.3 Avfyringskretsar

Vid osäkring ges, under förutsättning att J/A–väljaren står i något av lägen RB 05 SJÖ, MARK eller LUFT, impuls till kodenheten varefter denna med hänsyn till läget på omkopplaren RB 05 VAL samt indikeringssignalen från lavetten avgör vilken robot som ska avfyras. Kodenheten avger därefter impuls till vald lavett varvid spänning inkopplas till batteriet och detta aktiveras. Om endast en robot är hängd har omkopplaren RB 05 VAL ingen funktion.

Vid avfyring ges avfyringsimpuls till kodenheten. Avfyringssignalen initierar även lavettens mekanism och elektriska blockering för frigöring av roboten. Samtidigt matas drivspänning till sändarenheten.

Vid avfyringskommando från kodenheten synkroniseras, robotens kommandomottagare med kodenheten. Samtidigt får robotens styrautomat en flygfallsberoende styrsignal.

Efter en fördröjning, för att möjliggöra överföring av dessa data, tänder raketmotorn och roboten separerar från lavetten.

5.4 Vapenval

Tabell 6.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	RB 05/SJÖ RB 05/MARK RB 05/LUFT	Sjömål Markmål Luftmål
SIKTNINGSVÄLJARE	Aktuell spännvidd	Luftmål
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1 2	Balk S7H Balkarna S7
VAPENVÄLJARE	AKAN/IRRB/RB 05/75 IR–RB/RB 05/75	Akan som blandalt
RB 05/15/75 VAL	V H	Vänster robot förstaval Höger robot förstaval
LASTVÄLJARE	OPERATIV ÖVNING BLIND	RB 05 RB 05 övning (simulering) RB 05 blind RB 05 simulering
Strömställare MED/UTAN	UTAN	
RB 05	NORM	RB 05 RB 05 övning
	SIM	RB 05 simulering
NOSVINGEKLAFF	ÖVRIGA AKAN ARAK KA/KB	— Akan eller motm som blandalt

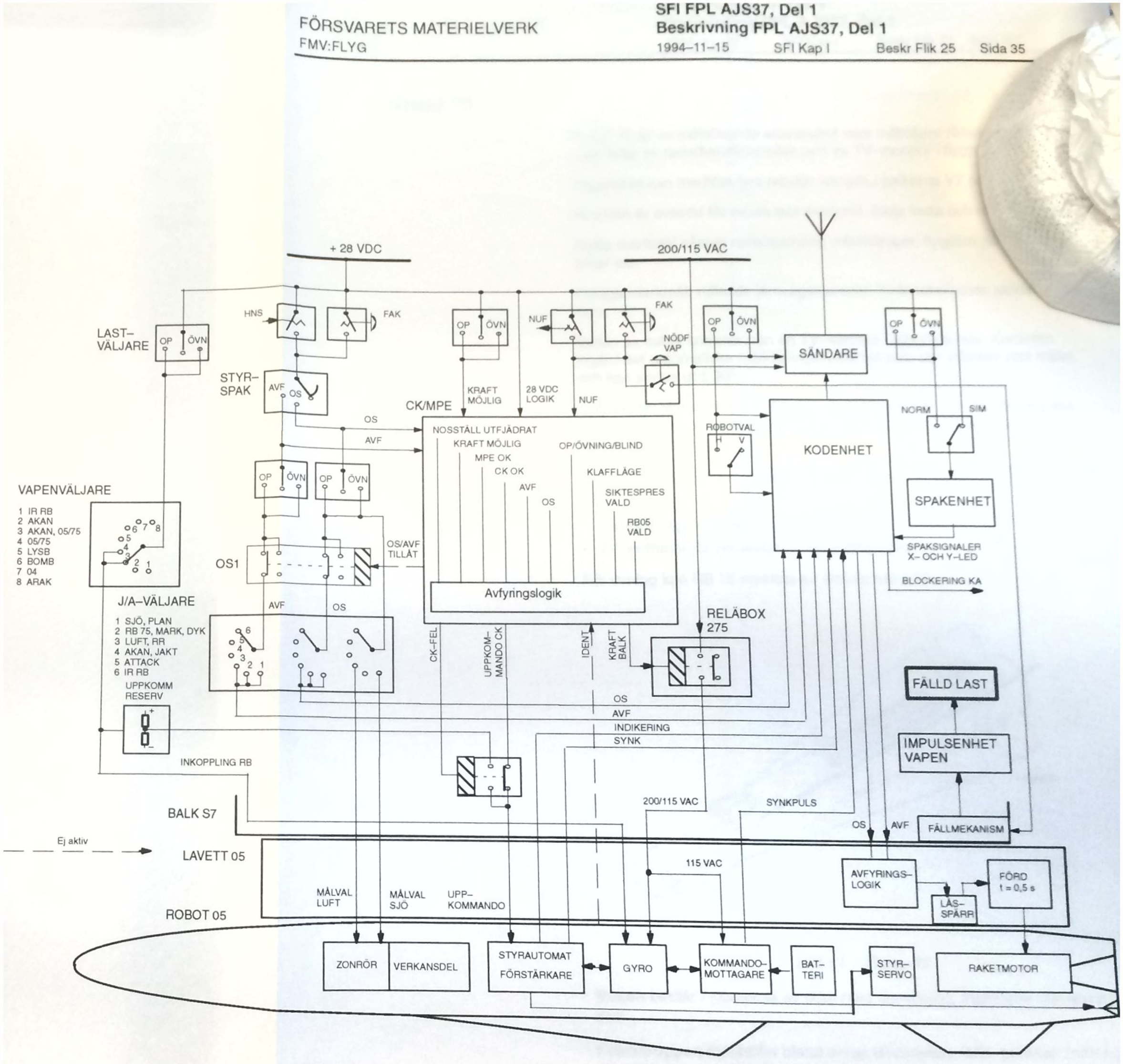


Bild 16. Elkretsar RB 05, principschema

6 Robot 75

Robot 75 är en målsökande attackrobot vars målföljare riktas mot målet med hjälp av radarhandkontrollen och en TV–monitor i flygplanet.

Flygplanet kan medföra fyra robotar hängda i balkarna V7 och S7.

Roboten är avsedd för insats mot markmål, både fasta och rörliga.

Fasta markmål såsom radarstationer, robotramper, flygplan på marken, broar etc.

Rörliga markmål: rullande järnvägsmateriel, fordonskolonner, stridsvagnar m m.

Bilden av målet kommer från en TV–kamera i robotens nos. Kameran ingår i det automatiska målföljningssystemet som styr roboten mot målet och kan vridas ut ± 30°.

Avfyring får ske ut till ± 15°. Föraren bestämmer när och var låsning ska ske. Pålåsningsorder (läge TV) är ett villkor för att avfyring ska kunna ske.

Roboten kräver utöver "vanliga" hjälpapparater och vapenfunktioner i flygplanet

- manöverorgan för slavning och pålåsning
- TV–indikator för presentation av målföljarbild.

För övning kan RB 75 ersättas av simulerrobot 75.

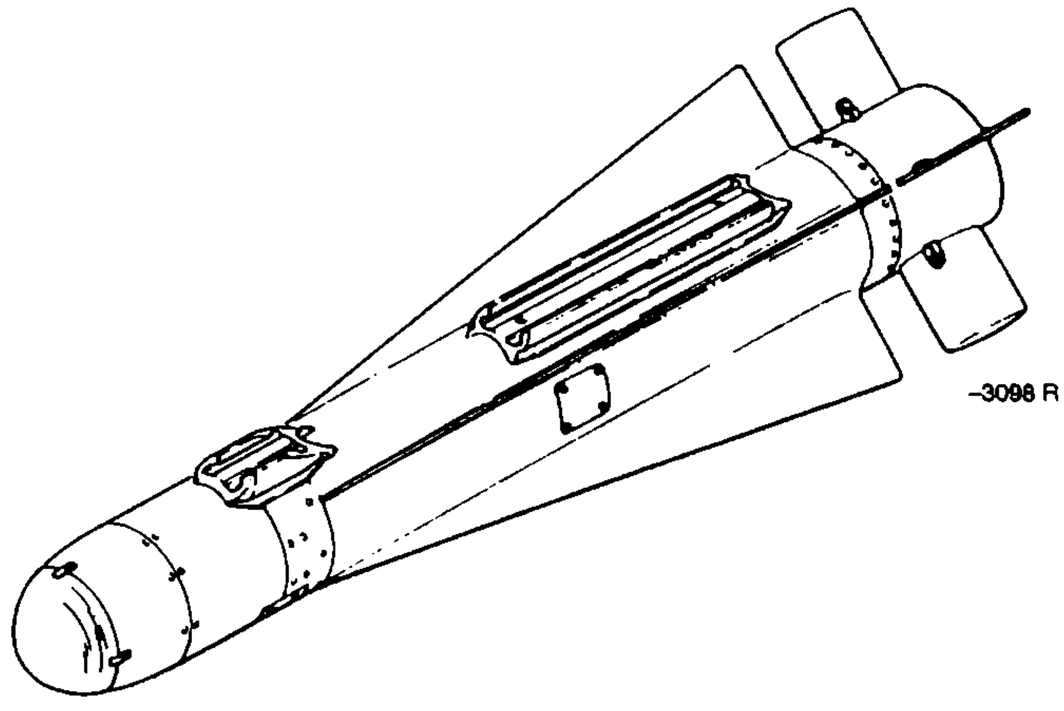


Bild 17. Robot 75

Nosen består i huvudsak av dom med domskydd, målföljare och styrautomat.

Framkroppen innehåller bland annat stridsdelen, SAT–enheten (säkring, armering, tändning) och ett batteri.

Motorn utgörs av en tvåstegs krutraketmotor.

Bakkroppen innehåller huvudsakligen hydraulsystemet med gasbehållare samt anslutningsadapter.

6.1 Robotfunktioner

Blockschemat nedan visar robotens funktioner i grova drag.

Roboten innehåller följande huvudenheter:

- målföljare
- styrautomat
- kraftförsörjningsenhet
- raketmotor
- verkansdel.

Målföljaren leder roboten mot målet. När roboten hänger under flygplanet erhåller målföljarens kamera slavningssignaler genom lavetten. Kameran riktas då manuellt mot det utvalda målet av föraren.

När föraren låst målföljaren på målet behålls låsningen automatiskt.

Roboten erhåller efter avfyring–separation samma rollattityd som den hade vid låsning.

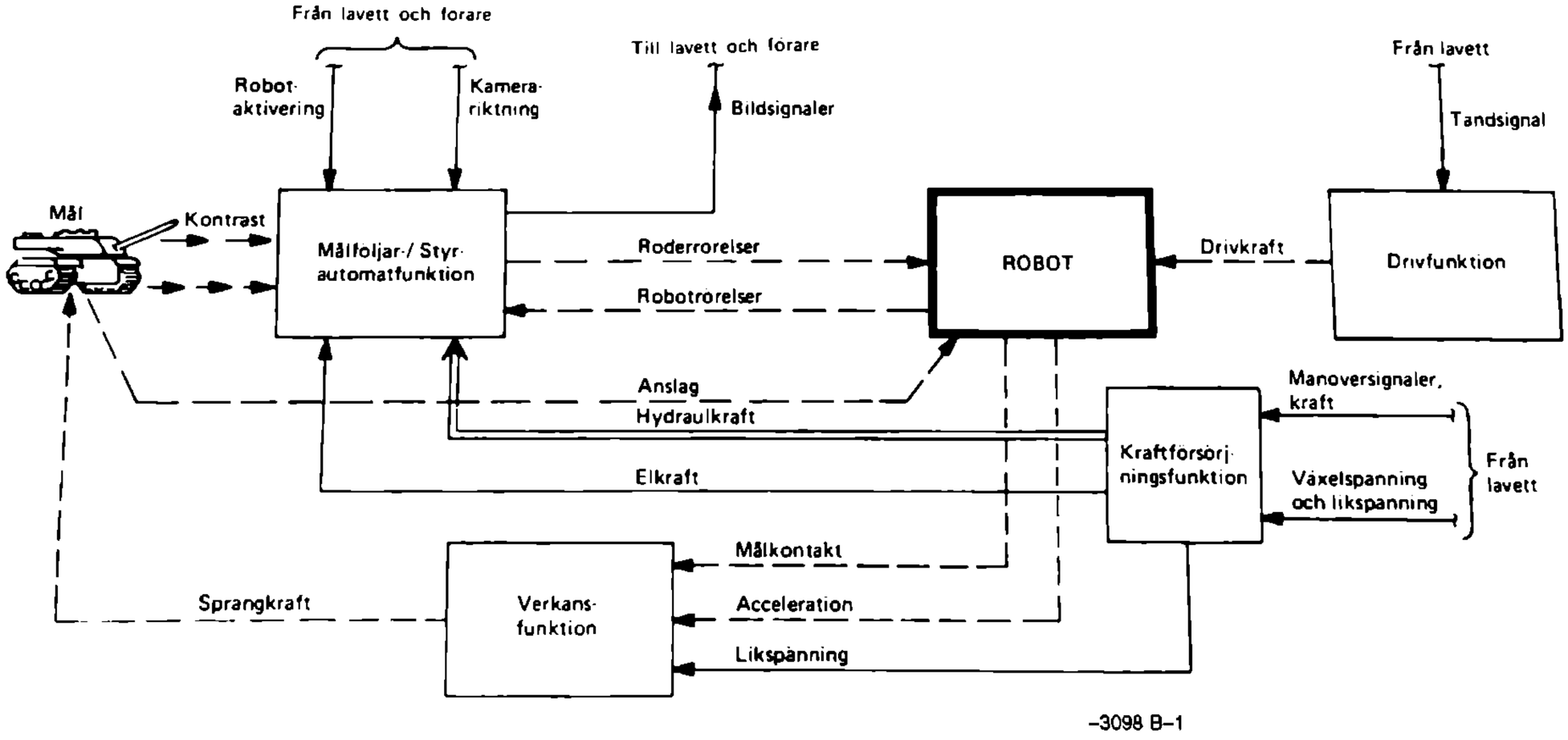


Bild 18. Funktionsblockschema RB 75

Om föraren t ex "låser på" i bankat läge, därefter planar ut och avfyrar, så kommer roboten efter separation att inta det flygläge i rolled som den hade vid pålåsning.

När roboten lämnat lavetten påverkar styrsignalerna från målföljaren via styrautomaten robotens roder så att den styrs mot målet. Målföljare/styr-automat känner av de förändringar i acceleration och siktlinje som förorsakas i tipp–gir– och rolled.

När roboten hänger under flygplanet tar dess spänningsomvandlare emot ± 30 V från lavetten och matar driftspänning till robotens olika delar.

Elsystemet innehåller förutom spänningsomvandlaren ett värmeaktiverbart batteri som aktiveras vid avfyring av roboten.

Raketmotorn startas med hjälp av en tändare. Drivkraften från motorn skjuvar av den pinne som låser roboten vid lavetten.

Roboten är försedd med en stridsdel med riktad sprängverkan. Stridsdelen utlöses vid anslag i målet.

SAT–enheten (säkring, armering, tändning) sluter tändkedjan för stridsdelständaren endast om vissa tids–/accelerationsvillkor är uppfyllda.

6.2 Presentationsutrustning

För presentation av TV–bilden från den valda roboten finns en särskild indikator EP 13. Denna är placerad upp till höger på instrumentpanelen. För inställning av ljusstyrka och kontrast finns två potentiometrar placerade till vänster i kabin.

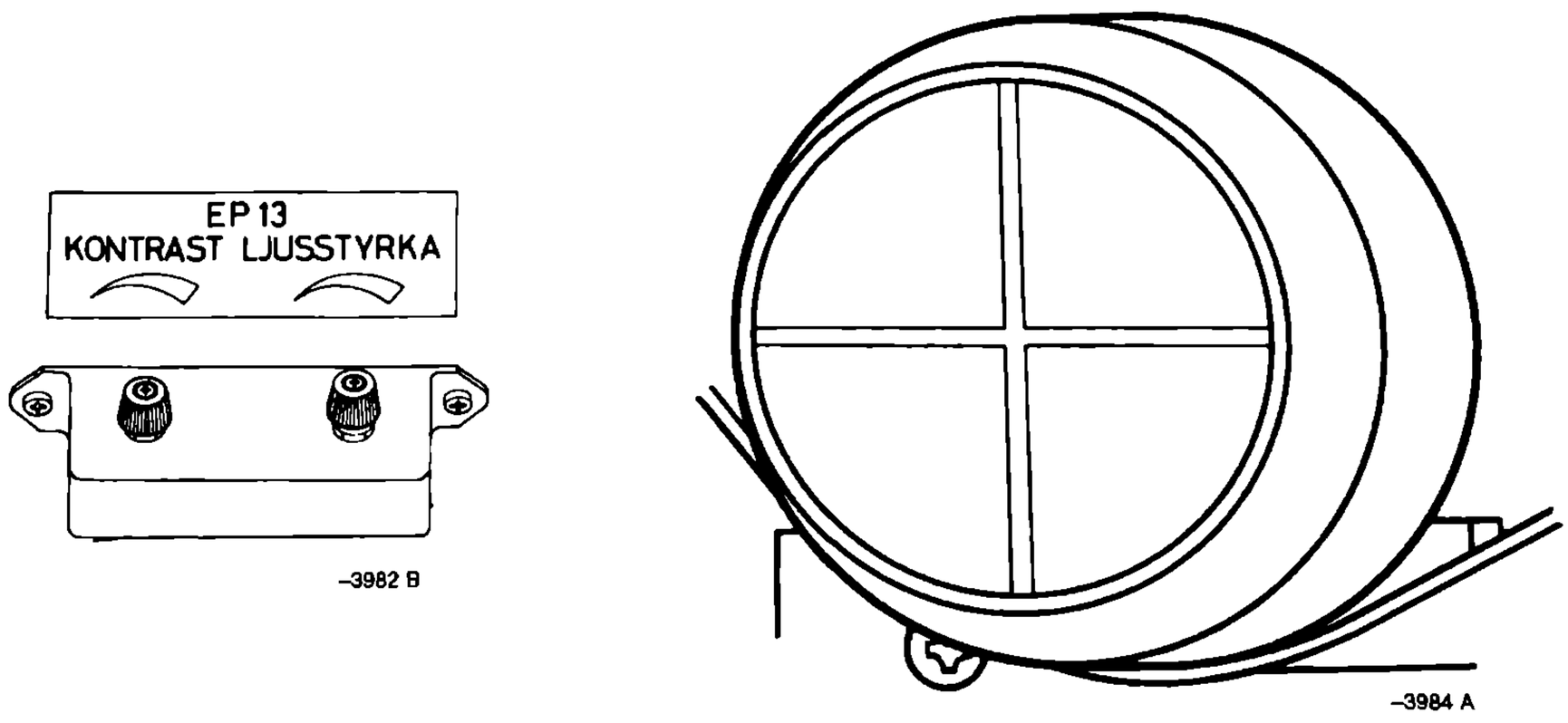


Bild 19. Kontrast– och ljusstyrkepotentiometrar samt indikator EP 13

I siktlinjeindikatorn SI presenteras under ett RB 75–anfall ett riktmärke vars riktning överensstämmer med målsökarplattformens neutralläge.

En förutsättning för att presentation för RB 75 ska erhållas i SI och att avståndsmätning ska erhållas från radarn är att strömställaren MED/ UTAN står i läge MED.

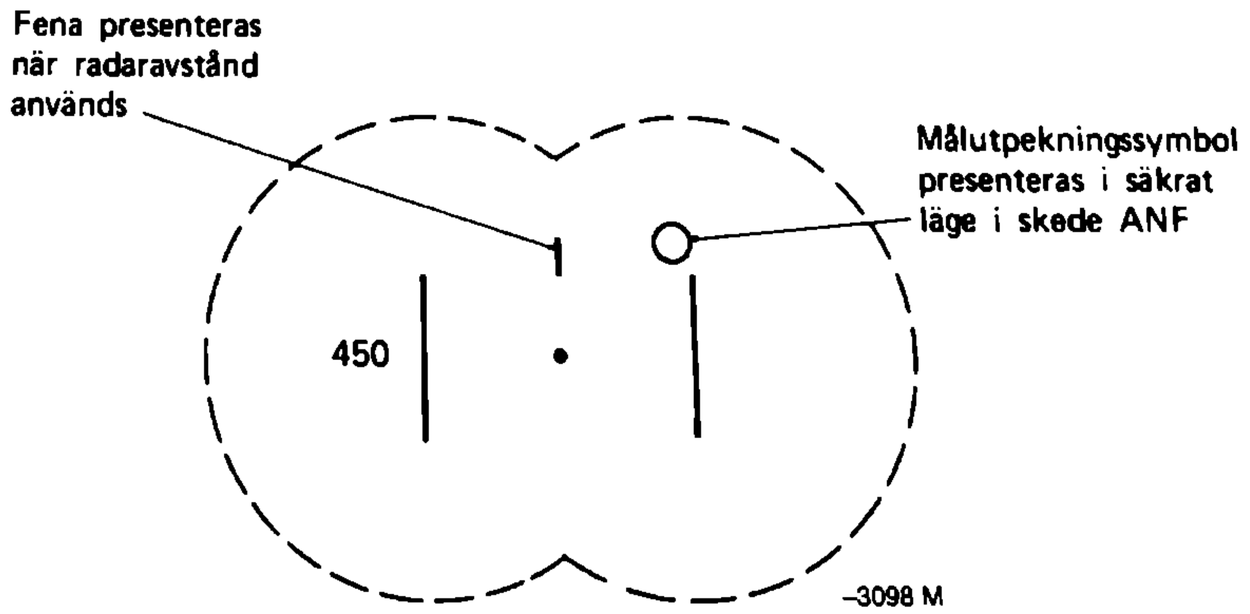


Bild 20. SI–presentation, RB 75–anfall

Vid fel på primärdata erhålls en reservsiktesmod i SI.

För RB 75 gäller då:

- Inkoppling av reservsiktesmod i SI indikeras inte i indikator EP 13.
- Vid inkoppling av reservsiktesmod i SI bortkopplas markkollisionsvarningen för RB 75.

6.3 Videoenhet

För utbildningsändamål har en videobandspelare typ TEAC installerats. Registrering sker av:

- målföljarens TV–bild
- förarkommentarer och övrig flygradiotrafik.

Bandspelaren startas samtidigt med EP 13, dvs under funktionskontroll samt i lägena NAV, ANF, SPA och osäkring.

6.4 Strömförsörjning

Vid huvudström TILL matas 200/115 VAC till reläbox 275. Signalen (spänningen) KRAFT BALKLÄGE 115 V från CK/MPE kopplar spänning vidare från reläboxen till roboten.

Enheterna i EP 13 strömförsörjs med 115 VAC (fas T) vid huvudström till om OP eller ÖVN är vald på lastväljaren.

6.5 Avfyringskretsar

I vapensystemet för robot 75 har relälogiken i reläbox 75 ersatts av programlogik i CK/MPE. Utöver tidigare logikvillkor har, för utmatningar av spänningar och signaler, tillkommit programlogik i CK/MPE för:

- matningsspänning 115 V (KRAFT)
- gyrostart (PREP 1)
- anfall (PREP 3)
- OS/AVF MÖJLIG
- osäkring (OSÄK)
- avfyring (AVF).

För EP 13 och VBS–funktionerna har dessutom tillkommit logik för utmatning av följande signaler:

- EP 13 TEMP
- EP 13 TILL
- EP 13 BALKVAL
- VBS TEMP
- VBS TILL.

En förutsättning att MPE–logiken ska mata ut signalerna till balkar och EP 13 är att lastväljaren är ställd i läge OP eller ÖVN (**ej** BLIND) och att villkoret "nosställ utfjädrat" matats till CK/MPE. Detta skede fortgår tills skede landning väljs.

RB 75 väljs under flygning genom att J/A–väljaren ställs i läge RB 75/DYK/MARK. När roboten valts matas signalen OS/AVF TILLÅT

från MPE och signalen PREP3 (ANFALL) matas, när ANF väljs på skedesväljaren eller vid osäkring, till vald balk. Samtidigt med PREP 3 matas EP 13 TILL och VBS TILL till resp enhet och signalen VIDEO (EP 13 BALKVAL) kopplas till vald balk.

Vid osäkring och avfyring matas signalerna OSÄKR resp AVFYR till vald balk. Signalen AVFYR kvarstår tills säkring görs, dock max 2 s.

6.6 Vapenval RB 75

Av nedanstående tabell framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med robot 75.

Tabell 7.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	RB 75 MARK DYK	
MODOMKOPPLARE	A0	Mörkt mål med ljus bakgrund
	A1	Ljust mål med mörk bakgrund
	A2	Automatiskt kontrastval
FIXOMOPPLARE	T0	Arretering
	T1	Slavningsmod
	TV	Låskommando
IR–RB FRAMSTEGN	Intryckt	Omval av robot
KONTRASTPOTENTIOMETER	Lämpligt läge	Kontrast EP 13 indikator
LJUSPOTENTIOMETER	Lämpligt läge	Ljusstyrka EP 13 indikator
Höger apparatrum		
VAPENVÄLJARE	AKAN/05/75 alt 05/75	
Strömställare MED/UTAN	MED	
RB 05/15/75	V	Vänster robot förstaval
	H	Höger robot förstaval
VAPENANTAL		

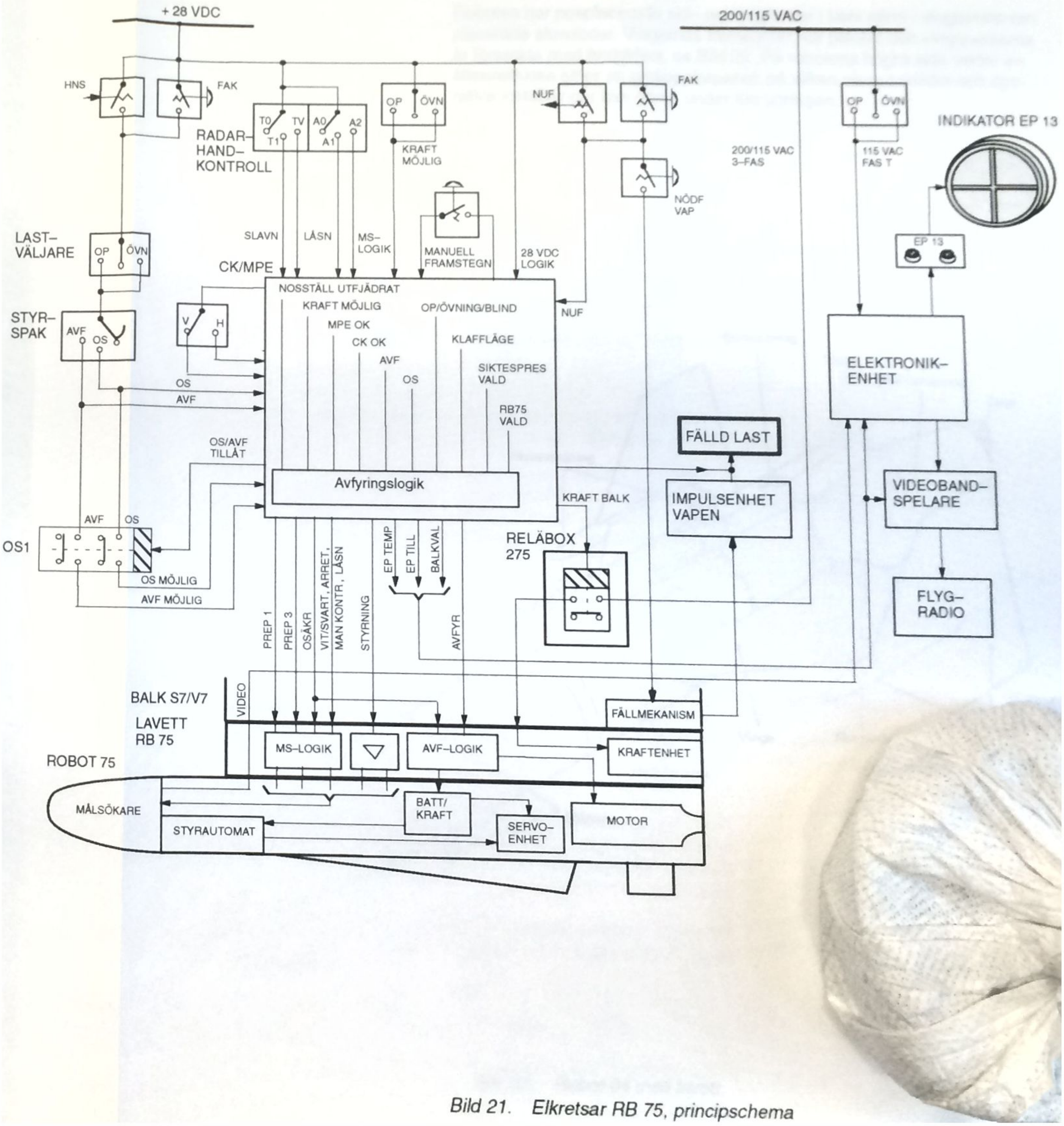


Bild 21. Elkretsar RB 75, principschema

7 Robot 04E

ROBOT 04 är en krutraketdriven attackrobot med aktiv radarmålsökare avsedd att användas mot landstignings–, transport– och eskortfartyg. Roboten kan sättas in såväl mot fartygssamlingar av varierande storlek och sammansättning som enskilda fartyg. Flygplanet kan medföra två robotar placerade i balkarna V7.

Roboten har nosplacerade sid– och höjdroder i kors samt i vingbakkanten placerade skevroder. Vingarnas framkanter har pilform och vingspetsarna är försedda med ändskivor, se Bild 22. På robotens högra sida under en åtkomstlucka sitter en omkopplarpanel, på vilken vissa taktiska och operativa inställningar kan göras under klargöringen.

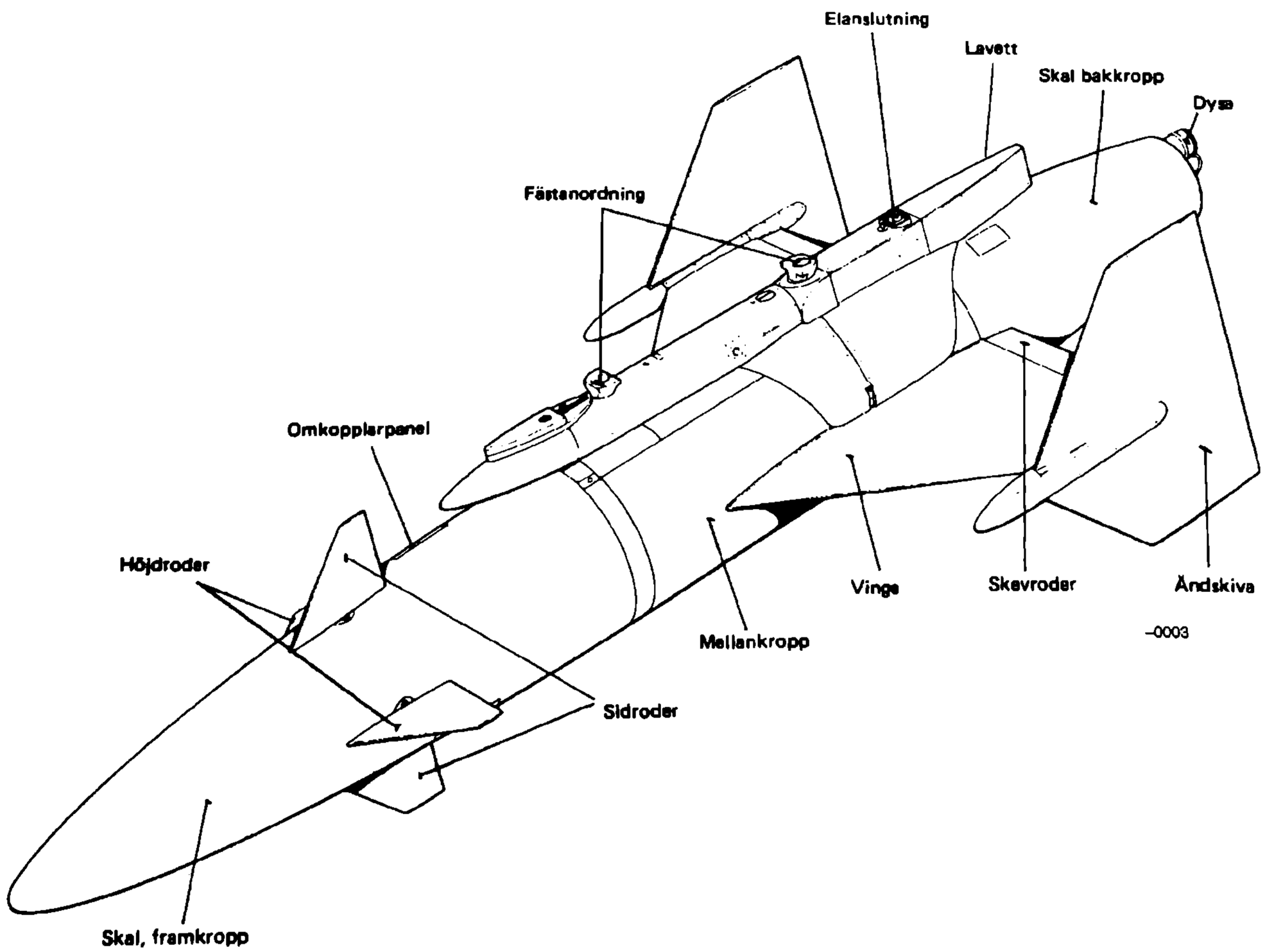


Bild 22. Robot 04 med lavett

Styrsystemet består av följande delar:

- Målsökare
- Höjdhållare
- Styrautomat
- Roderservon
- Styrinrättning med roderlås.

Efter separation från flygplanet attitydstyrs roboten

- i roll med rollreferensen 0°
- i tipp med tippreferensen –7,1°
- i gir med den attityd som roboten hade vid fällningstillfället.

Vid fällning kopplas under dykning olika kurstillskott temporärt in, vilket gör att robotarna i samma salva under ett visst tidsintervall sprids i sidled, så att risken för kollision minskas.

Efter att målsökaren låst på mål, börjar instyrningen mot detta.

7.1 Strömförsörjning

Elanläggningen är uppbyggd av följande enheter:

Batterienhet, batteri, kraftenhet, reläcentral, kopplingsenhet, omkopplarpanel, konsol V1, kabling och provningstag, som sitter i roboten, samt kopplingsenhet, plintar, transformatorer, drosslar, elanslutningsdon och kabling, som sitter i lavetten.

Lavettens kraftenhet matas med 200/115VAC om lastval OPERATIV eller ÖVNING och skede NAV är vald. Kraftenheten försörjer både lavettens och robotens relä– och elektronikkretsar med erforderlig spänning fram till avfyringskommando. I skede BER styrs tillslag av 200/115VAC av MPE/CK via reläbox 275.

Från elanläggningen utgår sex provningstag, avsedda för leverans– och prestandakontroll.

7.2 Avfyringskretsar

Vid robotval RB 04 får lavettens vapenlogik information om GRUPP eller ENKEL är vald (grupp– eller enkelmål). Samtidigt informeras impulsenhet vapen om SERIE–fällning eller IMPULS–vis fällning är vald.

Vid osäkring matas vid lastval OPERATIV eller ÖVNING +28 V till lavettens avfyringslogik. När föraren avfyrar roboten/robotarna matas +28 V till impulsenhet vapen som beroende på fällalternativ matar fällkommando till vald robot.

Robotens styrautomat har dessförinnan "preparerats" med signaler som anger flygplanets, robotens, flygläge i tipp och roll.

7.2.1 Fällning i serie

Förutsättning är två robot 04 hängda i balkarna V7.

Vid osäkring matas +28 V via relät OS1, som inte är aktiverat, till impulsenhet vapen vars kretsar för seriefällning aktiveras.

Vid avfyring matas +28 V till fällogiken och en fördröjningskrets i impulsenhet vapen. Fällimpulsen matas till lavetten för vald robot (normalt balk V7V) och lavettens fällkretsar aktiveras.

Efter ca 2 s bryts avfyringssignalen till lavetten i balk V7V samtidigt som framstegningskretsarna i impulsenhet vapen aktiveras och en fällimpuls matas till lavetten i balk V7H.

7.2.1.1 Indikering FÄLLD LAST

Efter separation av den första roboten blockeras signalen för indikering av fälld last. När även den andra roboten separerat tänds lampan FÄLLD LAST med fast sken. Om någon robot inte separerar kommer lampan FÄLLD LAST att tändas med blinkande sken.

7.2.2 Fällning impulsvis

Förutsättning är två robot 04 hängda i balkarna V7.

Vid osäkring matas +28 V via relä OS1, som inte är aktiverat, till impulsenhet vapen vars kretsar för impulsvis fällning av robotarna aktiveras.

Vid avfyring matas +28 V till impulsenhet vapen och samma fällningsförlopp som vid **seriefällning** av första roboten erhålls, men fällningsförloppet avbryts när första roboten separerat från lavetten.

7.3 Vapenval

Av nedanstående tabell framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med RB 04.

Tabell 8.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	ATTACK	
FÄLLSÄTTSOMKOPPLARE	SERIE IMPULS	Seriefällning Impulsvis fällning
MÅLVALSOMKOPPLARE	GRUPP ENKEL	Gruppmål Enskilt mål
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1 2	Balk V7H Balkarna V7
Strömställare MED/UTAN	UTAN	
VAPENVÄLJARE	RB 04/15	
LASTVÄLJARE	OPERATIV ÖVNING	RB 04 Blindrobot 04
NOSVINGEKLAFF	ÖVRIGA	

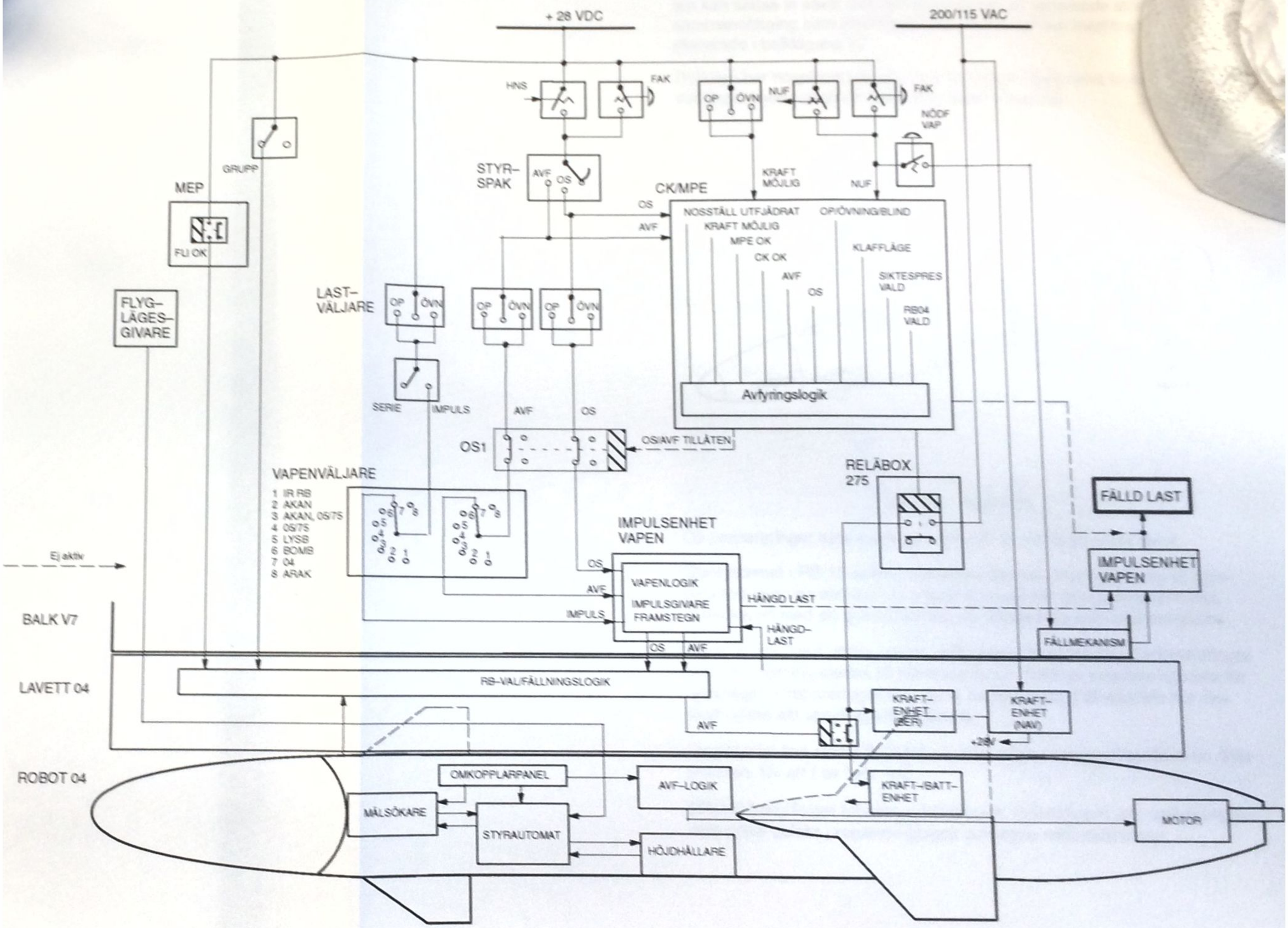


Bild 23. Elkretsar RB 04 principschema

8 Robot 15F

Robot 15 är en turbojetdriven attackrobot med aktiv radarmålsökare avsedd att användas mot landstignings–, transport– och eskortfartyg. Roboten kan sättas in såväl mot fartygssamlingar av varierande storlek och sammansättning som enskilda fartyg. Flygplanet kan medföra två robotar placerade i balklägena V7.

Roboten har nosplacerade sid– och höjdroder i kors samt krysställda huvudvingar med i vingbakkanten placerade skevroder.

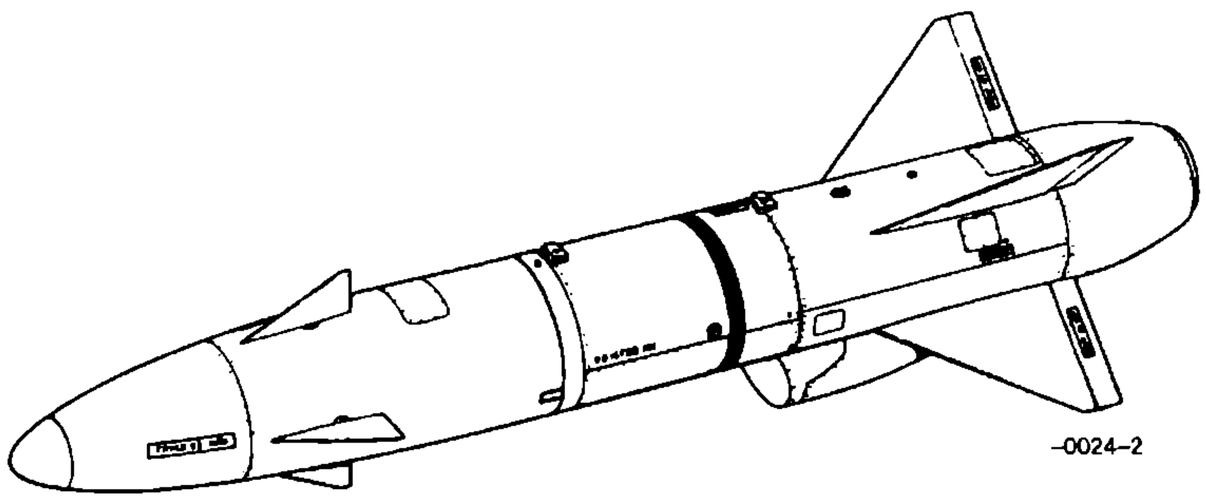


Bild 24. Robot 15

De prepareringar som krävs görs för RB 15 via flygplanets dator.

Styrsystemet i RB 15 saknar styrautomatenhet. Styrsignalerna till robotens roderservon alstras i en robotdator som får styrkommandon från målsökaren med en gyroenhet och en höjdhållare som referensgivare.

I flygplanets dator utförs, under anflygningens slutskede, banberäkningar som före fällning laddas till robotens dator i form av prepareringsdata för uppdraget. Prepareringsdata utgörs av information till roboten hur den skall utföra sitt uppdrag efter fällning.

Flygföraren kan under flygning påverka dessa prepareringsdata via datapanelen, för att t ex byta mål.

Efter fällning flyger roboten självständigt. Robotdatorn styr anflygningen mot målet utifrån prepareringsdata och egna målinmätningar.

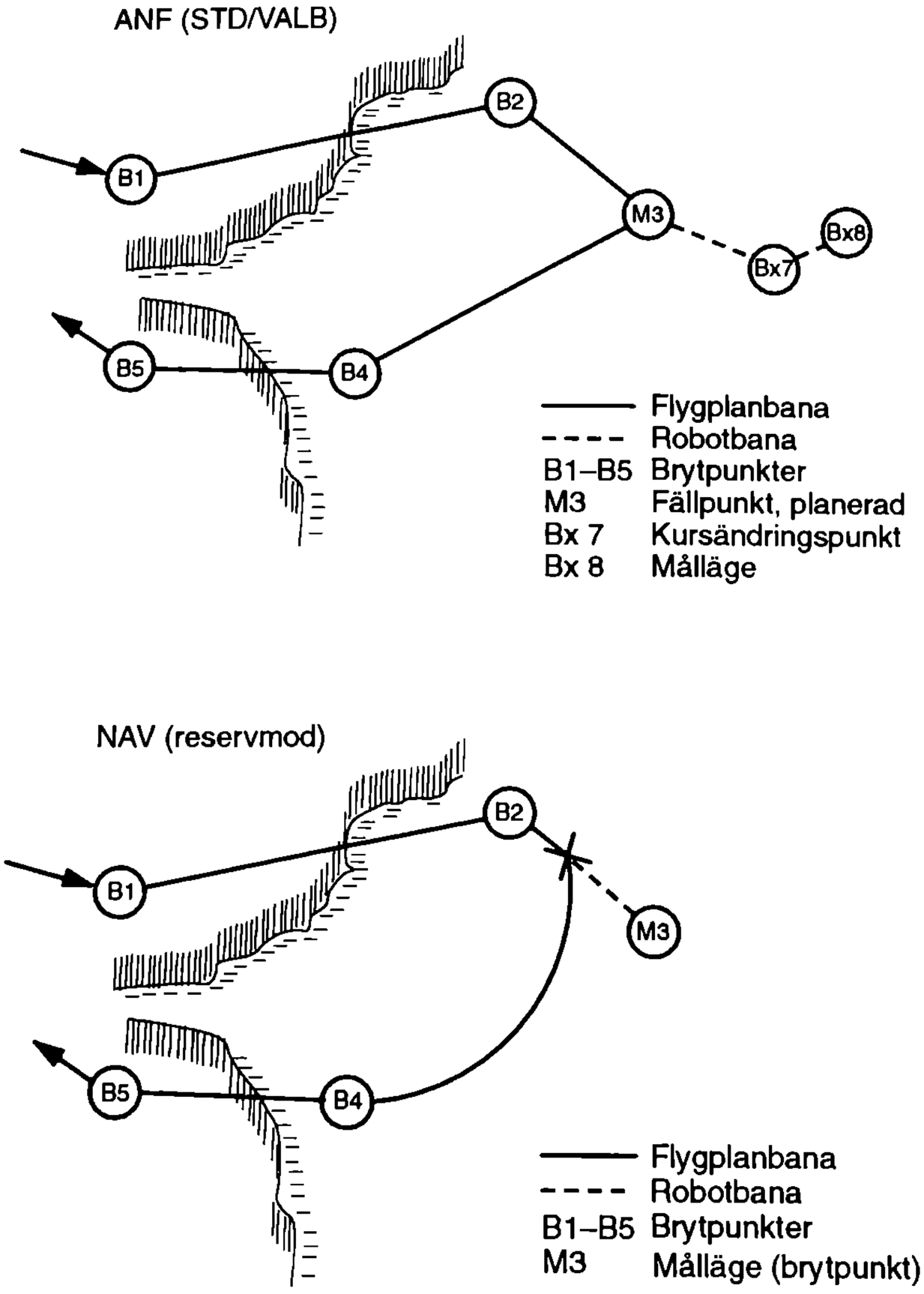


Bild 25. Attackuppdrag, princip

8.1 Kommunikation rb–fpl

Roboten med lavett hängs i balk V7V/H. Vid hängningen ansluts roboten automatiskt till flygplanets balkskarvdon och därmed till flygplanets vapensystem.

Kommunikationen mellan flygplan och robot sker huvudsakligen via databuss 1553B. Utöver datakommunikationen sänds vissa kommandon som konventionella signaler på separata ledningar.

Kommunikationen mellan flygplan och robot styrs av flygplanets dator och kontrolleras i robotens dator.

Via databussen överförs data för:

- identifiering av roboten
- funktionskontroll av roboten
- data för styrning av robotens skeden
- robotpreparering.

8.2 Identifiering

RB 15 identifieras med en elektrisk kodning i roboten. Koden sänds till flygplanets dator där den avkänns när roboten med lavett är ansluten till flygplanet. Flygföraren kan på Dataindikatorn kontrollera om en last är hängd och i vilken balk den hänger samt vilken balk som är vald. Se Bild 26.

Med IN/UT–omkopplaren i läge UT och dataväljaren i annat läge än SPEC erhålls presentationen av hängd last i följande situationer:

- Dataväljaren i läge TAKT.
- Knappen FRAMSTEGNING har tryckts in.
- Vid osäkring.
- Vapenstatus har försämrats ("FÄLLD LAST" blinkar).

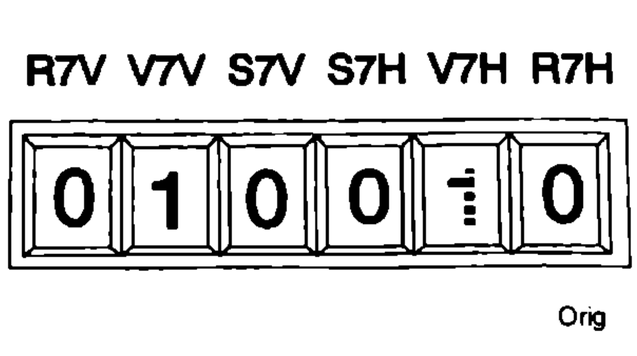


Bild 26. Presentation av hängd RB 15

8.3 Funktionskontroll

Funktionskontroll (FK) av roboten beordras från flygplanet via databussen 1553B. Kontrollen omfattar funktioner i robotdatorn, målsökaren och gyroenheten. Efter slutförd FK sänder robotdatorn kvittens "godkänd" eller "icke godkänd" till flygplanets dator.

8.4 RB 15F–funktioner

För att RB 15–funktioner ska erhållas måste vissa inställningar göras på vapeninställarpanelen i flygplanets högra apparatrum och i kabinen, se Tabell 9.

I anfallsfasen väljer föraren läge ATTACK på jakt/attackväljaren i kabinen. Manuellt val av RB 15 kan göras med knappen FRAMSTEGNING.

8.4.1 Robotpreparering

Prepareringsdata sänds i block via databuss 1553B sedan flygföraren beordrat avfyring. Ett block innehåller samtliga uppgifter som är nödvändiga för att genomföra uppdraget.

Prepareringsdata delas in i fem grupper:

- **Bandata** bestämmer robotens banprofil i höjd under anflygningen mot målet.
- **Målsökarfunktion** bestämmer logik och data för målsökaren.
- **Stridsdelsfunktion.**
- **Flygdata** består av flygplanets fart och höjd.
- **Atmosfäriska data** består av uppgifter om lufttemperatur, lufttryck och vindhastighet vid marken.

8.4.1.1 Skede NAV

Uppdragsdata matas in, i skede BER, via datastav eller datapanel och definieras före start. När skede NAV kopplas in överförs signalen NAVFPL från flygplanet via databuss 1553B till roboten. Samtidigt startar slavning av robotens gyroenhet till flygplanets attitydvinklar.

8.5 Osäkring

När flygföraren osäkrar sänds från flygplanet signalen OSÄKRING till robotens elsystem samt till robotdatorn via databussen. Båda villkoren fordras för att avfyring ska vara möjlig.

8.6 Avfyring

När flygföraren avfyrar sänds signalen AVF och därefter prepareringsdata från CK/MPE till robotdatorn via databussen.

8.6.1 Fällning

Fällning är möjlig under förutsättning att:

- robotens rollutslag ligger inom tillåtna gränser
- robotens batteri– och luftsystem är OK
- prepareringsdata har mottagits korrekt.

Under förutsättning att dessa villkor är uppfyllda sänder robotdatorn FÄLLOK till CK/MPE, varvid CK/MPE sänder kommandot AVF BALK V7V(H).

Efter separation indikeras FÄLLD LAST på flygplanets frontpanel.

8.6.2 Misslyckad fällning

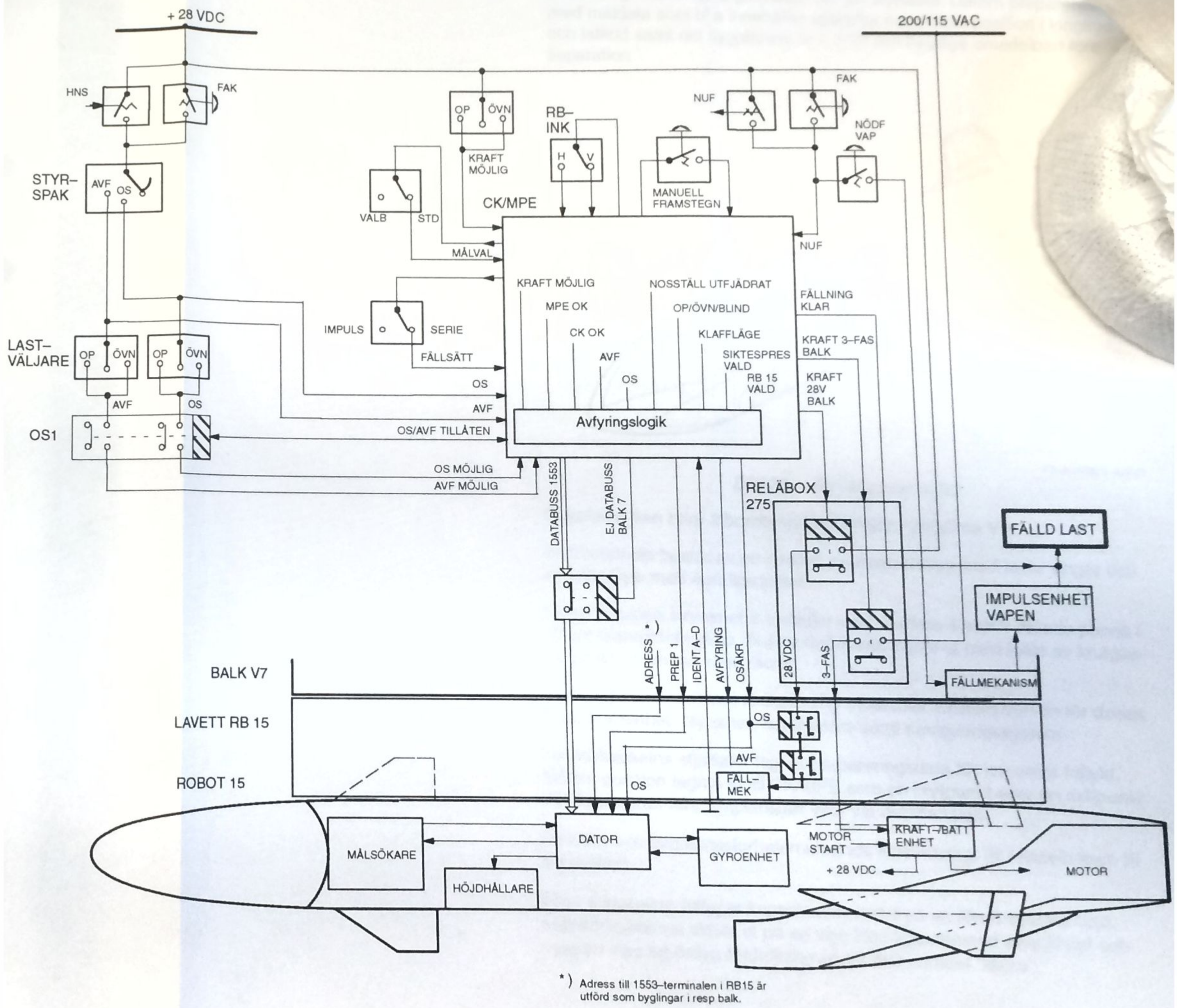
Om robotdatorn inte sänder FÄLL OK kopplas roboten ner och blir obrukbar för resten av passet. Obrukbar last indikeras med FÄLLD LAST–lampan och på Dataindikatorn, se Bild 26.

8.7 Vapenval

Av nedanstående tabell framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med RB 15.

Tabell 9.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	ATTACK	
MÅLVAL	VALB/STD	Alt preparering av RB 15
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1 2	Balkarna V7 Balkarna V7
Strömställare MED/UTAN	MED	
VAPENVÄLJARE	RB 04/15	
LASTVÄLJARE	OPERATIV BLIND	RB 15 Blindrobot 15
RB 05/15/75	V H	Vänster robot förstaval Höger robot förstaval



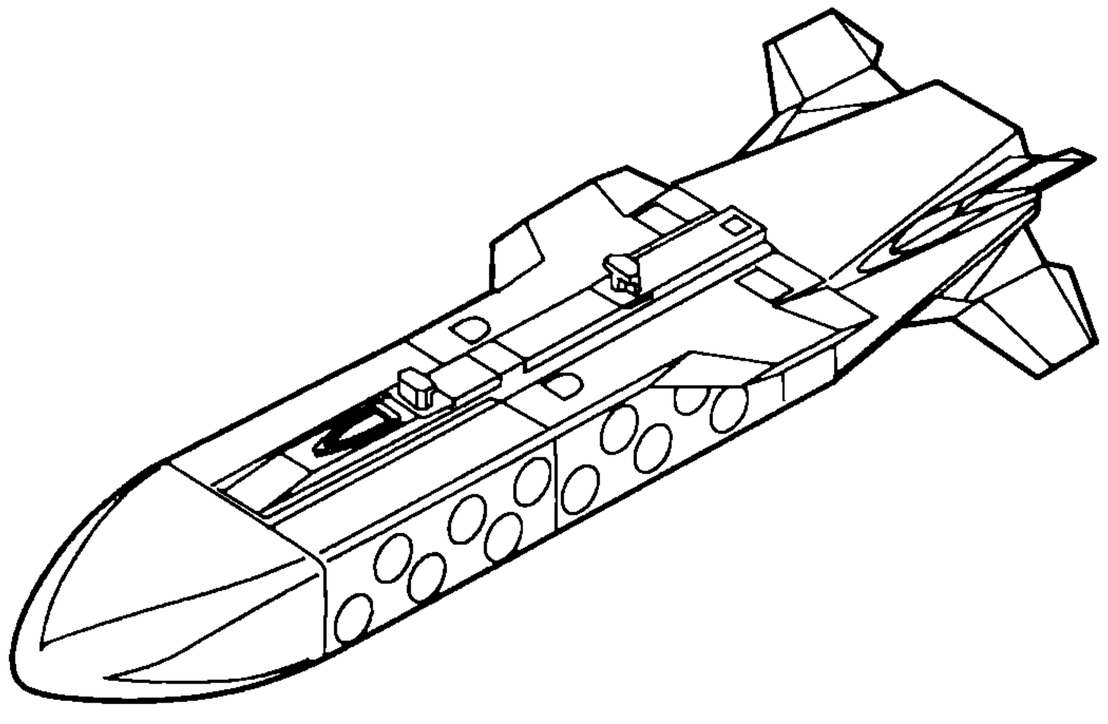
*) Adress till 1553–terminalen i RB15 är utförd som byglingar i resp balk.

Bild 27. Elkretsar RB 15, principschema

9 Bombkapsel m/90

Bombkapseln, som är avsedd att bekämpa ytmål, är en styrd glidrobot med 56 substridsdelar. Dessa skjuts ut när kapseln når målområdet.

Bombkapseln friflyger efter fällning och styrs mot målområdet med hjälp av ett tröghetsnavigeringssystem och en styrdator. Datorn prepareras med måldata som bl a innehåller uppgifter om målets position i longitud och latitud samt om flygplanets fart, höjd och flygläge omedelbart före separation.



F7–A–A0320–AA–01

Bild 28. Bombkapsel m/90

Flygplanet kan bära 2 bombkapslar hängda i balkarna V7.

Bombkapseln består av en nosdel, en mellankropp med fasta vingar och en bakkropp med 4 rörliga roder.

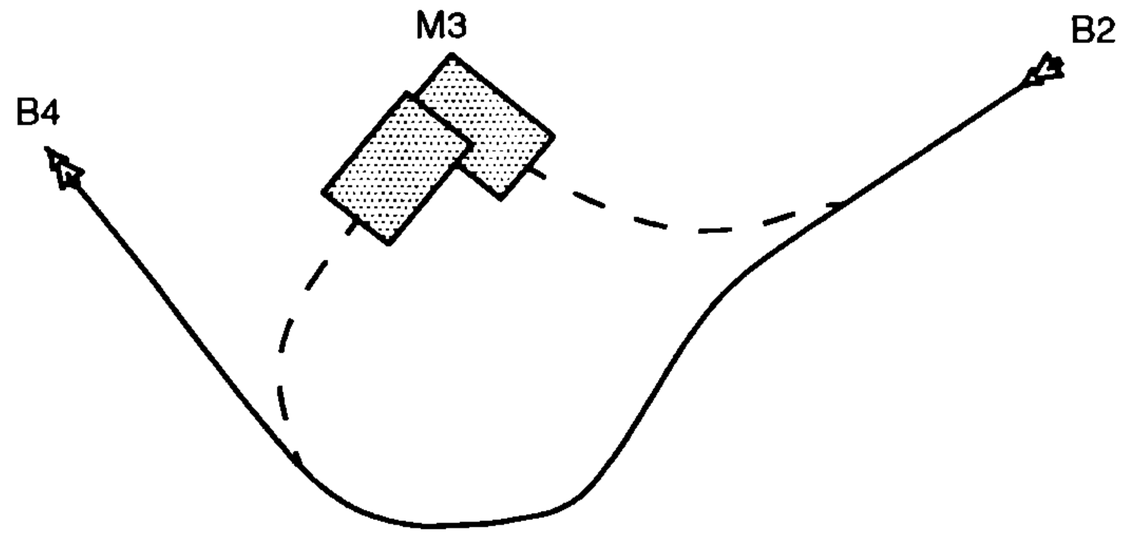
Mellankroppen inrymmer 6 moduler med vardera 4 eldrör riktade parvis i bägge tvärsriktningarna. Substridsdelarna skjuts ut med hjälp av krutgas-generatorer, en vid varje modul.

Bakkroppen med sina 4 rörliga roder innehåller förutom servon för dessa även kraftenhet, styrdator, höjdmätare samt navigeringssystem.

I bombkapselns styrdator lagras prepareringsdata för kapselns friflykt. Målets position lagras in till CK/MPE som en brytpunkt eller en målpunkt via datastaven före flygplanstart eller via datapanelen.

Måldata och flygplansstorheterna sänds kontinuerligt till kapseln fram till separation.

Efter separation friflyger kapseln mot målet på en förutbestämd höjd. Substridsdelarna skjuts ut på en viss förprogrammerad attackhöjd och med en viss inbördes fördröjning så att målområdet "täcks".



F7–A–A0323–AA–01

Bild 29. Kapselfällning, princip

9.1 Kommunikation BK–fpl

Förutom prepareringsdata till kapseln, visas resultatet från kapselns interna självtest via databuss 1553B.

Spänningsmatning, den hårdvarumässiga prepareringen (PREP 1 — 3) och identifieringen av kapseln matas på ordinarie vapenkablage i flygplanet.

9.2 Identifiering

Bombkapseln identifieras med en binär kodning i kapseln. Koden sänds till flygplanets dator där den avkänns när kapseln är ansluten till flygplanet. Flygföraren kan på Dataindikatorn kontrollera om en last är hängd och i vilken balk den hänger samt vilken balk som är vald.

Presentation av hängd last erhålls vid:

- intryckt knapp IR–RB FRAMSTEGNING
- osäkring
- TAKT/UT.

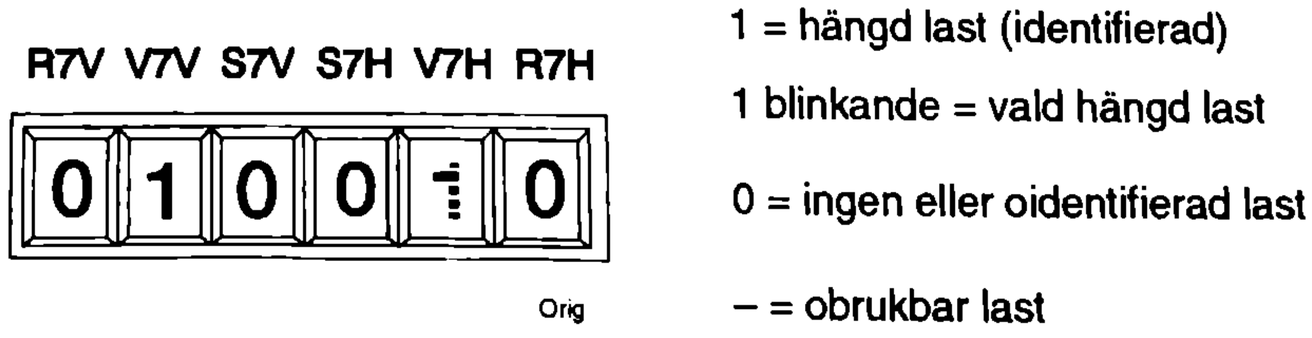


Bild 30. Presentation av hängd bombkapsel

9.3 Inbyggd test (BIT)

Kontroll av bombkapseln startar vid spänningstillslag och omfattar delsystemfunktioner i bombkapseln. Pågående kontroll indikeras med tänd röd FK–lampa. Efter godkänd kontroll (GO) släcks lampan. Om kontrollen inte godkänns (NO GO) blinkar lampan. Den blinkande lampan släcks när bombkapselns spänningsmatning automatiskt bryts vid "NO GO".

9.4 BK–funktioner

För att bombkapselfunktioner ska erhållas måste vissa inställningar göras på vapeninställarpanelen i flygplanets högra apparatrum och i kabinen, se Tabell 10.

9.4.1 Preparering, bombkapsel

Prepareringsdata sänds i block via databuss 1553B. Ett block innehåller samtliga uppgifter som är nödvändiga för att genomföra uppdraget.

Prepareringsdata delas in i två grupper:

- **Måldata** bestämmer målets position (LOLA) och kapselns kryssningshöjd under anflygningen mot målet och den attackhöjd vid vilken substridsdelarna ska skjutas ut.
- **Flygdata** består av flygplanets fart, höjd och attityd.

9.4.2 Skede BER

Uppdragsdata matas in via datastav eller datapanel och definieras före start till flygplanets dator.

9.5 Osäkring

Osäkring kan göras i skede NAV, ANF eller SPA. När flygföraren osäkrar sänds från flygplanet signaler till kapselns elsystem via diskreta ledningar och till styrdatorn via databussen. Båda signalvägarna fordras för att avfyring ska vara möjlig.

9.6 Avfyring

När flygföraren avfyrar aktiveras kapselns batteri. När kapselns styrdator tagit emot och accepterat de senaste prepdata matas signalen DS–READY från kapseln till CK/MPE som därefter aktiverar fällmekanismen.

9.7 Misslyckad fällning

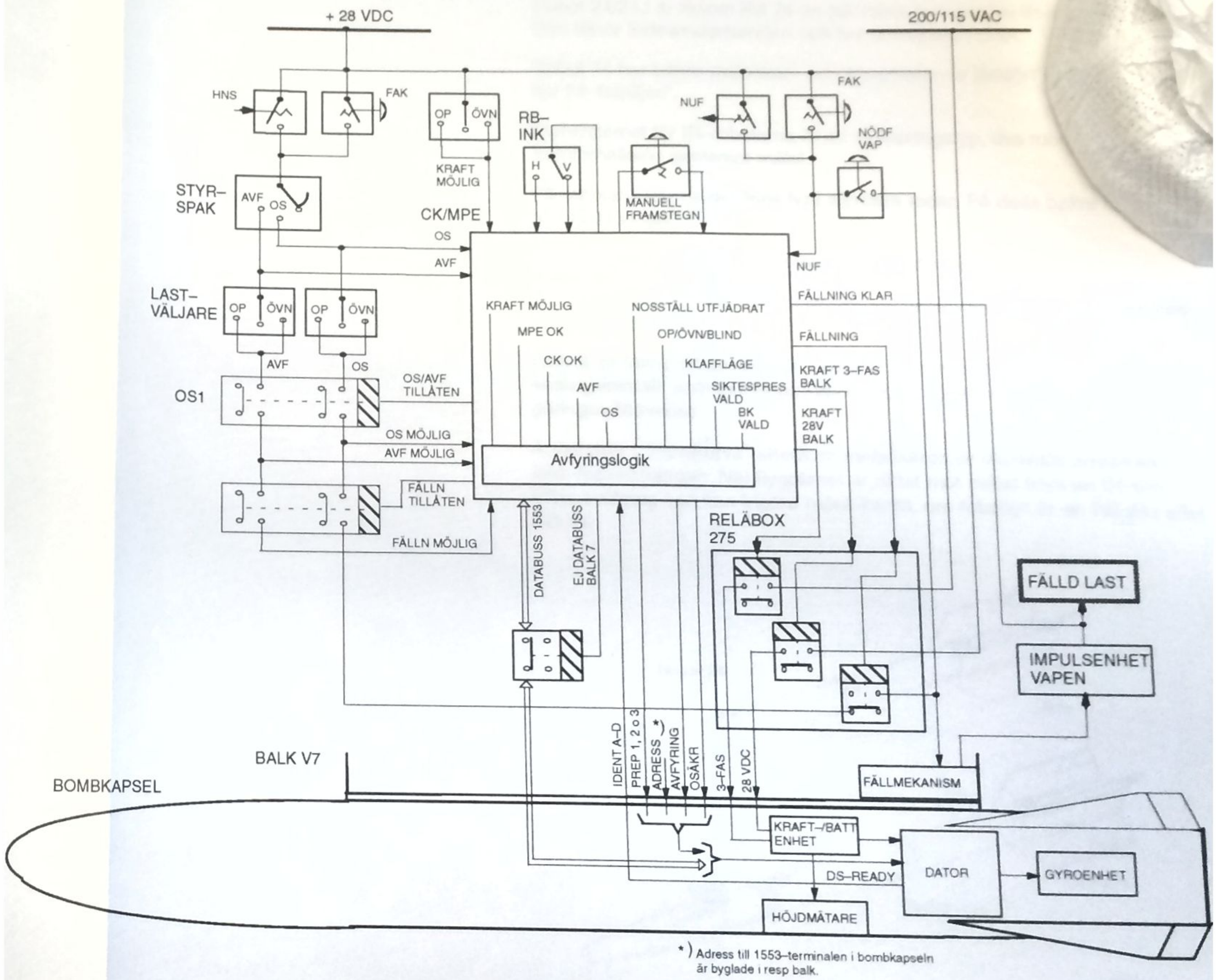
Om kapselns dator inte sänder signalen DS–READY till CK/MPE betraktas kapseln som obrukbar last.

9.8 Vapenval

Av nedanstående tabell framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med bombkapsel m/90.

Tabell 10.

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	ATTACK	
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1 2	Balkarna V7H eller V7V Balkarna V7
VAPENVÄLJARE	RB 04/15	
Strömställare MED/UTAN	MED	
LASTVÄLJARE	OPERATIV ÖVNING	Bombkapsel m/90
RB 05/15/75	V H	Vänster kapsel förstaval Höger kapsel förstaval



*) Adress till 1553–terminalen i bombkapseln är byglade i resp balk.

Bild 31. Elkretsar bombkapsel, principschema

10 IR–robotar, RB 24/24J/74

Som jaktvapen kan flygplanet medföra:

- 4 RB 24/24J med robotskena + lavett 24 hängda i balkarna S7 och V7.
- 4 RB 24J/74 med lavett 74 hängda i balkarna S7 och V7.
- 2 RB 24J med robotskena hängda i R7–balkarna.

Robot 24/24J är liksom RB 74 en jaktrobot med passiv IR–målsökare. Den tillhör Sidewinderfamiljen och har utvecklats i USA.

Robot 74 har bättre målsökar– och styrprestanda jämfört med "robot 24–familjen".

Styrsystemet för IR–robotarna är av syftbäringstyp, dvs roboten intar en framförhållning gentemot målet.

På robotens främre del finns fyra styrbara roder. På dess bakre del finns fyra fasta vingar.

Drivsystemet består av en enstegs krutraketmotor.

Zonröret initierar stridsdelen antingen vid direktträff eller om roboten passerar nära målet.

I robot 24 fanns ett anslagsrör. Detta är i robot 24J och 74 ersatt med en anslagskontakt som monteras i zonröret. Fördelen med detta är att klargöringen förenklas.

Anfall sker i "hundkurva" eftersom målsökaren är elektriskt arreterad i rakt–framriktningen. När flygplanet är riktat mot målet hörs en IR–ton. Efter osäkring kan han frigöra målsökaren, om roboten är en RB 24J eller RB 74.

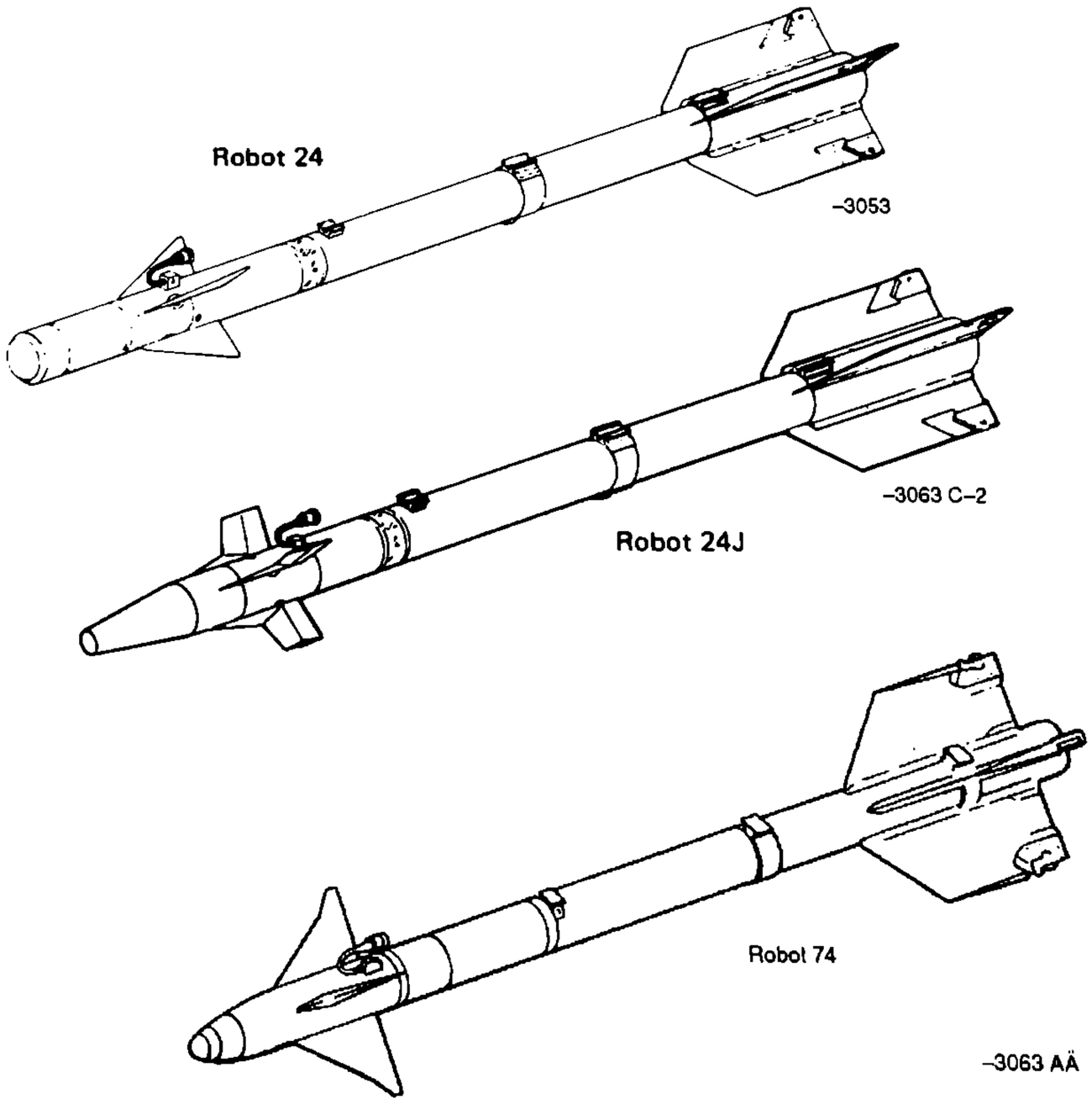


Bild 32. Robot 24/24J/74

Om roboten missar målet lämnar zonröret en autodestruktionssignal ett bestämt antal sekunder efter avfyringen. Om roboten efter avfyringsförsök inte har lämnat flygplanet så har ingen armering av stridsdelen skett. Roboten kan tas ned som vanligt. Vissa delar t ex MS–delens gasgenerator och zonrörets termobatteri kan dock vara förbrukade.

Vingar och stridsdel kan omedelbart återanvändas.

Roboten kan förses med spårljus. Vid vingurtagen på raketmotorn finns skruvhål för detta ändamål.

Skarvarna mellan de olika robotdelarna har O–ringstätningar. Undantag är skarven mellan zonrör och stridsdel där tätning saknas.

Som skydd mot solljus och mot skador i form av repor o d finns ett plastskydd för IR–domen och en skyddstejp för zonröret.

Domskyddet har också till uppgift att hålla gyrot upprätt eftersom mekanisk låsning saknas.

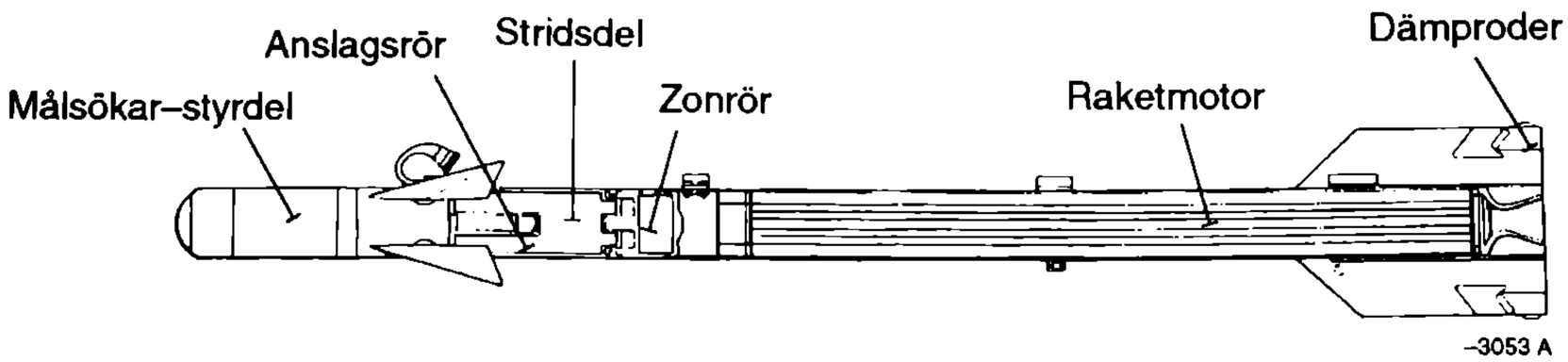


Bild 33. RB 24/24J/74, uppbyggnad

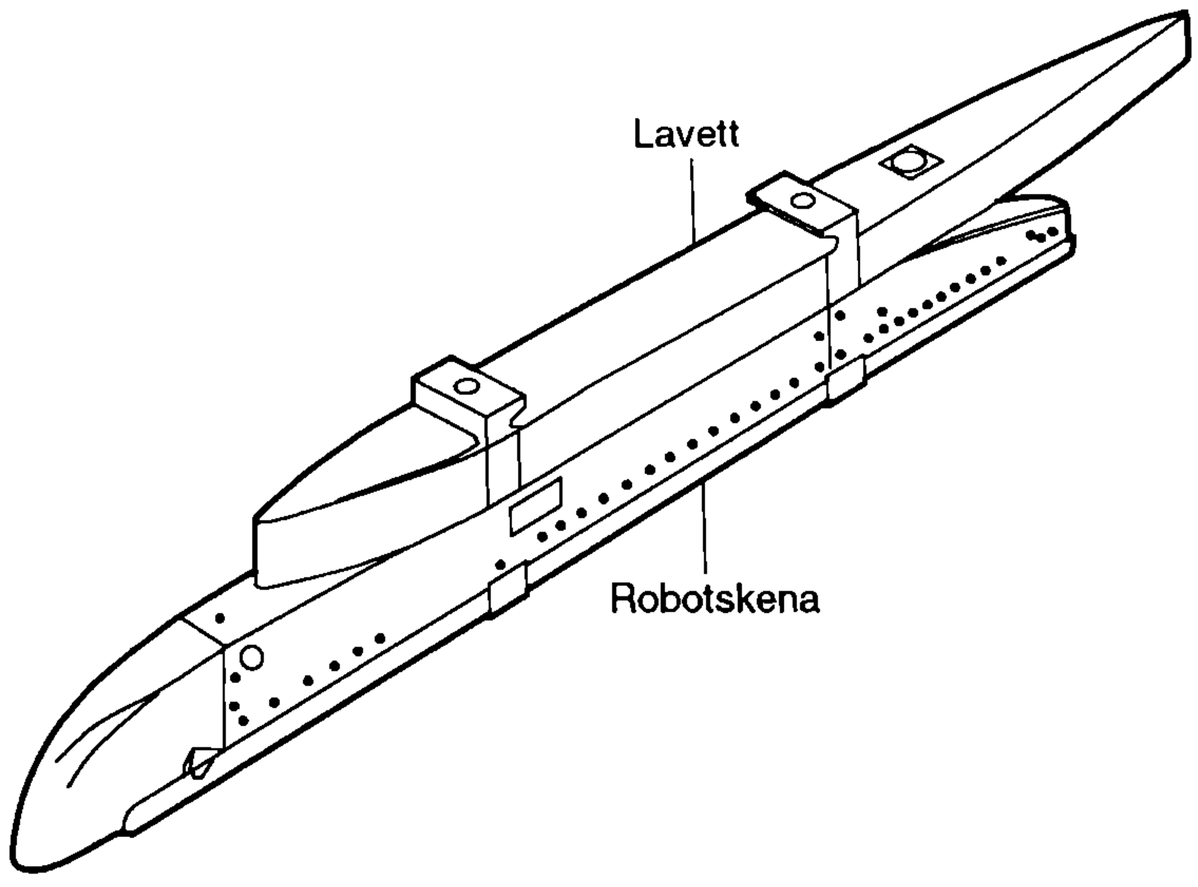
Roboten anpassas till flygplanet via en lavett med robotskena när roboten hängs i balkarna V7 och S7 samt via endast robotskenan i balkarna R7.

10.1 Lavett 24 med robotskena

Robotskenan är skruvad till lavetten, och innehåller bl a en spänningsomvandlare och relälogik. Under robotskenan finns den glidskena, som utgör utskjutningsskena för roboten. I anslutning till skenan finns en spärrmekanism som håller kvar hängd robot, samt gejdrar som hindrar roboten att vibrera i skenan.

I robotskenan finns också en brytare, som påverkas av säkringspinnen och bryter tändspänningen till robotens krutraketmotor.

Lavetten, som hängs i flygplanbalken (V– och S–balk) innehåller en anpassningsenhet som dels matar drivspänningarna till roboten dels signaler från robotens målsökare till flygplanets vapensystem. Dessutom innehåller enheten relälogik för osäkring och avfyring samt för identifiering av hängd robot.



F7–A–A0326–AA–01–P01

Bild 34. Lavett 24 med robotskena

10.2 Lavett 74

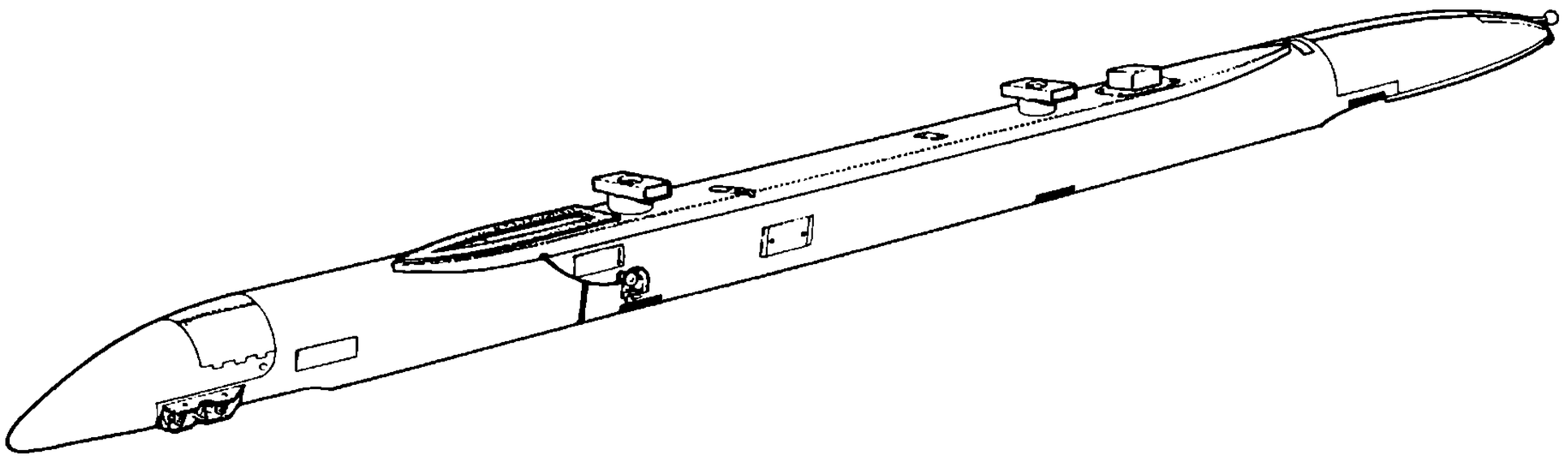
Lavettens undersida är utformad som en utskjutningsskena för roboten. I anslutning till skenan finns en spärrmekanism som håller kvar hängd robot, samt gejdrar som hindrar roboten att vibrera i skenan. Skenan styr roboten under separationsfasen.

I lavetten finns säkerhetsströmställare, som påverkas av en nyckel och bryter aktiveringsspänningar till roboten.

Lavetten innehåller en elektronikenhet, som anpassar signaler och spänningar mellan flygplanet och roboten. Den består av kraftenhet som matas med 3–fas 400 Hz och matar ut drivspänningar till robotens enheter.

Enheten innehåller också relälogik för aktivering av roboten samt förstärkare för IR–tonen till föraren och signalen antennläge.

I lavetten ingår också en gasflaska med ledningssystem för kylning av målsökarens IR–detektor.



F7–A–A0325–AA–01

Bild 35. Lavett 74

10.3 Strömförsörjning balkläge S7 och V7

Matningsspänningen 200/115 V matas till lavettens kraftenhet från sekundärskena A via reläboxen 275. Spänningstillslaget styrs av en signal från CK/MPE. Från kraftenheten matas dels likspänning till lavettens kretsar och för aktivering av robotens zonrör och målsökare samt tändspänning till motorn, dels 115 V växelspänning till robotskenans kraftenhet. Robotskenans kraftenhet strömförsörjer skenans elektronikkretsar och matar likspänning (+28 V och +175 V) för robotens interna kraftbehov samt blockeringsspänningar till mottagaren och servona.

10.4 Strömförsörjning balkläge R7

I balkläge R7 ansluts robotskenan direkt till balken utan mellanliggande lavett. Lavettens kretsar och funktioner ersätts av motsvarande kretsar som finns i balken. Spänningarna från robotskenan är de samma som i balkläge S7 och V7.

10.5 Akustisk signalgivning

Från och med generatorinkoppling och fram till avfyring avger robotens målsökare en signal (akustisk) vars styrka är proportionell mot den IR–strålning som träffar densamma. Signalen förstärks i robotskenans elkraftenhet och matas till förarens hörlurar. Signalens nivå kan manuellt regleras med ratten LJUDSTYRKA UK–DÄMP. Om ratten trycks in erhålls 100 % dämpning av eventuell radiotrafik. Relälogik i flygplanet ser till att den akustiska signalen alltid kommer från den robot som ska avfyras. Valet av robot som ska avfyras styrs av CK/MPE.

10.6 Avfyringskretsar

10.6.1 Osäkring

Vid osäkring avger CK/MPE osäkringsimpuls till vald robot, under förutsättning att villkoren NUF (nosställ utfjädrat), HNS (höger noslucka stängd), OP/ÖVN och IRRB vald matas till CK/MPE vapenlogik.

När säkring sker erhåller impulsenheten matningsspänning, under förutsättning att nosställsluckan är stängd. Samtidigt inkopplas elkraftenheten i robotskenan om lastväljaren står i läge OPERATIV eller ÖVNING och J/A–väljaren i läge IRRB.

10.6.2 Frigöring målsökare

När föraren hör en IR–ton i hörlurarna kan han efter osäkring frigöra den arreterade målsökaren och låta denna följa målet. Frigöring görs med frigöringsknappen på gasspakshandtaget genom att trycka in och därefter släppa denna. Återarretering till rakt–framläget kan ske genom säkring, eller genom att trycka in frigöringsknappen och hålla den intryckt (snabbarretering).

10.6.3 Avfyring

Vid avfyring ger CK/MPE en avfyringsimpuls till aktuell robot under förutsättning att lastväljaren står i läge OPERATIV och att roboten är vald via J/A–väljaren eller genom snabbval.

Avfyringsimpulsen sluter strömmen mellan robotskenans elkraftenhet och roboten. Härvid frigörs målsökarens gyro samtidigt som gasgeneratorn (krutpatron) antänds. Gasgeneratorn driver i sin tur en turbogenerator samt robotens roderservon.

Turbogeneratorn, som förser målsökaren med spänning efter avfyring, avger när den nått rätt varvtal och spänning en impuls till robotskenan, varvid ström från elkraftenheten matas dels till robotens zonrör för aktivering av dess termobatteri och dels till raketmotorn för tändning av denna. Tiden från avfyring till dess att roboten lämnar flygplanet är ungefär 0,7 s.

10.6.4 Framstegning

Robotarnas avfyringsföljd är bunden så att vänster robot går först vid avfyring. Om höger robot önskas avfyras först, kan detta ske efter manuell framstegning genom att strömställaren IRRB FRAMSTEGN trycks in. Avtryckaren måste då vara i säkrat läge.

10.7 Nödfällning

Robotar i Lavett 74 kan nödfällas.

10.8 Vapenval

Av nedanstående tabeller framgår de aktuella manöverorganens inställning vid anfall med IR–RB.

Tabell 11. RB24/24J

Manöverorgan	Läge	Alternativ
Förarrum		
J/A–VÄLJARE	IR–RB	Luftmål
Snabbval IR–RB	IR–RB	Luftmål
SIKTNINGSVÄLJARE	Aktuell spännvidd	
LJUDSTYRKA UK–DÄMP	Lämplig signalstyrka	
FRIGÖRING MÅLSÖKARGYRO	Intryckt och släppt Intryckt	Målsökaren frigörs Målsökaren snabbarreterar
IR–RB FRAMSTEGN	Intryckt	Omval av robot
Höger apparatrum		
VAPENANTAL	1 2 3 — 4	1 IRRB 2 IRRB
VAPENVÄLJARE	Alla lägen	
LASTVÄLJARE	OPERATIV ÖVNING BLIND	
NOSVINGEKLAFF	ÖVRIGA	—
	AKAN ARAK KA/KB	Akan eller motm som blandalt

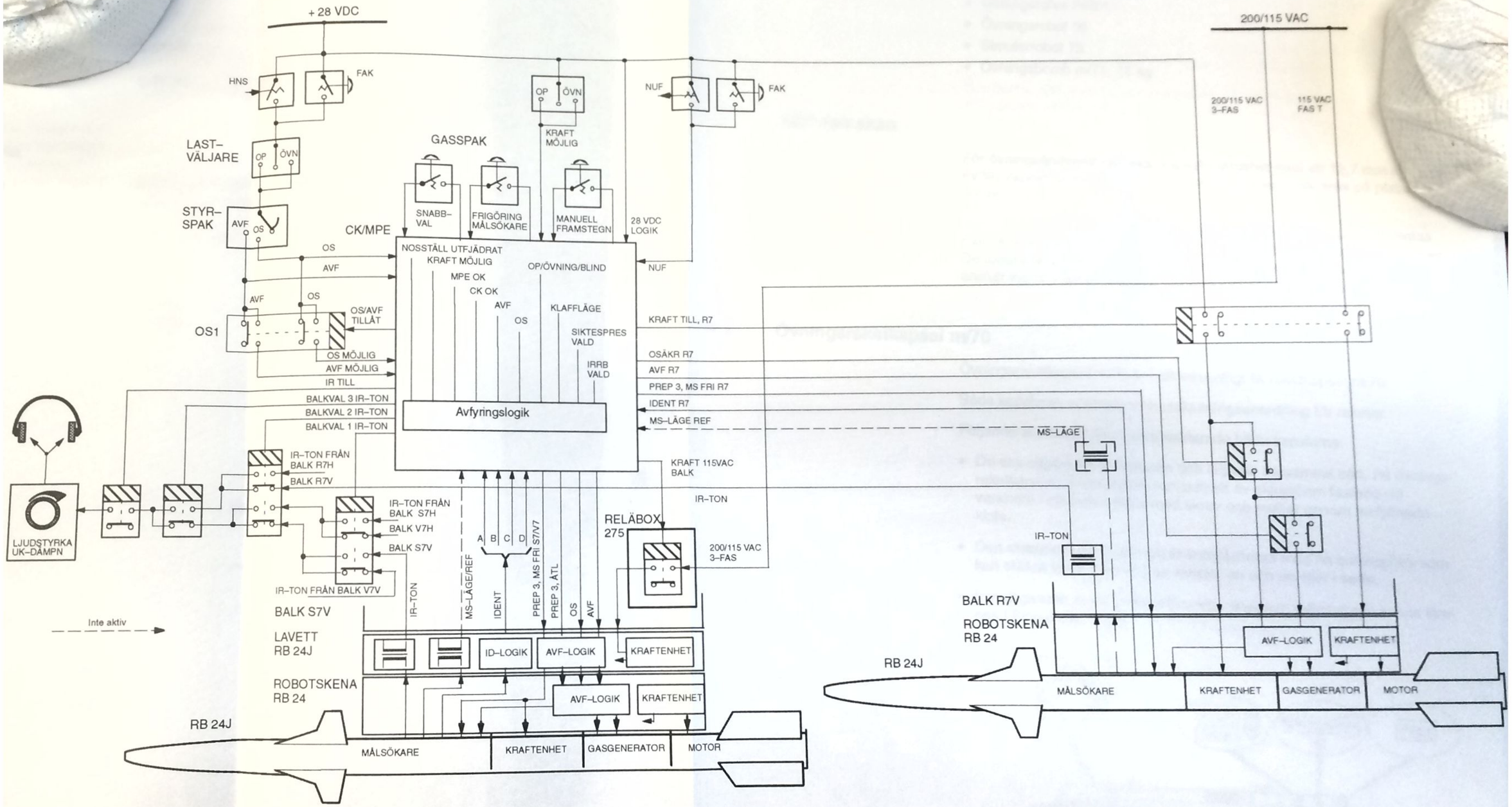


Bild 36. Elkretsar RB 24/24J/74, principschema

11 Övningsvapen

Flygplan AJ37 kan utrustas med följande typer av övningsvapen:

- Akan m/39, 12,7 mm
- Övningsraketer 6,3
- Övningsraketkapsel
- Övningsrobot 24/24J
- Övningsrobot 05
- Simulerrobot 75
- Övningsbomb m/71, 15 kg.

11.1 12,7 mm akan

För övningsändamål kan akankapseln utrustas med en 12,7 mm akan m/39. Vapnet är monterat i en särskild insats som placeras på platsen för 30 mm akan.

12,7 mm akan m/39, som arbetar enligt principen "kort piprekyl", matas med länkbandad ammunition från ett magasin som rymmer 100 patroner. De tomma länkarna och tomhylsorna uppsamlas i påsar som placeras i anslutning till vapnet. Vapnets eldhastighet är 15 — 18 skott/s.

11.2 Övningsraketkapsel m/70

Övningsraketkapsel m/70 är i allt väsentligt lik raketkapsel m/70.

Båda kapslarna används som utskjutningsanordning för raketer.

Följande avvikelser finns dock mellan de båda kapslarna:

- De sex skjutrören är fastsatta och lagrade på samma sätt. På övningsraketkapseln är dessutom vart och ett av skjuvrören fästade vid varandra i sin bakre ände med skruv och mutter genom en fyllnadsklots.
- Den elektriska installationen är kompletterad med en omkopplare som kan ställas in för skjutning av raketer en och en eller i serie.
- Impulsgivaren är av annat utförande, eftersom avfyring ska kunna lämnas i Singel eller Serie.

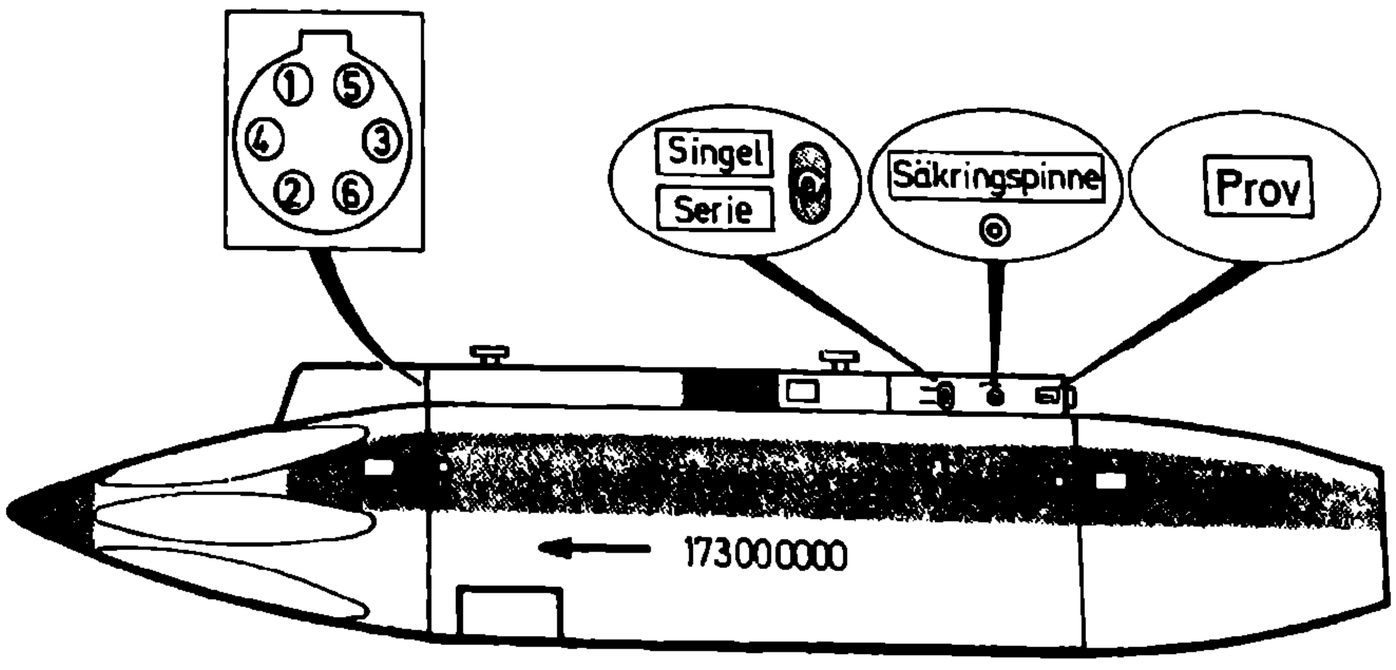
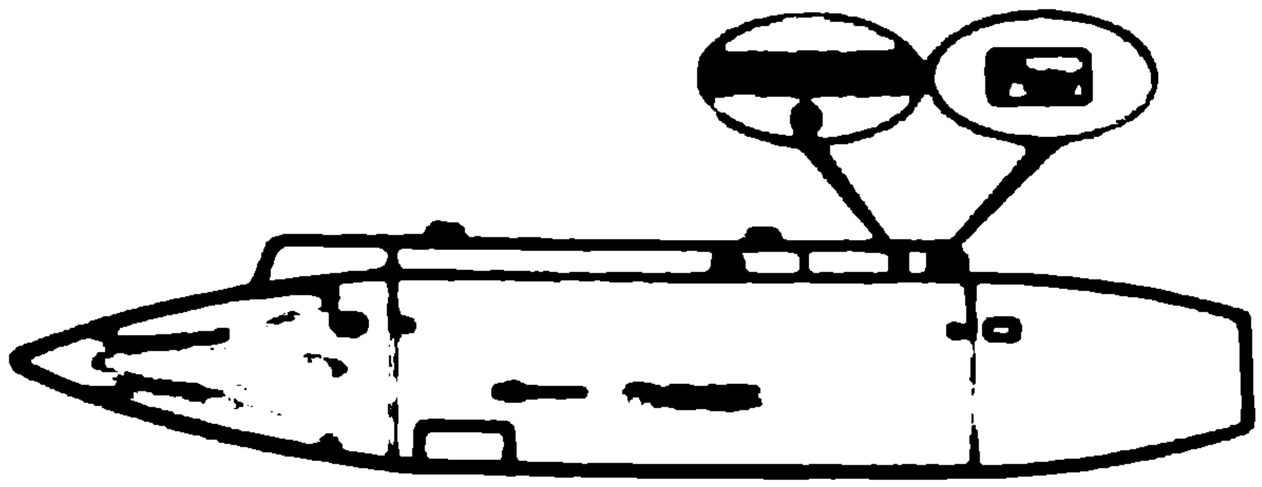


Bild 37. Övningsraketkapsel m/70

[redacted]

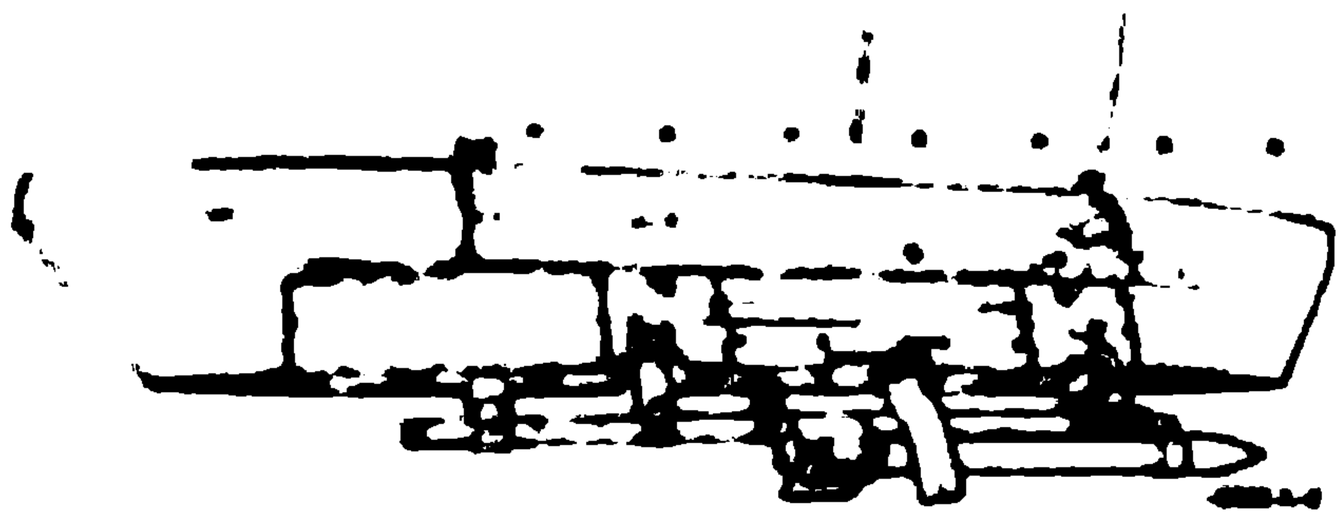
[redacted]



[redacted]

[redacted]

[redacted]



[redacted]

11.5 Övningsbomb 15 kg

Vid övningsfällning av bomber kan föraren, med strömställaren IMPULS/SERIE, välja mellan att fälla en eller två övningsbomber under varje anfall. Vid IMPULS fälls en bomb, som markerar mittbomben av en tänkt bombserie. Vid SERIE fälls två bomber som markerar den första bomben och mittbomben. Varje "tänkt" bombserie består av 8 eller 16 bomber, beroende på om övningsbomber är hängda i två eller fyra lavetter. I varje lavett kan en till fyra övningsbomber hängas.

Om två lavetter är hängda med två övningsbomber i vardera kan två anfall med SERIE–fällning, eller fyra med IMPULS–fällning utföras.

Bomberna fälls, oavsett hur många som är hängda med den fällningsföljd som anges på Bild 12.

11.6 Simulerrobot 75

Roboten, som är vikts– och tyngdpunktsriktig, liknar till det yttre en taktiskt RB 75 men saknar roder och domskydd. Det går att förse roboten med bortsprängbart domskydd.

Den har samma målföljare som den taktiska roboten men saknar styrautomat och roderservo, se Hemlig del. Dessutom saknas stridsdel, raketmotor och hydraulanläggning.

Bilden från målföljaren matas förutom till EP 13 även för registrering, till en i flygplanet placerad videobandspelare.

Registreringstiden är 20 min per bandkassett.

Robotens färgmärkning är ett grönt blad.

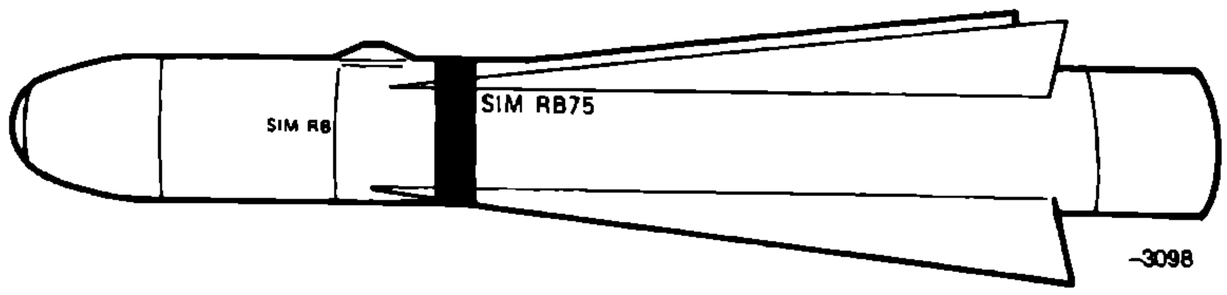


Bild 40. Simulerrobot 75

11.7 Övningsrobot 05

Övningsrobot 05 saknar verkansdel och zonrör. I övrigt är roboten försedd med samma utrustning som den stridsladdade RB 05.

11.8 Övningsrobot 24/24J/74

Övningsrobot 24/24J/74 är endast utrustad med målsökardelen samt med de organ som avger akustisk signal. Övningsroboten hängs i samma balkar som RB 24/24J/74.

11.9 Laserreflektorpod

Laserreflektorpoden är avsedd för LV–utbildning med skjutsimulator av typ BT 35 för såväl kanonluftvärn som robotsystem. Poden kan hängas enkel eller parvis i balkarna V7 och S7. Det kan vidare hängas med eller utan extratank och i kombination med övrig tillåten yttre last. Poden går ej att nödfälla.

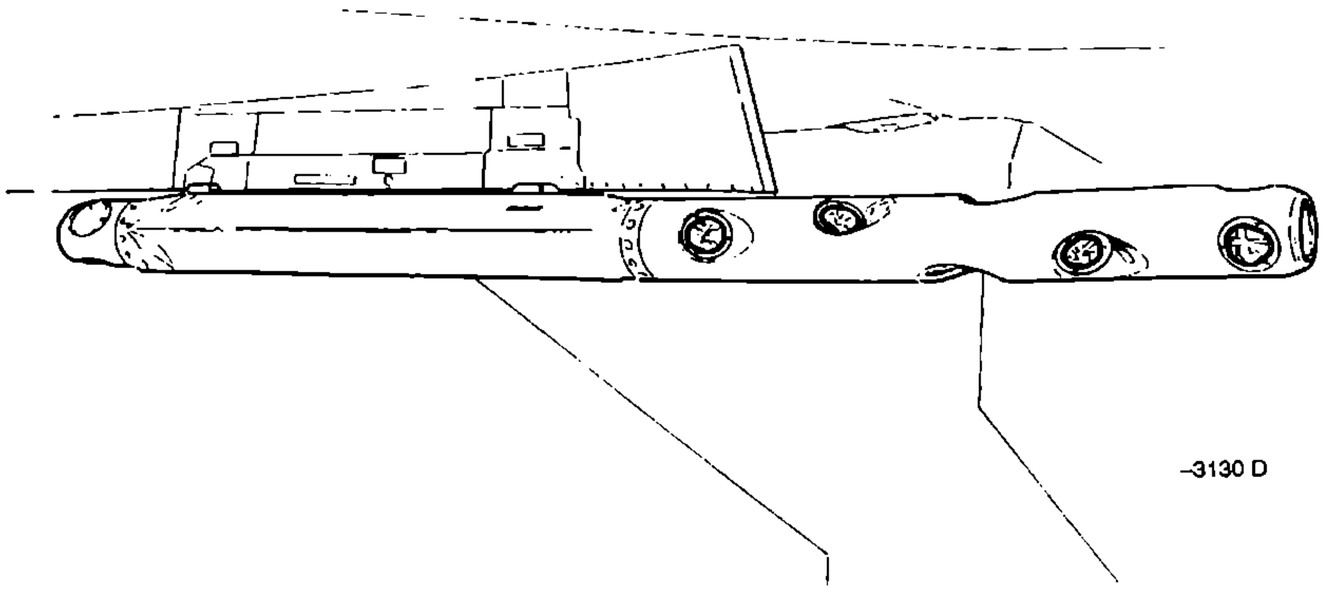


Bild 41. Laserreflektorpod (balk V7H)

11.10 Fiktiv last

För att kunna träna olika attackvapensystem under samma flygning finns en funktion för fiktiv vapenlast. Fiktiv last väljs genom inknappning på datapanelen, vilket i princip innebär att funktionerna för vapeninställarpanelen flyttas till datapanelen.

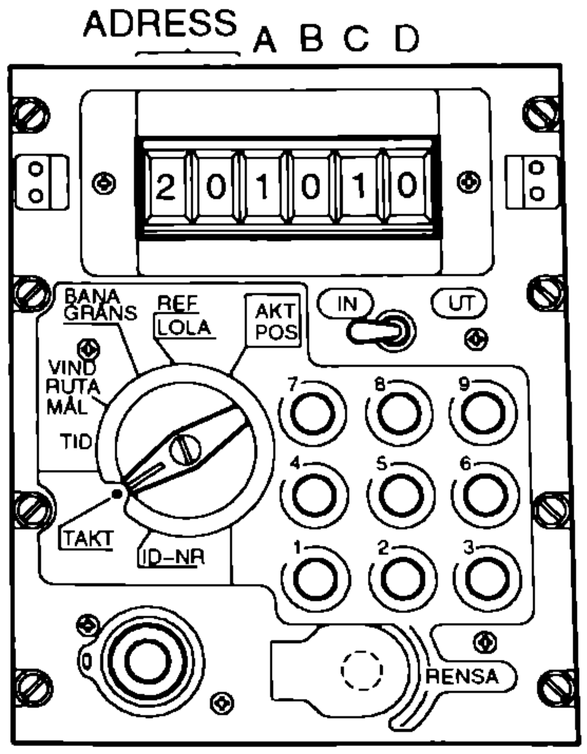
11.10.1 Förutsättningar

Funktionen för fiktiv last bygger på följande förutsättningar:

- Fiktiv last väljs med datapanelen.
- Fiktiv last väljs med lastväljaren i läge BLIND.
- Strömställare och omkopplare på vapeninställarpanel inställs efter hängd last.
- Vapenpanelen i kabinen inställs efter önskad funktion för den fiktiva lasten.
- Fiktiva lasten består av operativa– eller övningsvapen.
- Fiktiva lasten för bomber är 16 st.
- Siktesfunktioner för fiktiv last stämmer överens så långt det är möjligt med operativa eller övningsvapen.
- Anfall med fiktiv last kan utföras mot alla brytpunkter och landningsbaser. Om det operativa vapnet har begränsningar vad gäller brytpunkter gäller samma regler för fiktiv last (t ex LYSB endast mot M5).
- Möjlighet finns att träna reservsikte med fiktiv last.
- Bränsleberäkning, klaffläge och FK–lampfunktion stämmer med hängd, inställd, last.

11.10.2 Inmatning av kod för fiktiv last

Inmatning av fiktiv last sker med dataväljaren i läge TAKT och med IN/UT–omkopplaren i läge IN. Inmatningen verkställs genom att trycka ner knappen LS. Inmatningen sker med adress 20 och enligt de principer som redovisas av nedanstående bild och tabeller.



F7–A–A0373–AA–01

Bild 42. Dataindikator, fiktiv last

	0 = ingen fiktiv last	
	1 = IR–RB	
	2 = AKAN	
	3 = AKAN/05/75	Observera att vapenordningen
A =	4 = 05/75	följer vapenväljarens
	5 = LYSB	ordning från vänster
	6 = BOMB (16 st)	till höger
	7 = 04/15/BK	
	8 = ARAK	
	0 = UTAN	BFASK
B =		RZON
	1 = MED	RB 75
	0 = OPERATIV	
C =	1 = ÖVNING	
	2 = RESERVSIKTE OPERATIV	
	0 = LITET	
D =	1 = MEDEL/BK	
	2 = STORT	

— OBS

Väljs RB 05 operativ/övning (koderna 203000/203010/203020 eller 204000/204010/204020) erhålls RB 05 simuleringsfunktion.

Utmatning av koden sker på normalt sätt för läge TAKT.

Radering av fiktiv last (återgång till inställt lastalternativ) sker vid inknappning av adress 20 med kod 0, eller när skede BER inkopplas efter landning. Rensning av fiktiv last kan också ske med rensning i läge TAKT på marken.

11.10.3 Manöverlogik fiktiv last

Följande inställning av strömställare och omkopplare gäller vid fiktiv last.

Tabell 12.

Manöverorgan	Läge
Förarrum	
J/A–VÄLJARE	Enligt önskad funktion
SIKTNINGSVÄLJARE	Enligt önskad funktion
FÄLLSÄTTSOMKOPPLARE	Enligt önskad funktion
Höger apparatrum	
VAPENANTAL	0
VAPENVÄLJARE	Enligt önskad funktion
Strömställare B FASK R ZON RB 75	Enligt hängd last
SÄK AVST	Enligt önskad funktion för hängd last
LASTVÄLJARE	BLIND

11.10.4 Funktionslogik fiktiv last

Funktionerna för fiktiv last är identiska med funktionerna för operativ last.

Registrering

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Registrerkamera RKA 40	3
2.1	Riktskur	7
2.1.1	Val av riktskur	7
2.1.2	Manuell riktskur	8
2.1.3	Automatisk riktskur	8
3	Bandspelare FB–7	9
4	Registrerkapsel RB 05A	10
5	Videoenhet för RB 75	10
6	Registrering på datastav	11
6.1	Registrering av CK–variabler	11
6.1.1	Presentation på dataindikatorn	12
6.2	Registrering av varnardata	16

Bilder

		Sida
1	Kamerainstallation, RKA 40	3
2	Kamerastart vid CI–registrering	5
3	RKA 40, principschema	6
4	SI–presentation, riktskur	7
5	Inmatning av kod för manuell riktskur	8
6	Bandspelare FB–7 och manöverpanel FR 24	9
7	Exempel på registreringsfilm vid RB 05–skjutning	10
8	Presentation av max ALFA och max lastfaktor	13
9	Utläsning av max lastfaktor (1,6 g)	13
10	Felindikering från FLI	15
11	Registrering av speciella motorgångtider	15
12	Utläsning tid område 1 (15,3 min)	16

1 Allmänt

Syftet med registrering är att effektivisera utbildning av flygförare samt underlätta underhåll och felsökning. Därmed erhålls också ökad flygsäkerhet.

Registrering kan ske på ett antal olika sätt. Därvid används registrerkamera, tvåkanalig bandspelare, registrerkapsel RB 05A samt en videoenhet för RB 75. Dessutom sker fortlöpande en omfattande registrering på datastav DS 37 samt viss registrering i CK minne, bl a genom uppräkning av s k felceller.

Vid utvärderingen på marken utnyttjas olika specialutrustningar alltefter det aktuella behovet.

2 Registrerkamera RKA 40

Registrerkameran, som är av typ RKA 40, fotograferar informationen i siktlinjesindikatorn integrerad med aktuell omvärldsbild. Alternativt fotograferas informationen på centralindikatorn, varvid inget av omvärlden registreras.

Kamerainstallationen består av två enheter, den demonterbara kameran och den permanent fastsatta exponeringsenheten, se Bild 1. Kameran monteras i en hållare på SI.

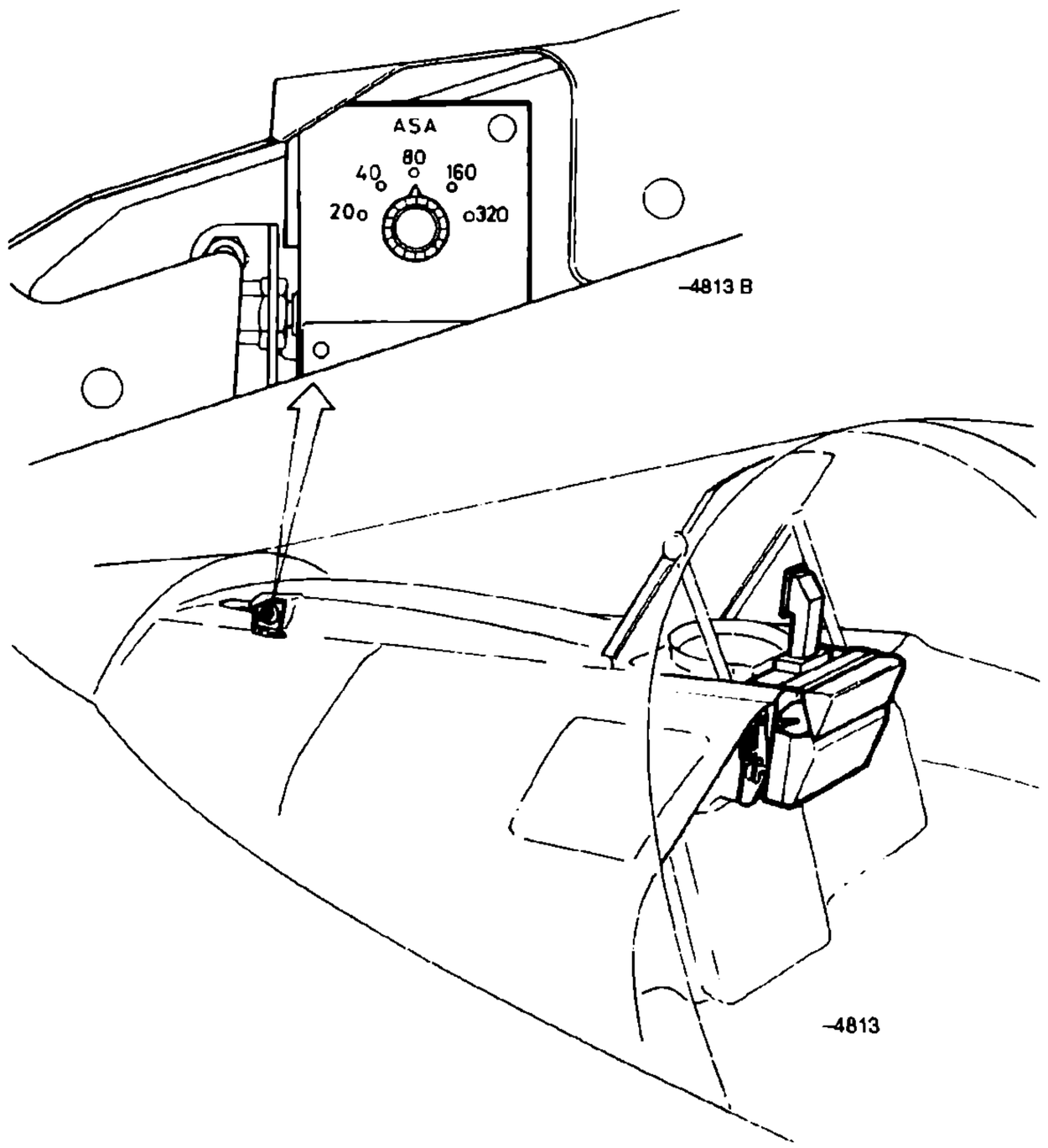


Bild 1. Kamerainstallation, RKA 40

Kameran är utrustad med ett separat flyttbart pannskydd, varför det ordinarie pannskyddet på SI tas bort vid monteringen. Registrering kan ske antingen av SI–presentationen eller CI–presentationen. Vid skifte mellan SI– och CI–registrering, vilket endast kan göras på marken, vänds kameran 180° och en brytare på kamerans sida ställs i motsvarande läge SI/CI.

Information om vald montering ges till CK genom inmatning på datapanelen i läget TAKT/IN av aktuell kod till adress 41:

- kod 0 — SI–monterad kamera
- kod 1 — CI–monterad kamera.

Förutom att kameran startar och stannar automatiskt enligt nedan, är den försedd med ett manuellt TILL/FRÅN–slag (T/F) samt en därtill hörande avbländningsbar indikeringslampa. Se Bild 2. Vidare finns ett tumvred för manuell filmframmatning, en indikator som visar när kameran arbetar efter automatisk start och en indikator som visar kvarvarande filmmängd.

Exponeringsenheten är permanent monterad långt fram ovanpå siktlinjesindikatorn. Den är på sin vänstra sida försedd med en omkopplare för inställning av filmkänsligheten i ASA. Enheten är dessutom försedd med en inbyggd fotocell för mätning av infallande ljus vid SI–registrering. Vid CI–registrering påverkas exponeringsenheten av en spänning som är proportionell mot CI–polaroidfiltrets inställning. Exponeringsenhetens uppgift är att med kännedom om filmkänslighet och infallande ljus alternativt polaroidfiltrets inställning lämna en spänning till RKA 40 för inställning av rätt bländare.

Vid test av kamerafunktionen vid utfällt landställ kan nosställets mikroströmställare förbikopplas genom intryckning av knappen FÖRBIK AVFYRINGSKRETS.

SI–registrering

För SI–registrering används två utbytbara objektiv, ett vidvinkel– och ett teleobjektiv med 25 respektive 65 mm brännvidd. För att erhålla god kontrastverkan och för kompensering av ljusbrytningen i frontrutan är objektiven försedda med gulfilter av sfärisk form. Före flygning ska normalt önskat objektiv vara monterat. Efter registrering bör objektivet parkeras i härför avsedd objektivhållare på höger reling. För att eliminera risken att objektivet tappas är detta fäst med en nylonlina vid amortisören för kartfacket. Bildhastigheten vid SI–registrering är 7 bilder/s.

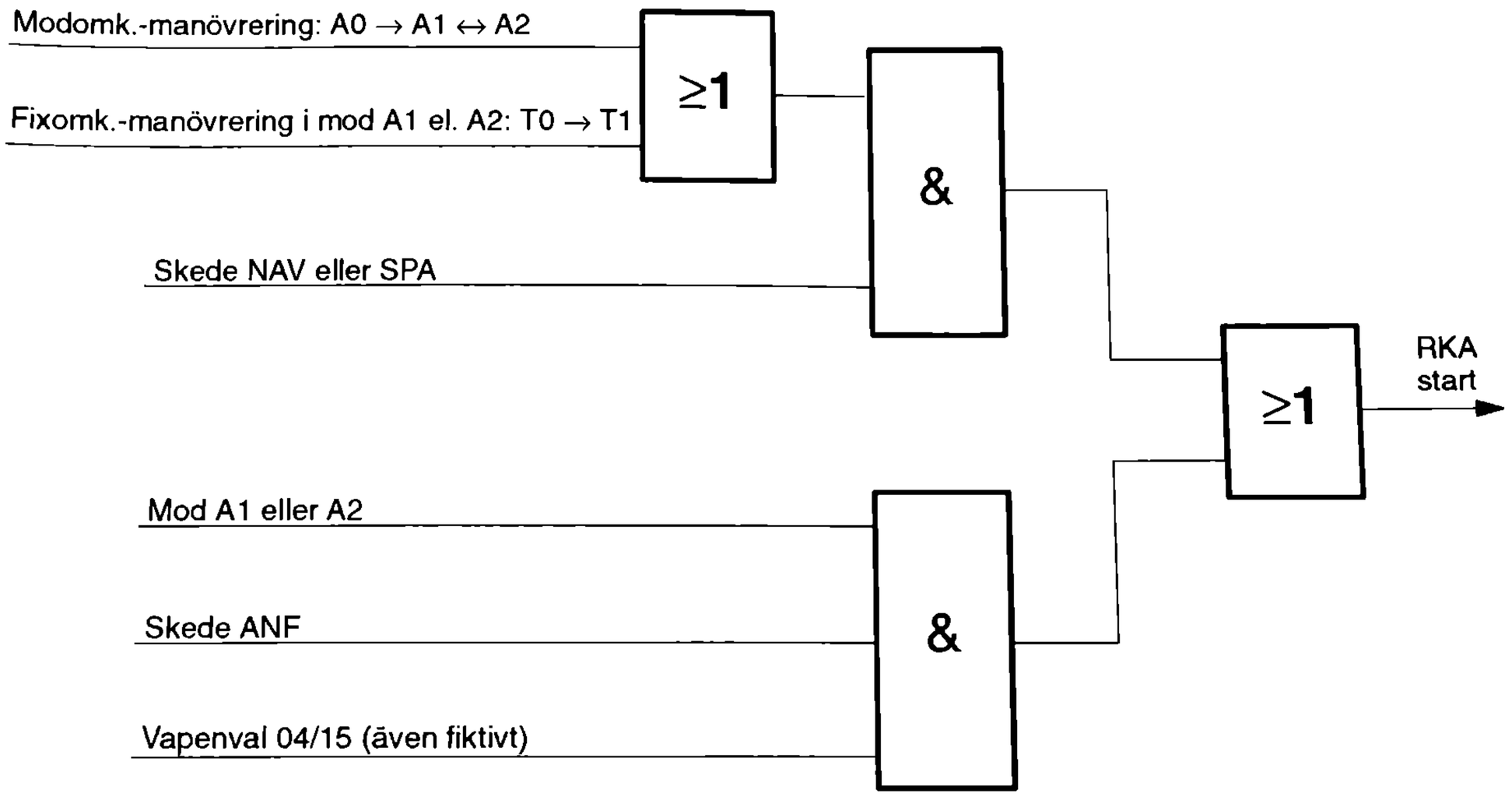
Start av SI–registreringen sker vid osäkring i skede ANF.

Speciella villkor för start och stopp av SI–registreringen i RKA 40 gäller vid användning av riktskurfunktionen. Se nedan Avsnitt 2.1 Riktskur.

CI–registrering

För CI–registrering används ett specialobjektiv, med 20 mm brännvidd, konstruerat för fotografering i sned vinkel mot CI. Registreringen sker på impuls från radar med 1 bild/antennsvep (1 bild/s.)

Vid CI–registrering startar kameran automatiskt på de villkor som framgår av Bild 2 nedan.



F7–A–A0332–AA–01

Bild 2. Kamerastart vid CI–registrering

Automatiskt kamerastopp

I skede ANF stannar kameran automatiskt såväl vid SI– som CI–registrering så snart startvillkoren enligt ovan inte längre är uppfyllda.

Vid CI–registrering i skede NAV och SPA tillämpas en annan princip. Då stannar kameran automatiskt först efter exponering i 10 s.

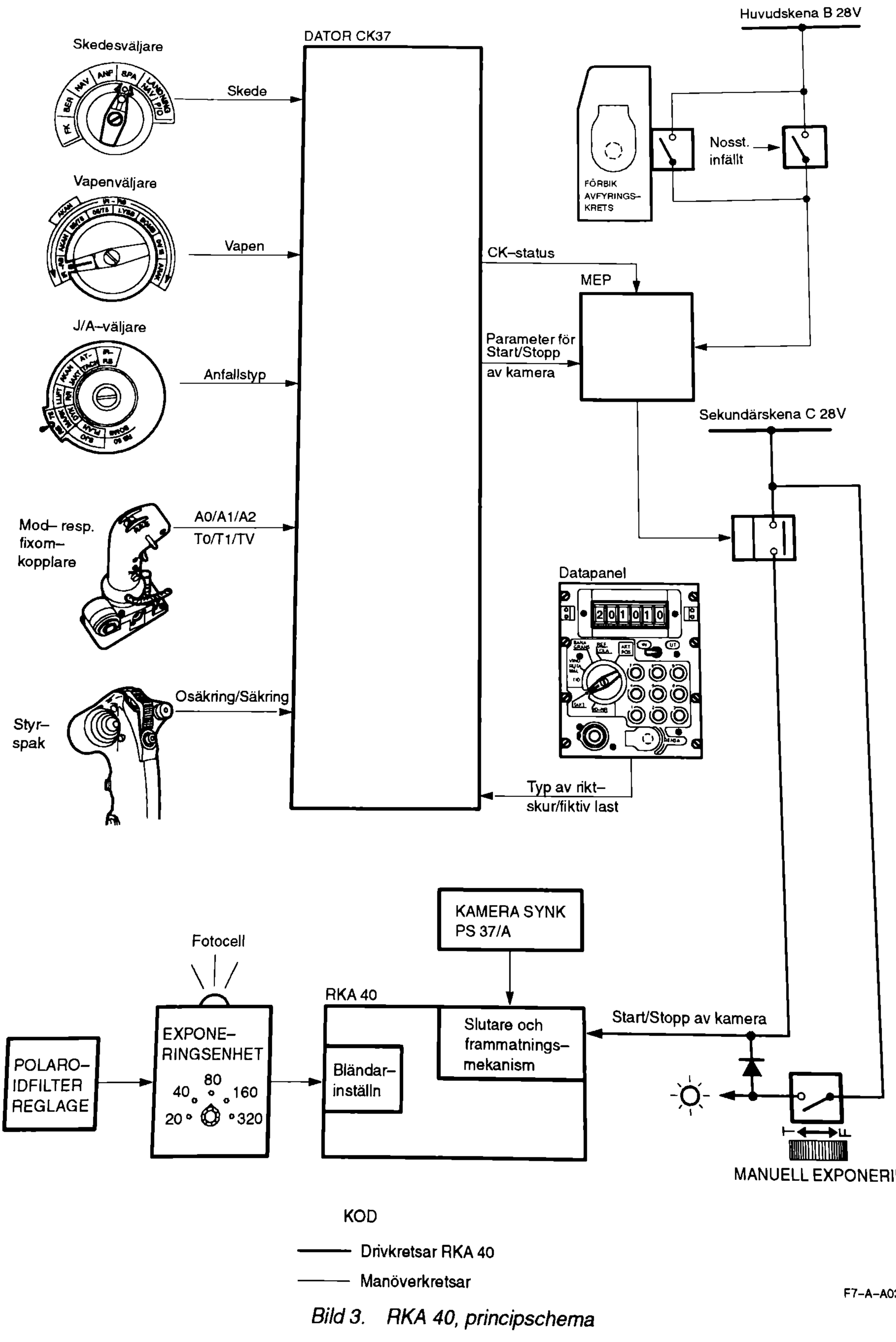


Bild 3. RKA 40, principschema

2.1 Riktskur

Med riktskur avses en flygplanfast SI–presentation avsedd att fotograferas med RKA 40 som referens för utvärdering av siktesfilm. Riktskurfunktionen ger i RKA 40 en registrering som visar var X–axeln ligger i SI–presentationen. Detta gör att ungefärliga träffresultat vid övningar kan uppskattas efter genomförda taktiska anfall utan ammunition.

Riktskur är även ett bra hjälpmedel vid felsökning i siktessystemet, speciellt eftersom filmning av SI kan utföras både på marken och i luften.

Riktskurpresentationen i SI kan erhållas såväl manuellt som automatiskt. Presentationen består av attackpresentation med fasta 2°–stolpar och fast riktprick svarande mot siktlinje som är dumpad 3° i förhållande till X–axelns riktning (X_{65B}) om SI–glaset är i det övre läget. Se Bild 3.

Med **manuellt förfarande** avses att föraren vid lämpligt tillfälle under anflygningen övergår till riktskurpresentation genom inmatning på datapanelen av en speciell kod samt att han startar RKA 40 manuellt.

Vid **automatiskt förfarande** erhålls riktskurpresentationen automatiskt när avfyringsomkopplaren släpps och RKA 40 startar och stannar automatiskt vid osäkring resp säkring.

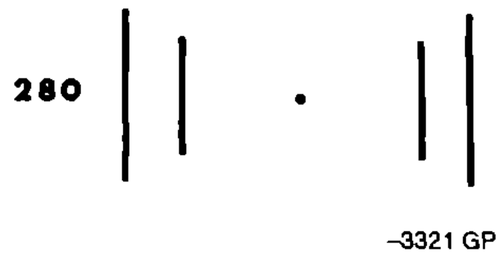


Bild 4. SI–presentation, riktskur

2.1.1 Val av riktskur

Riktskurfunktionen väljs och bortkopplas genom inmatning på datapanelen av en kod (1, 2 eller 0) till adress 40. Inmatningen görs i läge TAKT/IN och kan utföras såväl på marken som i luften. Den verkställs som vanligt för läge TAKT med LS–knappen.

Följande samband råder mellan inmatade värden och funktioner:

- 401 ger manuell riktskur
- 402 ger automatisk riktskur
- 400 ger bortkoppling av riktskur.

Utmatning av koden för kontroll, samt rensning, sker på normalt sätt för läge TAKT.

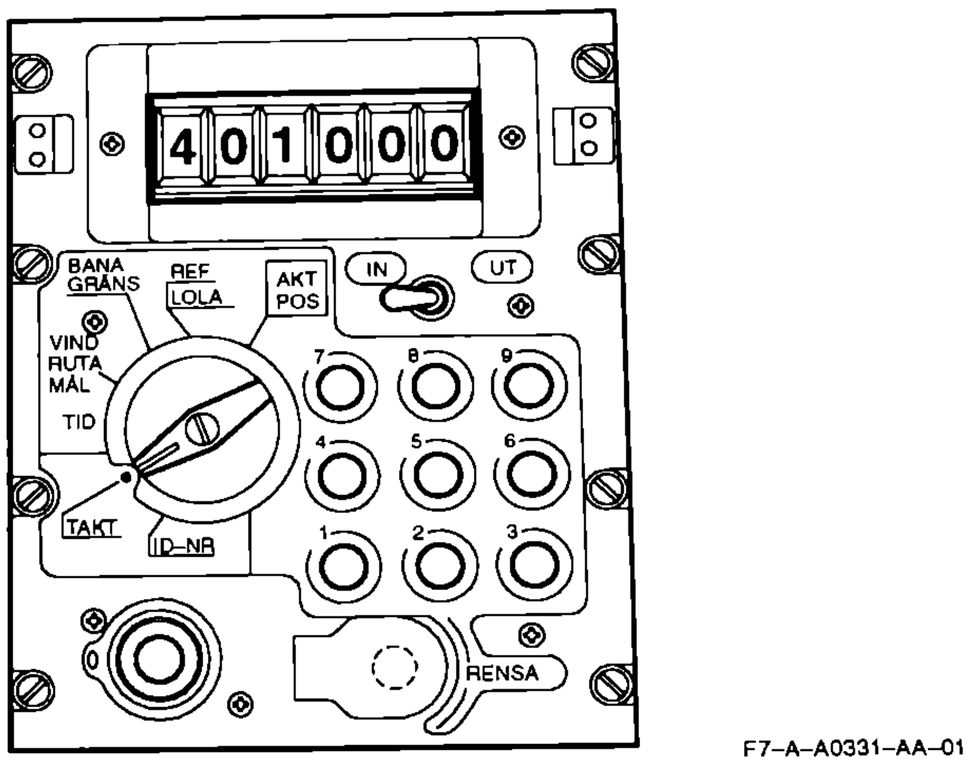


Bild 5. Inmatning av kod för manuell riktskur

2.1.2 Manuell riktskur

Manuell riktskur erhålls om följande villkor är uppfyllda:

- Skede NAV eller LANDNING.
- Säkrat läge i skede NAV.
- Dataväljaren i läge AKTPOS.
- IN/UT–omkopplaren i läge UT.
- Kod 401 inmatad.

Vid manuell riktskur startar och stoppar föraren RKA 40 manuellt.

Manuell riktskur bortkopplas då någon brytpunktsknapp trycks ner. Då ersätts presentationen i SI med normal presentation. Samtidigt nollställs koden för val av manuell riktskur. Bortkoppling och nollställning erhålls också vid val av skede ANF eller vid osäkring i skede NAV.

Här bör dock observeras att manuell brytpunktsväxling erhålls om någon annan brytpunktsknapp än destinationens trycks in.

2.1.3 Automatisk riktskur

Automatisk riktskur, kod 402 inmatad, erhålls tiden efter avslutad avfyring och fram till säkring vid följande siktesmoder:

- AKAN/A, AKAN/J, övningsinstallation AKAN
- ARAK, ÖRAK
- BOMB DYK–anfall
- BOMB PLAN–anfall.

RKA 40 startar på normalt sätt vid osäkring och stannar vid säkring.

Automatisk riktskur erhålls vid varje sikteslöpa, dvs kod 402 raderas inte automatiskt.

3 Bandspelare FB–7

Bandspelare FB–7 är försedd med tre ingångar, två för registrering och en för start/stopp av inspelning. Registreringen, som avser såväl talkommunikation som varnings– och informationssignaler, sker i två kanaler.

Start av bandspelaren sker manuellt eller automatiskt och speltiden är högst 45 minuter vid kontinuerlig drift och kassett C90 (30 minuter vid C60). Oavsett vad som orsakat bandspelarstarten, så registreras vid gång varje slag av information som FB–7 är avsedd för, dvs

- Inkommande radiotrafik (även markkommunikationen).
- Utgående radiotrafik (även markkommunikationen).
- Signaler från App 27.
- Andra varnings– och informationssignaler.

Läget på omkopplaren MIK BAND på FR 24 manöverpanel (se Bild 5) är avgörande för när registrering sker.

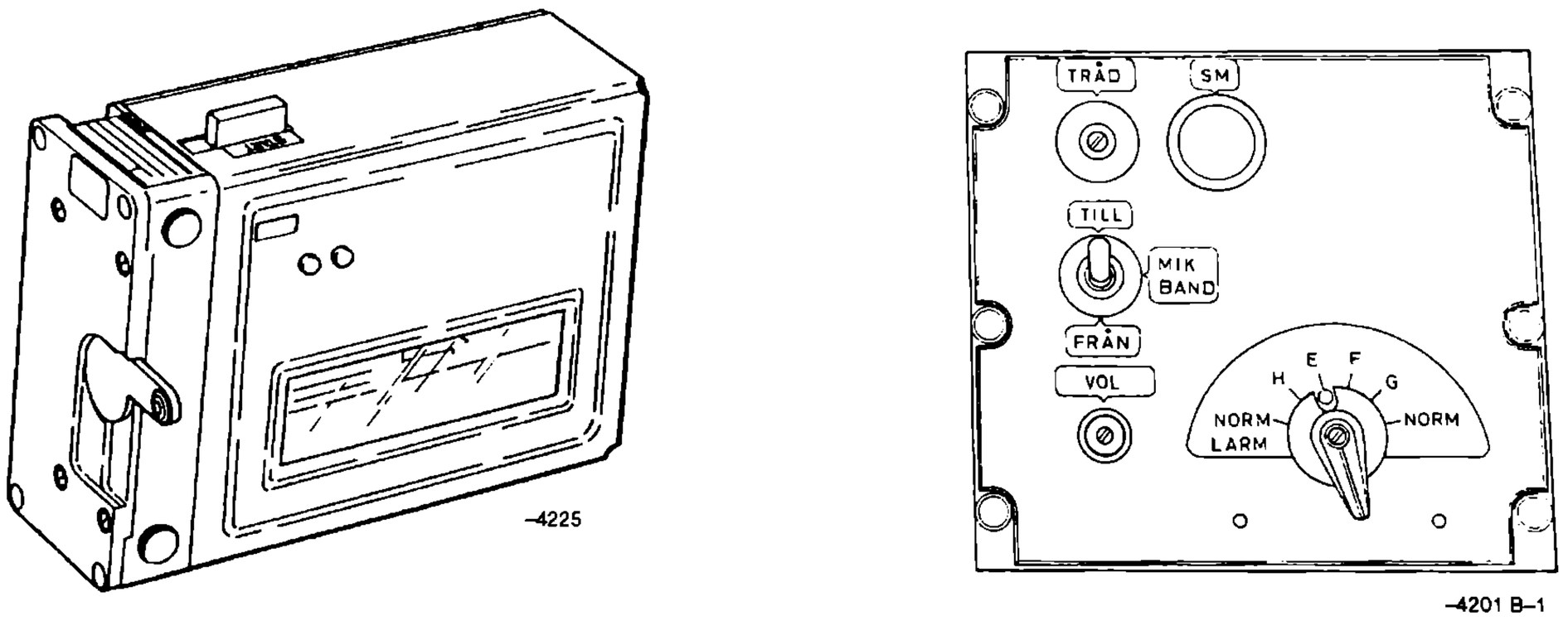


Bild 6. Bandspelare FB–7 och manöverpanel FR 24

Om omkopplaren MIK BAND står i läge FRÅN erhålls automatisk bandspelarstart dels om varningsoscillatorn i FR 22 får huvudvarnings– eller högalfavarningssignal och dels vid signal från Apparat 27. Bandspelaren startar även automatiskt vid sändning med FR 22 eller FR 24. Den stoppar samtidigt som signalen upphör.

Manuell start utförs genom att omkopplaren MIK BAND ställs i läge TILL. Bandspelaren går därefter kontinuerligt. Detta startförfarande krävs för att registrera RB 24–ton och inkommande radiotrafik.

4 Registrerkapsel RB 05A

För registrering av robotstyrningen vid skjutning med RB 05 finns i vissa flygplan installation för hängning av en registrerkapsel. Registrerkapseln hängs i balkläge 7 och robot, som ska registreras, i balkläge 3, dvs i balk V7V resp S7V. Registrerkapseln innehåller en datakamera av typ MULTI-DATA och en oscillograf av typ SFIM.

Datakameran filmar på 35 mm film robotbanan och målet samt registrerar digitalt förarens styrkommandon och exponeringsnummer, se Bild 6. Kameran arbetar med 10 bilder/s och total registreringstid är 150 s. För anpassning till aktuell anfallskonfiguration kan kameran på marken steglöst ställas in i sidled upp till ± 22,5°. Dessutom kan kamerans öppningsvinkel ändras genom objektivbyte.

Oscillografen registrerar analogt på en remsa styrkommandon i sida och höjd samt avfyringssignal. För synkronisering med kameran markeras även varje exponering på remsan.

Under förutsättning att aktuella manöverorgan är inställda för skjutning med RB 05, placerad på vänster sida, startar kameran och oscillografen vid osäkring och registrering sker av exponeringsnummer vid avfyring. Registreringen stoppas vid säkring. Eftersom vapensystemet automatiskt väljer högerhängd robot vid förnyad osäkring kan endast en registrering utföras per flygpass.

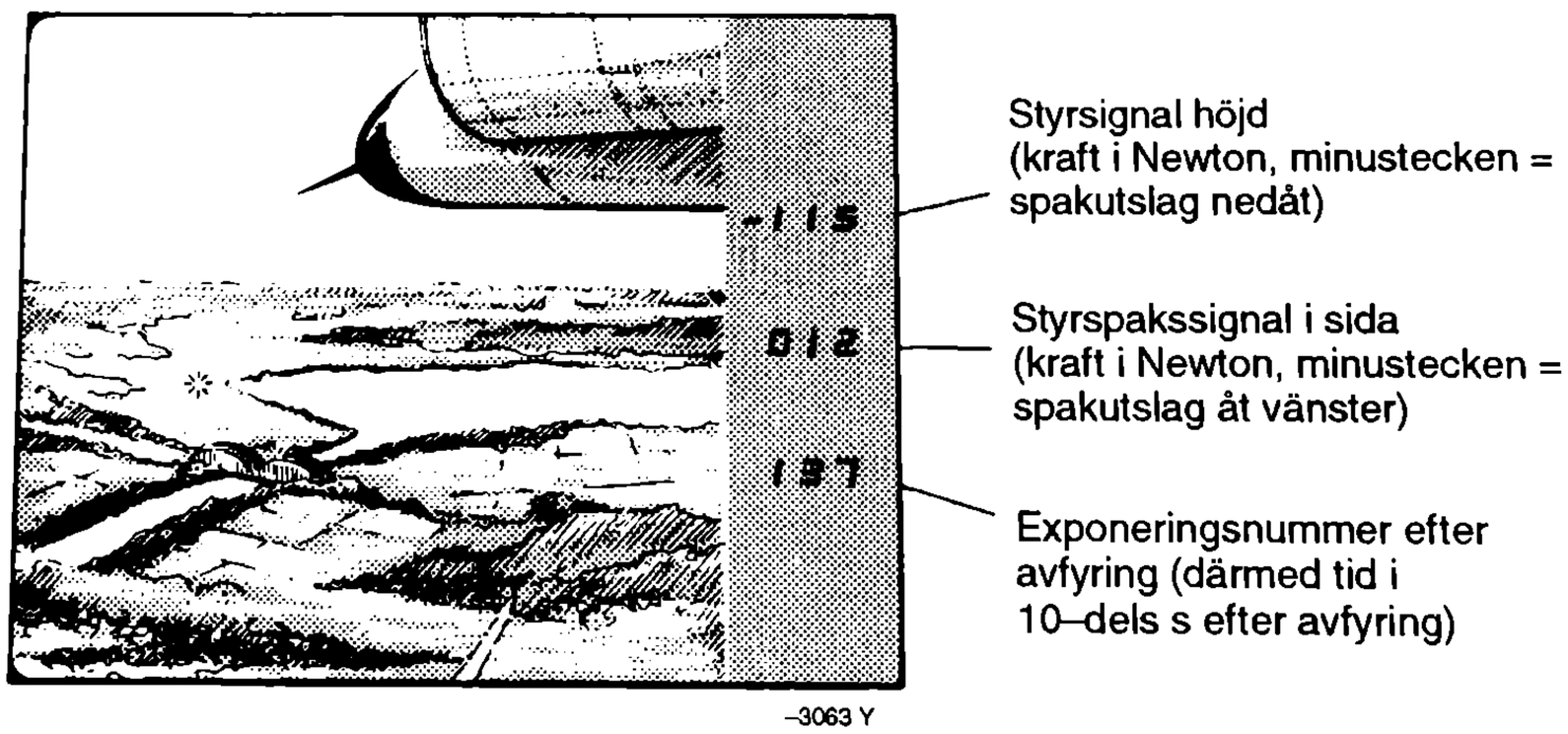


Bild 7. Exempel på registreringsfilm vid RB 05–skjutning

5 Videoenhet för RB 75

För utbildningsändamål finns i främre apparatrum en s k videoenhet att användas tillsammans med RB 75. Registrering sker av bl a EP 13–information såväl för RB 75 som för simulerrobot 75.

Registreringstiden är 20 minuter per kassett, och kassettbyte görs via en servicelucka på framkroppens vänstersida.

6 Registrering på datastav

Datastav DS 37 används dels för lagring av uppdragsdata inför ett förestående uppdrag, dels för lagring av data som registreras under uppdragets gång. I det följande behandlas enbart registreringsaspekten. Vad gäller hanteringen av datastaven hänvisas till Flik 24 Navigeringssystem.

För registreringsändamål reserveras i DS 37 standardmässigt minnesareor på sammanlagt upp till 4 Mbyte.

Datastaven kan lagra följande två slag av information i samband med registrering:

- CK–variabler av speciellt intresse (1/2 — 1 Mbyte)
- Varnardata från A27L (3 Mbyte).

De angivna Mbyte–värdena utgör defaultvärdet för de areor som avsatts för resp datamängd. Areastorlekarna kan (inom ramen för 8 Mbyte) förändras med hänsyn till behovet i förestående flygpass.

Registrerad information utvärderas efter ett flygpass primärt i PLA. Förkortningen PLA står för planerings– och analysdator. Utvärderingen görs i normalfallet av flygföraren. Därvid kan vid behov vissa slag av information selekteras och överföras till annat lagringsmedium för fortsatt utvärdering av andra personalkategorier (tekniker, underrättelsepersonal) i andra typer av markutrustning. Se närmare beskrivning i PLA–dokumentationen.

6.1 Registrering av CK–variabler

Av taktiska skäl (t ex i samband med spaning) och för att underlätta underhåll och felsökning i elektroniksystemet i flygplanet sker regelmässigt viss registrering av information som är tillgänglig i CK. (De två registreringsprogrammen FIREG och CYREG som i AJ37 ombesörjer CK–registrering saknar motsvarighet i AJS37. Däremot sker i AJS37 registrering av i stort sett samma variabler.)

Intressanta variabler registreras enligt följande huvudprinciper:

- Fortlöpande registrering med en viss frekvens.
- Registrering i samband med att variabelvärdet ändras (vanlig princip beträffande logiska variabler).
- Registrering vid vissa typer av fördefinierade förlopp eller händelser, t ex vid landning, fixtagning, osäkring eller vid flygpassets slut (14 s efter att noshjulet fjädrat in).
- Registrering på flygförarens kommando med hjälp av händelsemarkeringsknappen på styrspaken. (Bl a ersätter detta förfarande det s k CYREG–stoppet som tillämpas i AJ37.)

Som tidigare nämnts påbörjas i normalfallet utvärderingen med hjälp av PLA. En liten del av den datastavlagrade informationen finns emellertid även i CK minne efter ett avslutat flygpass. Härigenom kan en begränsad form av utvärdering göras utan PLA. Sådan utvärdering kan dels göras i kabinen med hjälp av presentation på dataindikatorn, dels med hjälp av TTB (teletestbil) om sådan är ansluten.

Utvärdering med hjälp av TTB beskrivs detaljerat i
UFS FPL 37 8090–2008 och tas inte upp närmare i detta avsnitt.

Den information som (i begränsad omfattning) kan utvärderas enligt ovan utan PLA avser s k lastfaktorspektrum och CK felceller. Se närmare nedan i Avsnitt 6.1.1 Presentation på dataindikatorn.

6.1.1 Presentation på dataindikatorn

När registrerad information studeras utan användning av PLA eller TTB, utnyttjas dataindikatorn. För att komma åt de olika informationskomponenterna, används därvid dataväljaren och IN/UT–omkopplaren. Därutöver behöver en specifik adress i regel anges genom inknappning på datapanelen. Tillvägagångssättet i stora drag, när det gäller att erhålla presentation på dataindikatorn, framgår av Tabell 1.

Vid utläsning av värden på dataindikatorn kan önskad adress anges genom inmatning på vanligt sätt. Alternativt skapas adressen genom framstegning från föregående adress, vilket görs med IN/UT–omkopplaren.

Tabell 1. Presentation på dataindikatorn

Presentationsobjekt	Referens	Dataväljarlägen	IN/UT–omkopplarlägen	Adresser
Max ALFA	Avsnitt 6.1.1.1**	AKT POS	IN	—
Max lastfaktor	Avsnitt 6.1.1.1**	AKT POS	IN	—
Max lastfaktor*	Avsnitt 6.1.1.2**	ID–NR	UT	00
Lastfaktorspektrum	Avsnitt 6.1.1.3	ID–NR	UT	01 — 08
Indikeringar* avs. internt CK–fel eller primärdatafel	Avsnitt 6.1.1.4**	ID–NR	UT	09
Felceller i CK	UFS FPL 37 8090–2008	ID–NR	UT	10 — 27 30 — 34
Felfunktion RB 15	—	ID–NR	UT	60 — 62
Speciella motorgångtider	Avsnitt 6.1.1.5	ID–NR	UT	80, 81

* Nollställs vid rotation under förutsättning att markrullning förekommit under skede BER.
** Avser presentationssätt som vid vissa betingelser även utnyttjas under flygning.

6.1.1.1 Maxvärden ALFA och lastfaktor

Genom inställning AKTPOS/IN på datapanelen presenteras max ALFA och max lastfaktor på dataindikatorn. Bild 7 ger exempel på max ALFA = 17,8° och max lastfaktor = 5,3 g.

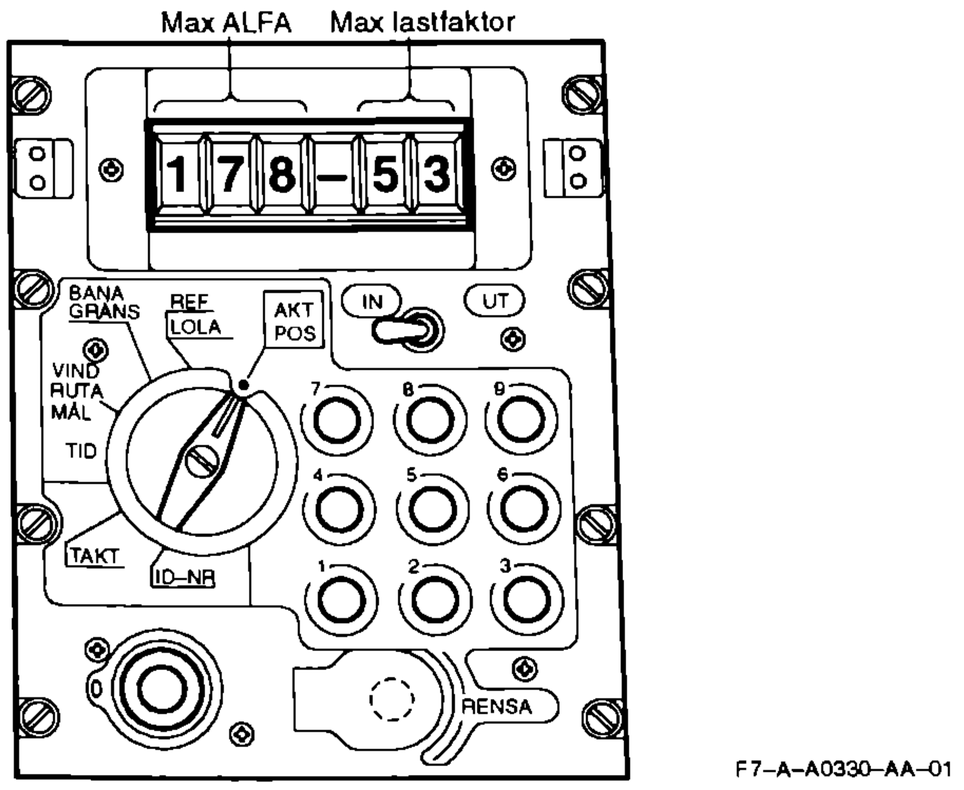


Bild 8. Presentation av max ALFA och max lastfaktor

För att möjliggöra nollställning av registrerat max ALFA under passet tillordnas max ALFA adress 00 i läge TAKT.

Nollställning sker genom inskrivning av 000000 i läge TAKT/IN, varefter inmatningen verkställs med bp–knapp LS.

6.1.1.2 Lastfaktormax

Med adress 00 inknappad presenteras i dataindikatorns position 5 och 6 maximivärdet på registrerad lastfaktor i 10–dels g under passet. Presentationen erhålls i läge ID–NR/UT.

Max lastfaktorregistreringen nollställs vid första samplingen av programmet i CK efter det att noshjulet fjädrat ut, vilket inträffar vid rotationen när ett nytt flygpass inleds.

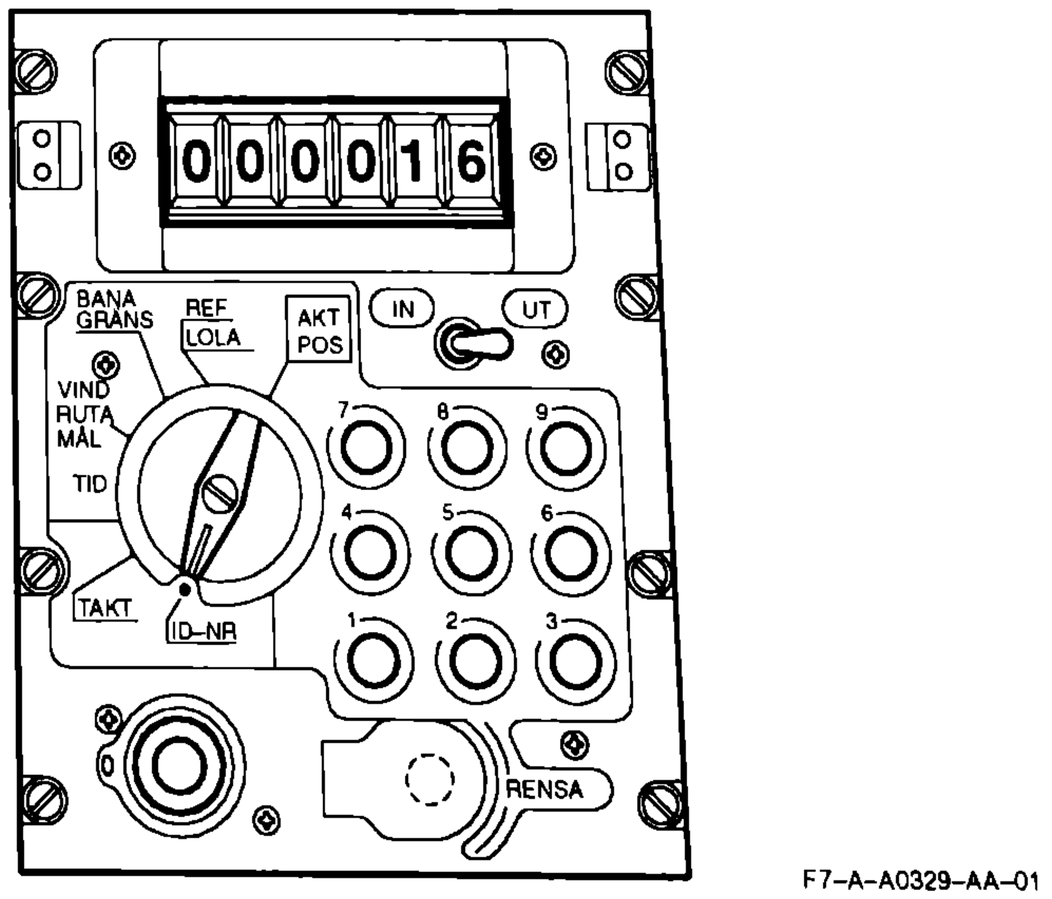


Bild 9. Utläsning av max lastfaktor (1,6 g)

6.1.1.3 Lastfaktorspektrum

För att få statistiskt underlag för bedömning av flygplanets livslängd, räknas och registreras antalet uttagna lastfaktorer, i flygplanets tyngdpunkt.

Därvid har flygplanets lastspektrum indelats i 8 st lastfaktorområden enligt nedanstående tabell. Dessutom registreras enligt föregående avsnitt max lastfaktor under flygpasset.

Tabell 4. Lastfaktorområden

Område (adress)	**01**	**02**	**03**	**04**	**05**	**06**	**07**	**08**
Tillslag g	–1	0	2	3	4	5	6	7
Frigöring g	0	0,5	1,5	1,5	2	3	3,5	4

För varje område registreras antalet tillfällen som lastfaktorn (n_z) passerat ett tillslagsvärde. För att därefter inte få registrering av små variationer kring tillslagsvärdet låses registreringen tills lastfaktorn passerat ett frigöringsvärde. Om ett flygplan exempelvis manövrerat så att n_z ökat till 4 g sker en registrering i adress 05. Ingen ytterligare registrering sker därefter så länge n_z ligger i intervallet $2\ g < n_z < 5\ g$.

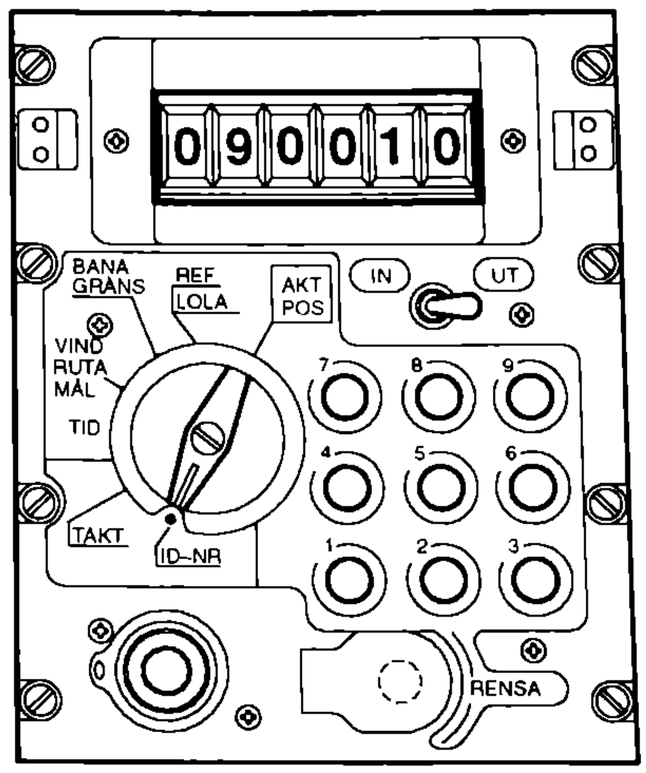
Beräkningarna baseras på Z–accelerometerns mätvärde när uppmätt acceleration är mindre än 49 m/s^2. I övriga fall används flygplanets vridningshastighet kring Y–axeln, som erhålls från momentgyro i SA 06, samt flygplanets fart vid beräkningen.

Registrering sker inte när landstället är utfällt, för att inte registrera sättningsstötar, och inte heller vid CK– eller primärdatafel.

Registreringen nollställs inte för varje pass utan lagras i minnet. Före eventuellt byte av minne i CK 37 eller före ny programinläsning måste därför avläsning ske för att information inte ska gå förlorad. Avläsningar kan göras på dataindikatorn och noteras normalt i loggbok. Informationen kan även skrivas ut vid anslutning av TTB.

6.1.1.4 CK–/PD–fel

Ett och samma lampfält (CK) på höger indikeringstablå tänds vid såväl CK– som primärdatafel. Samtidigt har emellertid en mer detaljerad felregistrering skett i CK, vilket möjliggör en närmare felanalys. Registreringen presenteras på dataindikatorn i läge ID–NR/UT med adress 09 inknappad. Bild 9 visar exempel på presentation.



F7–A–A0328–AA–01

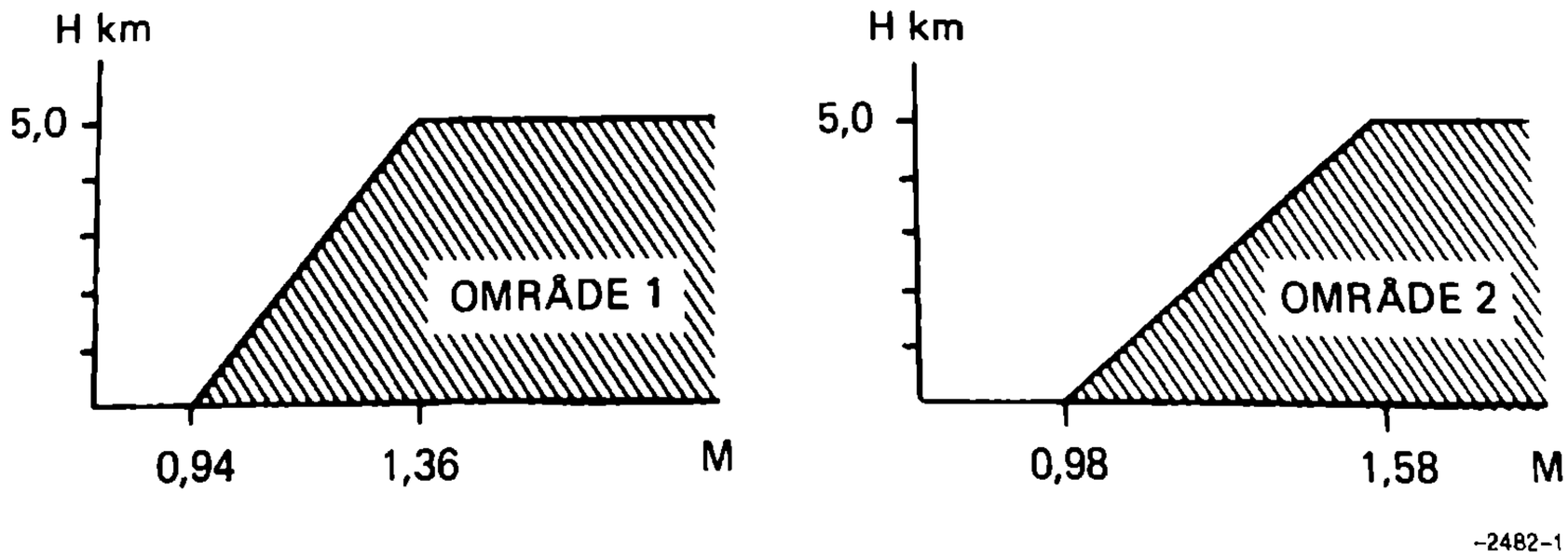
Bild 10. Felindikering från FLI

Fel indikeras med en eller flera ettor i positionerna 3 — 6 med följande innebörd:

- pos 3 Internt CK–fel
- pos 4 Felindikation från rimlighetskontrollen (PD–fel)
- pos 5 Felindikation från FLI (PD–fel)
- pos 6 Felindikation från luftdataenheten (PD–fel)

6.1.1.5 Speciella motorgångtider

P g a fladder i motorns fläktsteg 1 finns behov att registrera gångtid inom vissa delar av flygenvelopen. Två områden har definierats enligt Bild 10.



–2482–1

Bild 11. Registrering av speciella motorgångtider

Registreringen är bortkopplad under markrullning, under flygning med landställ utfällt, vid fel på luftdataenheten och vid fel på CK 37 minnesfunktioner.

Utläsning av tid görs i läge ID–NR. Område 1 har tilldelats adressen 80 och område 2 har tilldelats adressen 81. Registrerad tid presenteras i minuter och tiondels minuter (max 999,9 min) i dataindikatorns positioner 3 — 6, se Bild 11.

De ackumulerade tiderna noteras för att ingå i loggbok och rapport. Ibland behövs noteringen vid återinskrivning efter nollställning, t ex efter byte av minnesenhet eller omladdning av CK–program.

Före inskrivning måste läge ID–NR/IN öppnas för inmatning. Detta sker genom att "nyckeln" 654321 skrivs in varefter "upplåsning" verkställs med brytpunktknappen LS.

Inskrivning av ackumulerad tid i läge ID–NR för respektive område, verkställs med brytpunktknappen LS. Efter manövrering av dataväljaren måste läge ID–NR öppnas på nytt innan ny inskrivning kan ske.

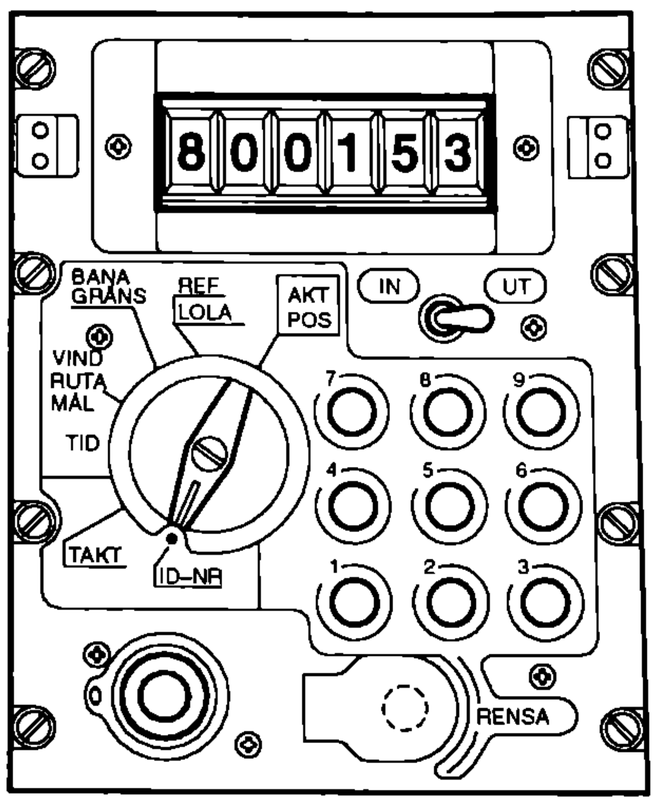


Bild 12. Utläsning tid område 1 (15,3 min)

6.2 Registrering av varnardata

Se Hemlig del Flik 5 Motmedels– och varnarsystem.

Funktionskontroll

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
1.1	Strömställare KONTROLL	4
1.2	Strömställare KONTR LAMPTABLÅ	5
2	Övrig elektronik, FK ÖE	5
3	Radar, FK RR	5
4	Motmedel, FK MM	5
5	Kontroll av RB 15 och RB 75	6
6	Kontroll av flygradio	6
7	Kontroll av transponder PN–865/A (SSR)	7

Bilder

		Sida
1	Presentation av CK–programnummer	5
2	Presentation vid underkänd FK av RB 15 i V7H	6
3	Manöver– och indikeringsorgan, funktionskontroll	9

1 Allmänt

Funktionskontroll, FK, utgörs av en i fpl självständig testfunktion främst avsedd att täcka elektroniksystemets behov av test vid B–service. FK kan vid behov även genomföras av föraren, till exempel då fpl under längre tider står i hög beredskap. Dessutom nyttjas i viss utsträckning FK för verifiering av flyganmärkning och för verifiering av funktion efter apparatmontering.

FK är uppbyggd av i utrustningarna inbyggda testfunktioner, samt med central programvara i CK. Genomförandet av FK sker från testpanelen i förarrummet. De manöver– och indikeringsorgan som därvid används visas i Bild 3.

Huvuddelen av all funktionskontroll utförs med skedesväljaren i läge FK varvid alltid CK–programmet FK aktiveras. Programmet består av en mindre gemensam del, som genomlöps så snart skedesväljaren står i läge FK, samt av tillvalsdelar som väljs med hjälp av två väljare, FKA och FKB (3:23 resp 3:22).

Viss funktionskontroll utförs utan medverkan av programmet FK. Skedesväljaren behöver då inte stå i läge FK. Jämför härvidlag Avsnitt 6 och 7 beträffande kontroll av flygradio resp transponder samt Avsnitt 1.1 och 1.2 nedan.

Funktionskontrollen är i huvudsak inriktad mot flygplanets elektroniska utrustning, men innefattar även kontroll av t ex RB 15, RB 75 och motmedel (och tillhörande elektronik). Normalt utförs funktionskontrollen med elkraft och kylluft från beredskapsaggregatet (BRAGG), men den kan även ske med inkopplad generator efter motorstart, varvid flygtomgång används. TTB (teletestbil) kan inte vara ansluten under funktionskontrollen annat än vid FK av motmedel.

Innan funktionskontrollen påbörjas måste uppvärmning av den elektroniska utrustningen ske. Uppvärmningen startar automatiskt när skedesväljaren ställs i läge BER och huvudströmställaren slås till.

Uppvärmningstiden varierar med temperaturen enligt följande:

10 minuter vid + 15 °C

15 minuter vid – 20 °C

30 minuter vid – 40 °C

Vid sådan funktionskontroll där skedesväljaren måste stå i läge FK och genomförandet styrs med FKA– och FKB–väljarna ska testerna normalt utföras i stigande ordningsföljd (0, 1, 2 . . .) medelst FKB–väljaren.

Resultatet av funktionskontrollen presenteras på aktuella indikatorer samt på FK–lamporna 3:19. Grön FK–lampa indikerar GODKÄNT och röd UNDERKÄNT. Vid vissa kontroller presenteras resultat även på dataindikatorn.

Indikering på röd FK–lampa kan erhållas i vissa situationer trots att skedesväljaren ej står i FK–läge. Exempelvis är lampan tänd under uppstartning av bombkapsel (BK), vilken kan utföras såväl på marken som i luften.

Om flygplanet strömförsörjs från BRAGG vid kontroll av radar och CI, måste knappen CI SYMBOL (3:27) tryckas in för att symbolpresentation ska erhållas på CI. Symbolerna slocknar automatiskt efter 3 minuter, varefter återtändning får ske först efter 10 s.

Önskas funktionskontroll av enstaka system ska inställningen av FKA– och FKB–väljarna göras innan skedesväljaren ställs på FK. Dock måste ibland speciell hänsyn tas till uppvärmningstider och vissa testers inbördes beroende.

För ett antal FKB–väljarlägen finns tid angiven när grön FK–lampa ska tändas. Denna tid är helt bestämd av datorprogrammet och ska därför inte uppfattas som något krav för godkänd test utan som en upplysning.

Med undantag av den beskrivning av KONTROLL och KONTR LAMP-TABLÅ som ges i Avsnitt 1.1 och 1.2 ges i det följande inte någon ingående beskrivning av själva genomförandet av funktionskontrollen. Sådana beskrivningar återfinns däremot i dokumenten:

- SKI Fpl AJ, SK, SF, SH37, Servicedel
- Fellokalisering Elektronik–system AJ, SK37 — UFS FPL 37 8090–2005

Efter slutförd funktionskontroll återställs skedesväljaren i läge BER och FKA– och FKB–väljarna i ÖVRIG EL NIK respektive 0.

Erhålls underkänt resultat i något FK–läge ska kontrollen repeteras **en** gång. Om repetitionen ger godkänt resultat betraktas FK som godkänd.

Om även repetitionen ger underkänt resultat görs normalt övergång till prestandakontroll/fellokalisering (PK/FL). Hur denna går till beskrivs bl a i följande dokument:

- Allmänna åtgärder vid PK/FL — UFS FPL 37 8090–2004
- Operatörsinstruktioner PK/FL (2 pärmar) — UFS FPL 37 80XX–30XX

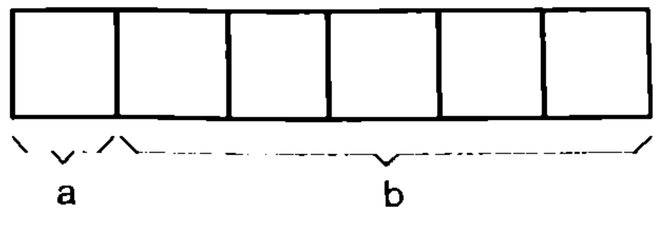
Om fellokalisering inte lyckas med PK/FL återstår normalt bara alternativet manuell fellokalisering.

1.1 Strömställare KONTROLL

Funktionskontroll av HÖJDVARNING, BRANDVARNING, HAV, BRÄNSLEMÄTSYSTEM, RHM och LANDSTÄLLSINDIKERING utförs utan medverkan av CK–program och initieras genom att knappen KONTROLL (3:14) trycks in.

Kontrollen kan utföras oberoende av rådande inställning av skedesväljare, FKA– och FKB–väljare och kan även utföras i luften.

Om datapanelens läsomkopplare står i läge UT presenteras följande information på dataindikatorn när knappen KONTROLL trycks in:



a = flygplanversion 1 = AJ/AJS, 2 = SK, 3 = SH, 4 = SF
b = CK–programmets nummer

–3950 CC

Bild 1. Presentation av CK–programnummer

1.2 Strömställare KONTR LAMPTABLÅ

Lamptablåerna funktionskontrolleras med strömställaren KONTR LAMPTABLÅ utan medverkan av CK–program. När strömställaren hålls intryckt ges huvudvarning samtidigt som lampfälten på vänster och höger indikeringstablå indikerar med för varje lampfält avsedd karaktär. Se Flik 15 Indikeringslampor.

Om strömställarna KONTR LAMPTABLÅ och KVITTERING hålls intryckta samtidigt upphör huvudvarningen och lampfält med pulserande ljus erhåller fast ljus.

2 Övrig elektronik, FK ÖE

FKB–väljarens alla lägen utnyttjas vid FK av "Övrig elektronik". Om FKA–väljaren står i läge ÖVRIG EL NIK under mycket lång tid, kan detta resultera i automatiskt frånslag av DOPPLER–enheten.

3 Radar, FK RR

Vid FK av radar styrs testgenomförandet med FKB–väljaren i sekvensen 10, 0, 1, 2 . . ., 10, dvs läget 10 används två gånger.

Om flygplanet under kontroll av radar och CI strömförsörjs från BRAGG måste knappen CI SYMBOL tryckas in för att symbolpresentation ska erhållas på CI. Symbolerna slocknar automatiskt efter 3 min, varefter återtändning får ske först efter 10 s.

4 Motmedel, FK MM

Med FKA–väljaren i läge MOTMEDEL utförs test av motmedel då FKB–väljaren ställs i lägena 0, 1, ... 6. (I läge FK MM–3 utförs även funktionskontroll av datastav om sådan är ansluten.) Ytterligare tre FKB–lägen är emellertid tillåtna, men då testas annan utrustning. Jämför Avsnitt 5 Kontroll av RB 15 och RB 75.

5 Kontroll av RB 15 och RB 75

För kontroll av RB 15 och RB 75 utnyttjas enligt tabellen nedan några FKB–lägen som ursprungligen reserverats för motmedel.

Tabell 1. Funktionskontroll RB

Robottyp	FKA–FKB–läge	Anmärkning
RB 15	MM – 9	
RB 75	MM – 10	Testerna måste utföras i ordning MM–10, MM–11.
RB 75	MM – 11	

Vid RB 15–testerna kontrolleras funktioner i robotdatorn, målsökaren och gyroenheten. Om funktionskontrollen underkänns tänds röd FK–lampa, varefter fortsatt utvärdering kan ske med hjälp av dataindikatorn. I denna presenteras underkänd robot med minustecken och godkänd med siffran 1 enligt Bild 2.

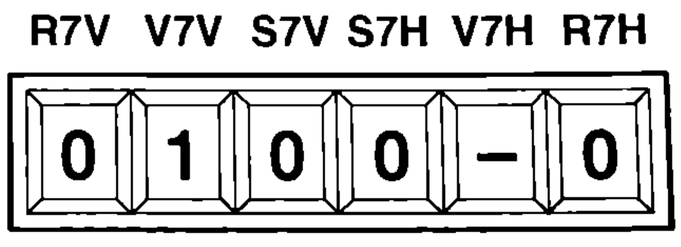


Bild 2. Presentation vid underkänd FK av RB 15 i V7H

Positioner där ingen RB 15 hänger indikeras av dataindikatorn med nollor. Erhållna indikeringar vid FK bör noteras direkt, eftersom resultatet beträffande RB 15 enbart presenteras i skede FK (MM–9).

RB 75–testerna kan utföras på operativ robot såväl som på simulerrobot och omfattar bl a presentation, ljus– och kontrastinställning i EP 13 samt verifiering av att slavning av målsökaren kan utföras. Även för RB 75 utnyttjas dataindikatorn vid FK, men enbart för att indikera hängd last (siffra 1 för RB 15, RB 75 och RB 24) och vald RB 75 (blinkande siffra 1).

6 Kontroll av flygradio

Funktionskontroll av FR 22/24 kan utföras med godtycklig inställning på skedesväljaren och FKA–/FKB–väljarna. Vid kontrollen, som betecknas som radiotyst, utnyttjas tryckströmställaren FK samt FEL–lampan på panelen TEST FR tillsammans med hörlurarna.

7 Kontroll av transponder PN–865/A (SSR)

Vid funktionskontroll av transponder PN–865/A kan skedesväljaren och FKA–/FKB–väljarna stå i godtyckliga lägen. Kontrollen kan påbörjas tidigast 90 s efter HUVUDSTRÖM i läge TILL. Tumhjulsomkopplarna får inte vara inställda på kod för nödsituation (7500, 7600 eller 7700). Se även Flik 14 Kommunikation.

1 Flyglägesindikator
2 Anfallsvinkelindikator
3 Siktlinjesindikator
4 Omkopplare SLAV SI
5 Indikator EP 13
6 Centralindikator
7 Höjdvarningslampa
8 Destinationsindikator
9 Avståndsindikator
10 Bränsleindikator
11 Lampfält BRAND GTS
12 Lampfält TILS
13 Lampfält LUFTBROMS
14 Strömställare KONTROLL
15 Panel KB
16 Informationsväljare APP 27
17 Modväljare KB
18 Kanalvalsomkopplare TILS
19 FK-lampor
20 IK-lampa
21 FK-panel
22 FK-väljare B (FKB)
23 FK-väljare A (FKA)
24 Omkopplare IK
25 Modväljare U22
26 Dataindikator
27 Strömställare CI-SYMBOL
28 Snabburkopplingsknapp, styrautomat
29 Funktionsväljare FR 24
30 Potentiometer LJUS RADAR
31 Handkontroll
32 Fixomkopplare
33 Potentiometer MKR
34 Potentiometer, antennhöjdvinkel
35 Tryckströmställare, IR–RB FRAMSTEGN
36 Skedesväljare
37 Lampfält LANDSTÄLL
38 Lampfält BRAND
39 Strömställare KONTR LAMPTABLÅ
40 Höjdindikator
41 Marktrycksinställare
42 Mach-fartindikator

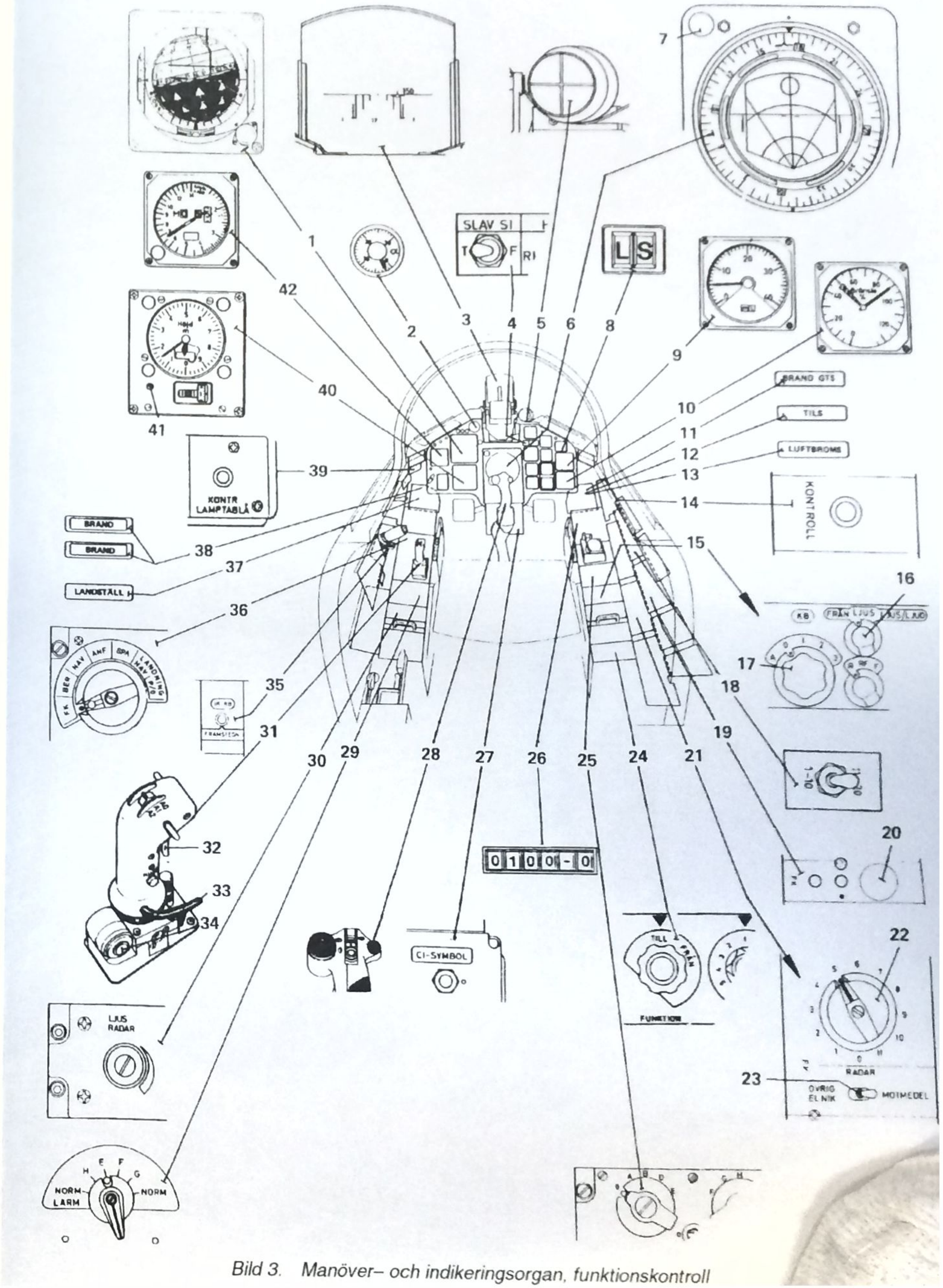


Bild 3. Manöver– och indikeringsorgan, funktionskontroll

Funktionsövervakning

Innehåll

		Sida
1	Allmänt	3
2	Huv och stol	5
3	Miljösystem	5
4	Motor	6
5	Reversering	6
6	AFK	7
7	Landställ	7
8	Bränslesystem	8
9	Grundstyrsystem	8
10	Styrautomat	9
11	Instrument	10
12	Dator CK37	11
13	Luftdata	12
14	Flyglägesinstrument	13
15	Radarhöjdmätare	14
16	EP 08	14
17	Navigeringssystem	15
18	Höjdvarningssystem	16
19	Reserveffekt	17
20	Yttre last — lastfällning	18
21	Flygradio	18

1 Allmänt

Varnings– och övervakningsfunktionerna i flygplan AJS37 har till huvudsaklig uppgift att **under flygning** upptäcka felaktiga funktioner samt att varna/informera föraren och i vissa fall inkoppla reservfunktioner.

Funktionerna, som omfattar såväl flygsäkerhets– som taktisk utrustning presenteras på speciella lamptablåer (se Flik 15 Indikeringslampor) samt på ordinarie instrument och indikatorer. Dessutom kan vissa felkällor som är svåra att härleda med hjälp av ordinarie indikeringar identifieras i de fyra sista positionerna på dataindikatorn i läget ID–NR/UT med adress 09 inknappad.

Eftersom en felfunktion i ett system ofta medför flera olika indikeringar, har följande avsnitt indelats i ett antal logikscheman av OCH/ELLER–form med berörda indikatorer och lampfält utritade. På varje schema presenteras de olika direkta indikeringar som uppträder vid ett fel samt övriga följdindikeringar som kan uppträda om vissa villkor är uppfyllda.

Normalt utgörs en direkt indikering av ett lampfält med pulserande sken (oftast i kombination med huvudvarning) som vid kvittering med kvitteringsströmställaren övergår till fast sken. Följdindikeringar visas däremot genom att motsvarande lampfält tänds med fast sken.

Det huvudsakliga innehållet i denna flik består av nämnda logikscheman för funktionsövervakningen. Se uppräkningen i Tabell 1 nedan. De behandlar system/delsystem som beskrivs under andra flikar i denna pärm.

Tabell 1. FÖ–scheman med referenser

System/Delsystem	**Jämför förklarande text:**			
	SFI/Fpl–beskr Del 1		**Fpl–beskr Del 2 — 4**	
Huv, Stol och Räddningssystem	Flik	4, 6	Grupp	—
Miljösystem	”	7	”	43
Landställ	”	8	”	20
Motor	”	9	”	61
Reversering	”	9	”	61
AFK	”	10	”	61
Bränslesystem	”	11	”	65
Grundstyrsystem	”	12	”	30
Styrautomat	”	12	”	30
Instrument		—	”	30, 84, 86
Dator CK 37		—	”	84
Luftdata	”	19	”	84
Flyglägesinstrument	”	20	”	84
EP 08	”	17	”	84
Radarhöjdmätare	”	21	”	84
Navigeringssystem	”	24	”	84
Höjdvarning	”	23	”	84
Reserveffekt	”	3	”	41, 81
Yttre last — lastfällning	”	25	”	70
Flygradio	”	14		—

Eftersom Flik 3 Kraftförsörjning även behandlar motsvarande funktionsövervakning utförligt i sitt sammanhang, saknas sådant schema i nedanstående framställning. (Ett schema med rubriken "Reserveffekt" ingår dock.)

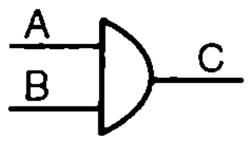
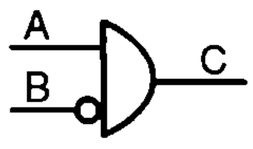
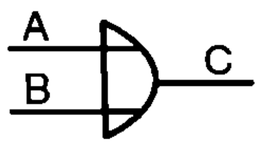
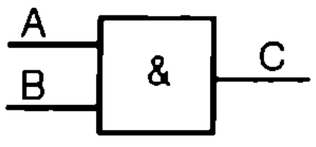
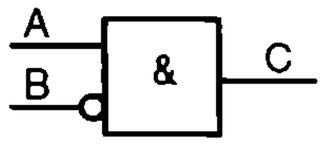
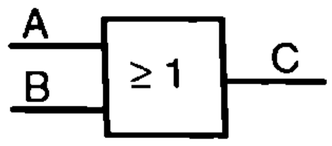
I AJS37 består en huvudvarning alltid av blinkande huvudvarningslampor **tillsammans** med en pulserande ton i förarens hörlurar. Vid symbolisering av huvudvarning i följande logikscheman har emellertid enbart de två huvudvarningslamporna och tillhörande kvitteringsströmställare utritats.

I logikschemana i det följande används symboler som förklaras här nedan. Några ytterligare förklaringar till respektive schema ges emellertid inte här i denna flik. Vid behov av förklarande text hänvisas till de referenser som ges i Tabell 1.

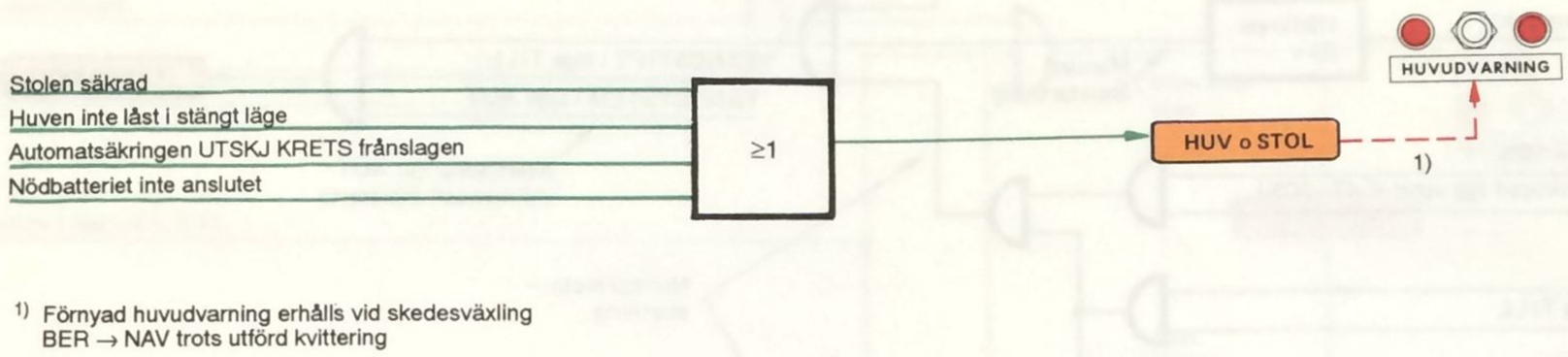
Därutöver finns i Flygplanbeskrivning Del 4 en flik med rubriken Övervaknings– och indikeringssystem (grupp 86). Här redovisas samlat uppbyggnad och funktion av instrumentpaneler, motorinstrument, bränslemätsystem, brandvarningssystem, högalfavarningssystem och indikeringssystemet med bl a de två ITF–tablåerna.

Under en övergångsperiod används i schemana både en äldre och en nyare typ av logiksymboler enligt tabellen nedan.

Tabell 2. Logiksymboler

Logikfunktioner	**A och B → C**	**A och $\overline{B}$ → C**	**A eller B → C**
Äldre symboler			
Nyare symboler			
Funktionstabell	**A B C** 0 0 0 0 1 0 1 0 0 1 1 1	**A B C** 0 0 0 0 1 0 1 0 1 1 1 0	**A B C** 0 0 0 0 1 1 1 0 1 1 1 1

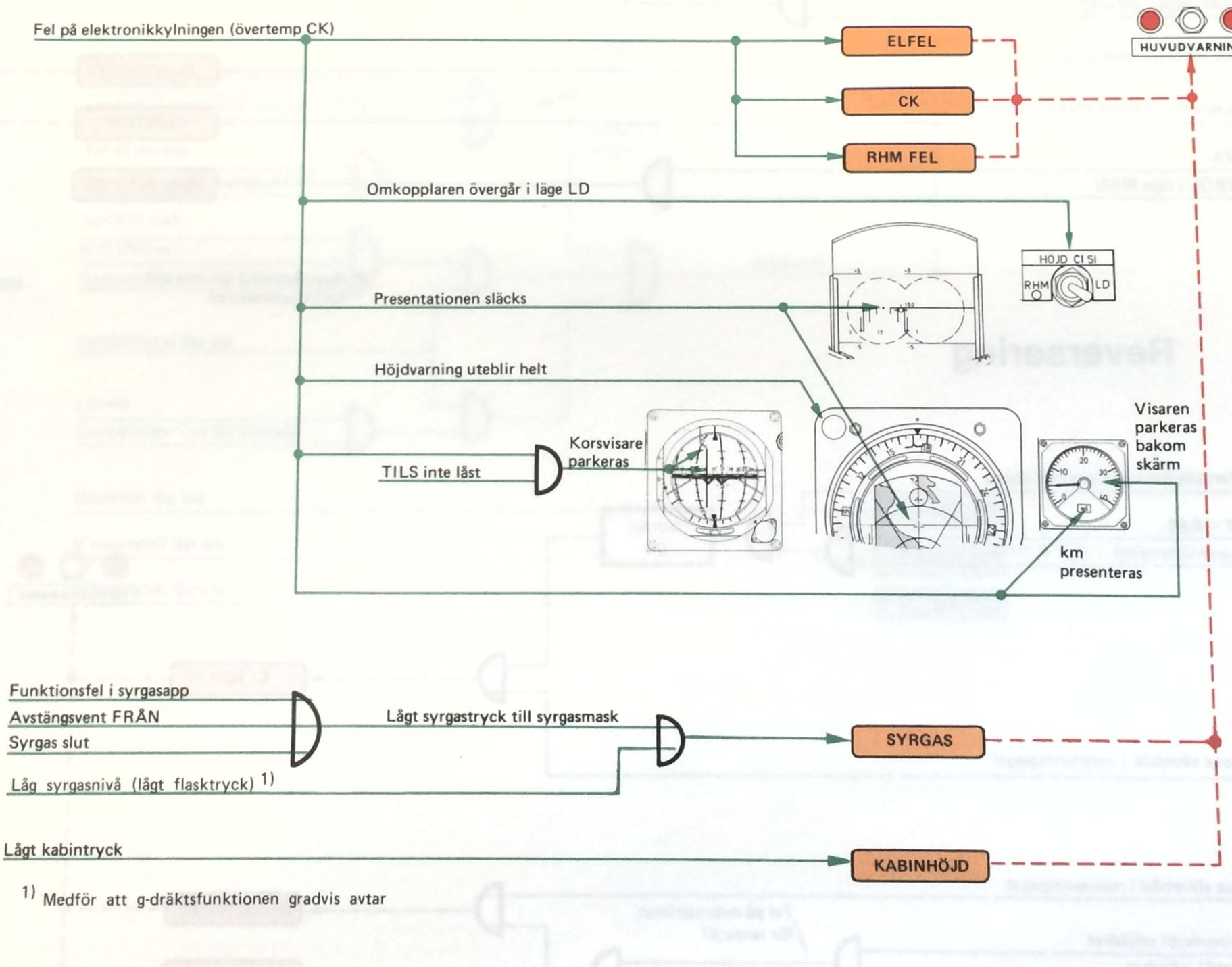
2 Huv och stol



1) Förnyad huvudvarning erhålls vid skedesväxling BER → NAV trots utförd kvittering

–3321 EA–1

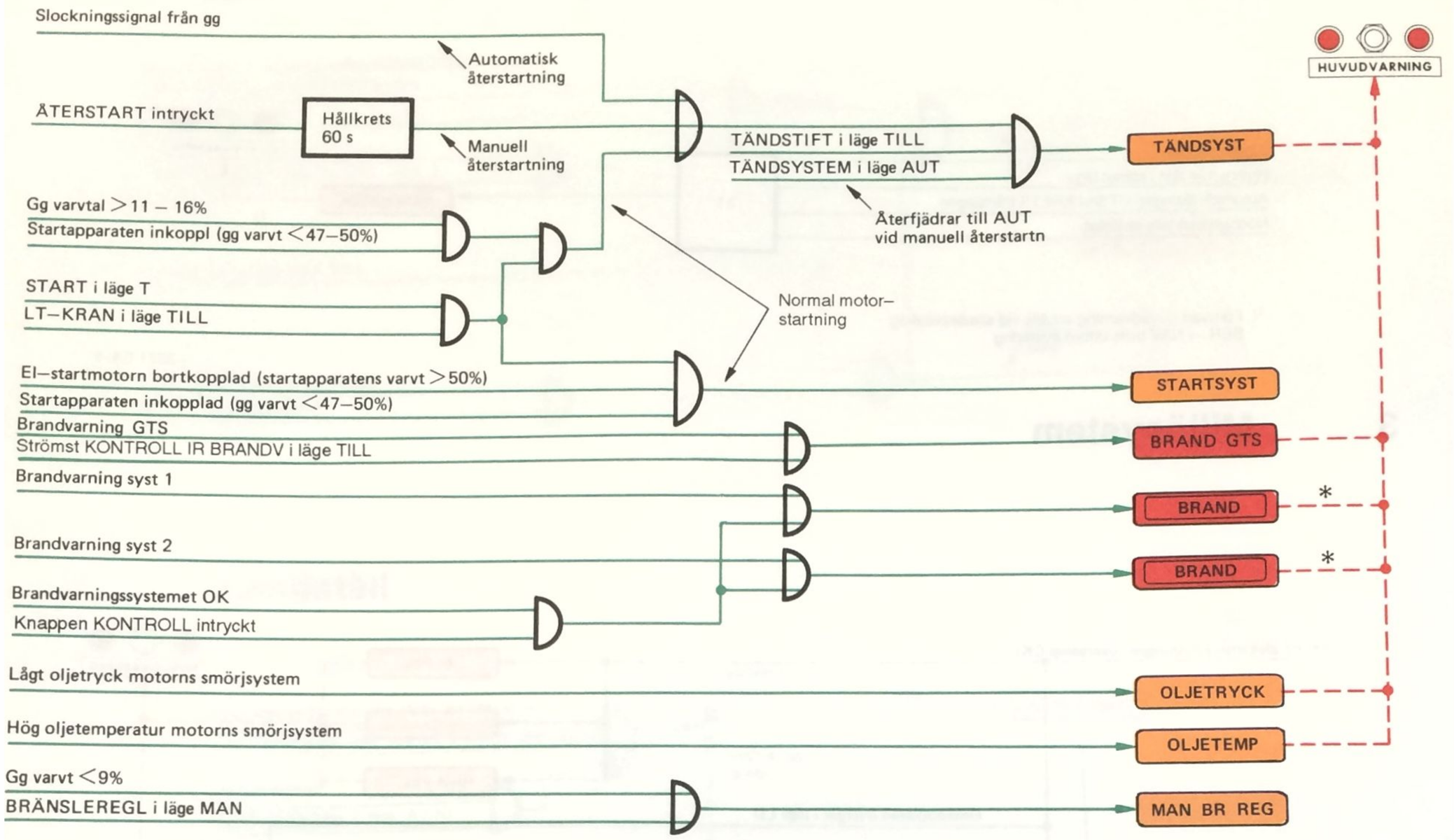
3 Miljösystem



1) Medför att g-dräktsfunktionen gradvis avtar

–3321 EB–2

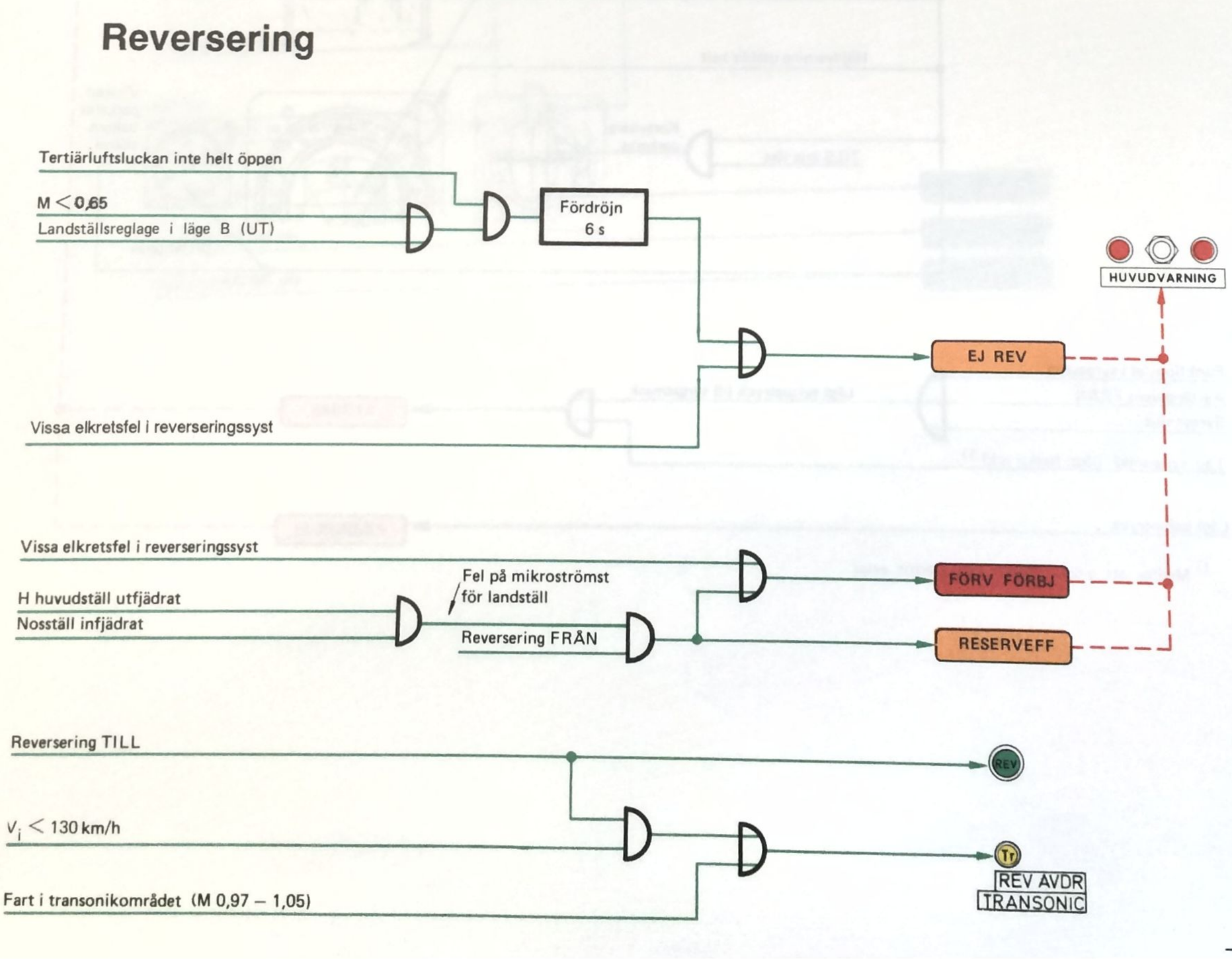
4 Motor



* Huvudvarning ges inte vid funktionskontroll

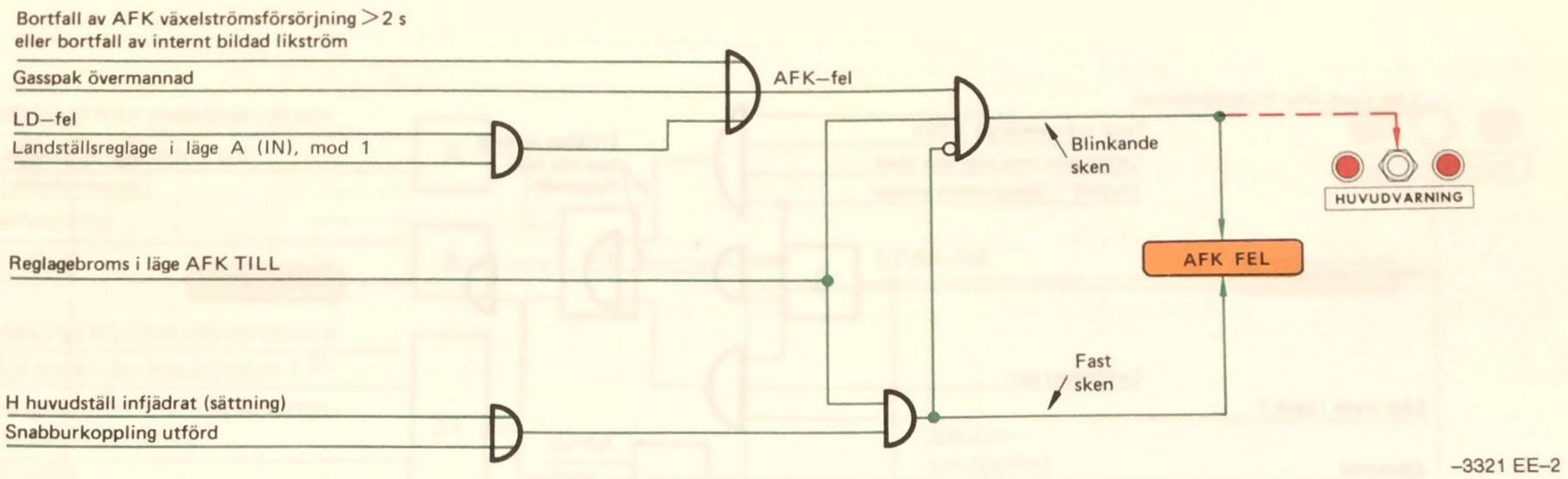
–3321 EC–2

5 Reversering



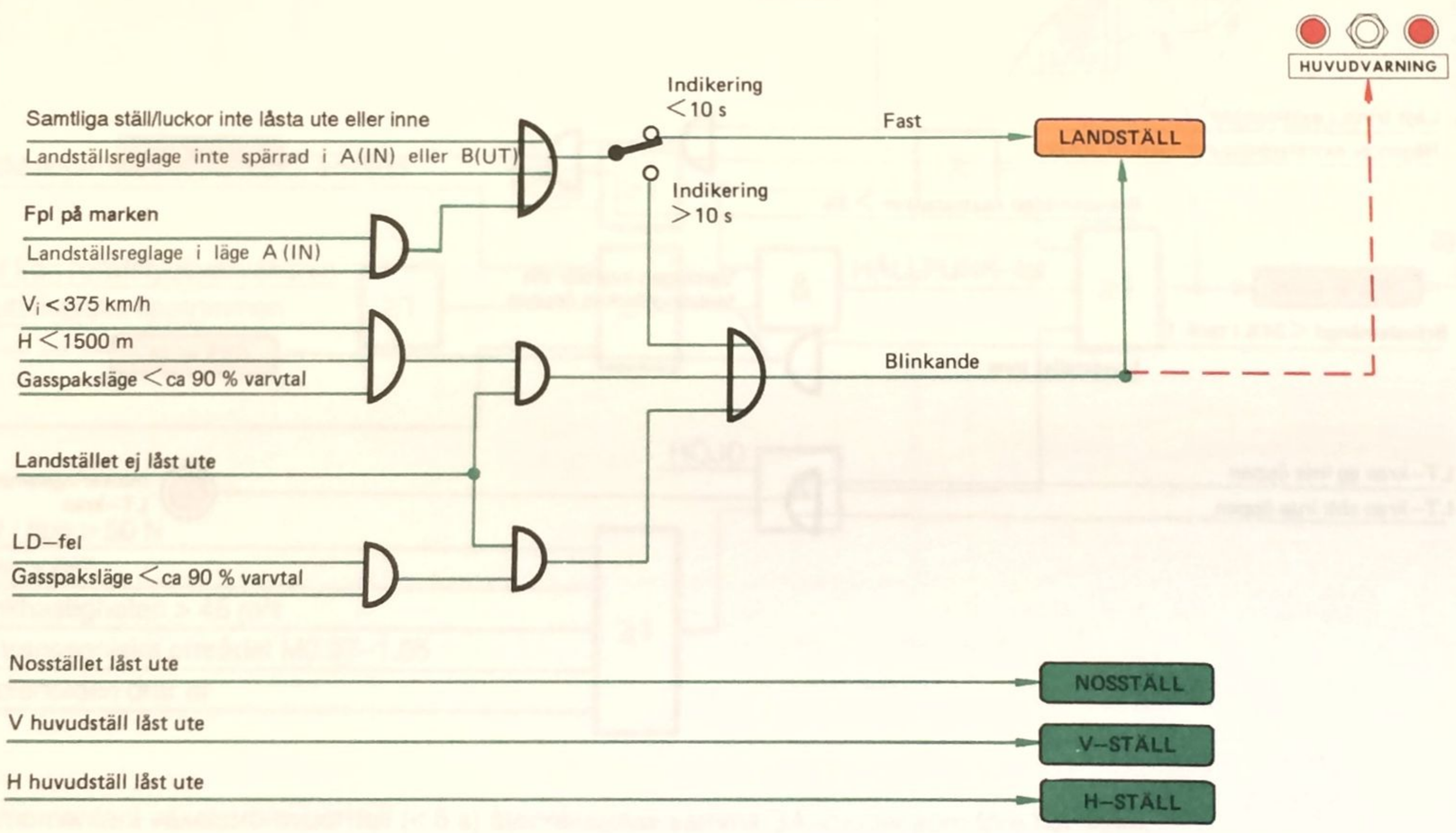
–3321 ED–3

6 AFK



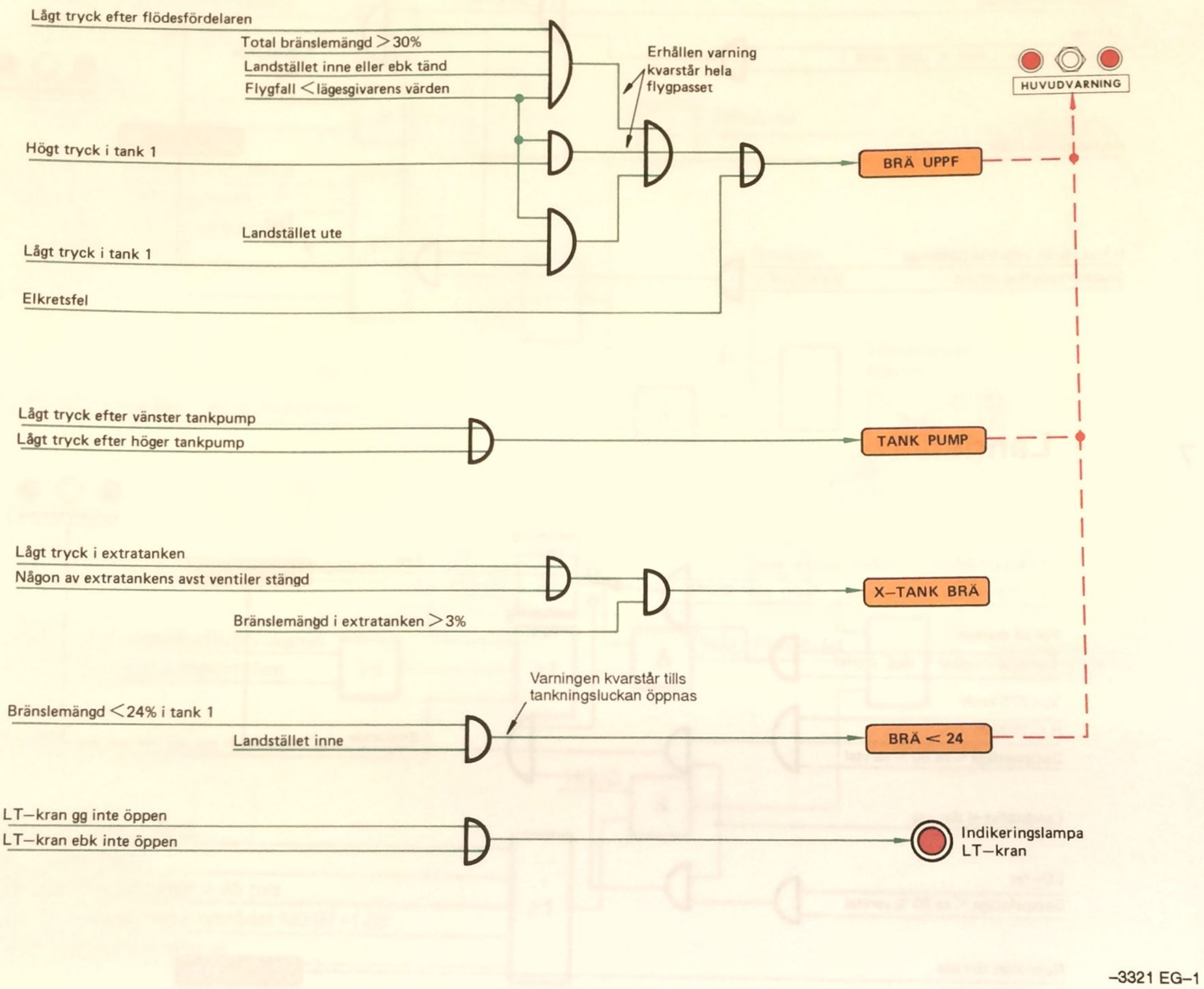
–3321 EE–2

7 Landställ



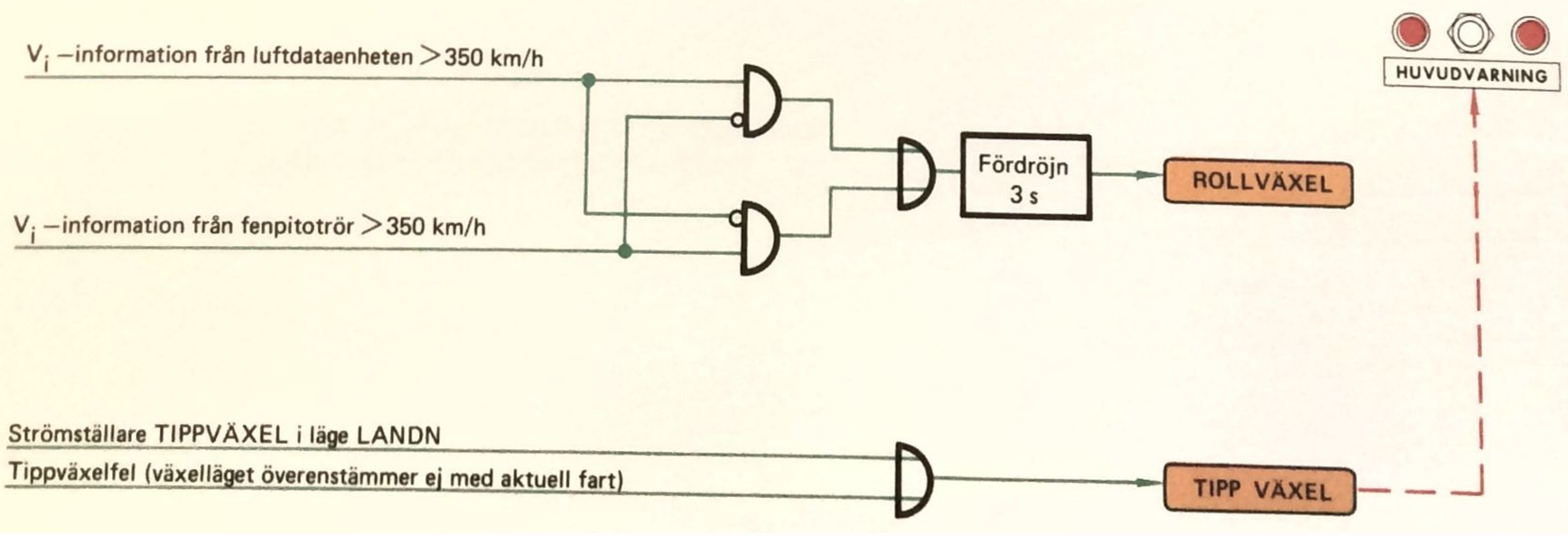
–3321 EF–4

8 Bränslesystem



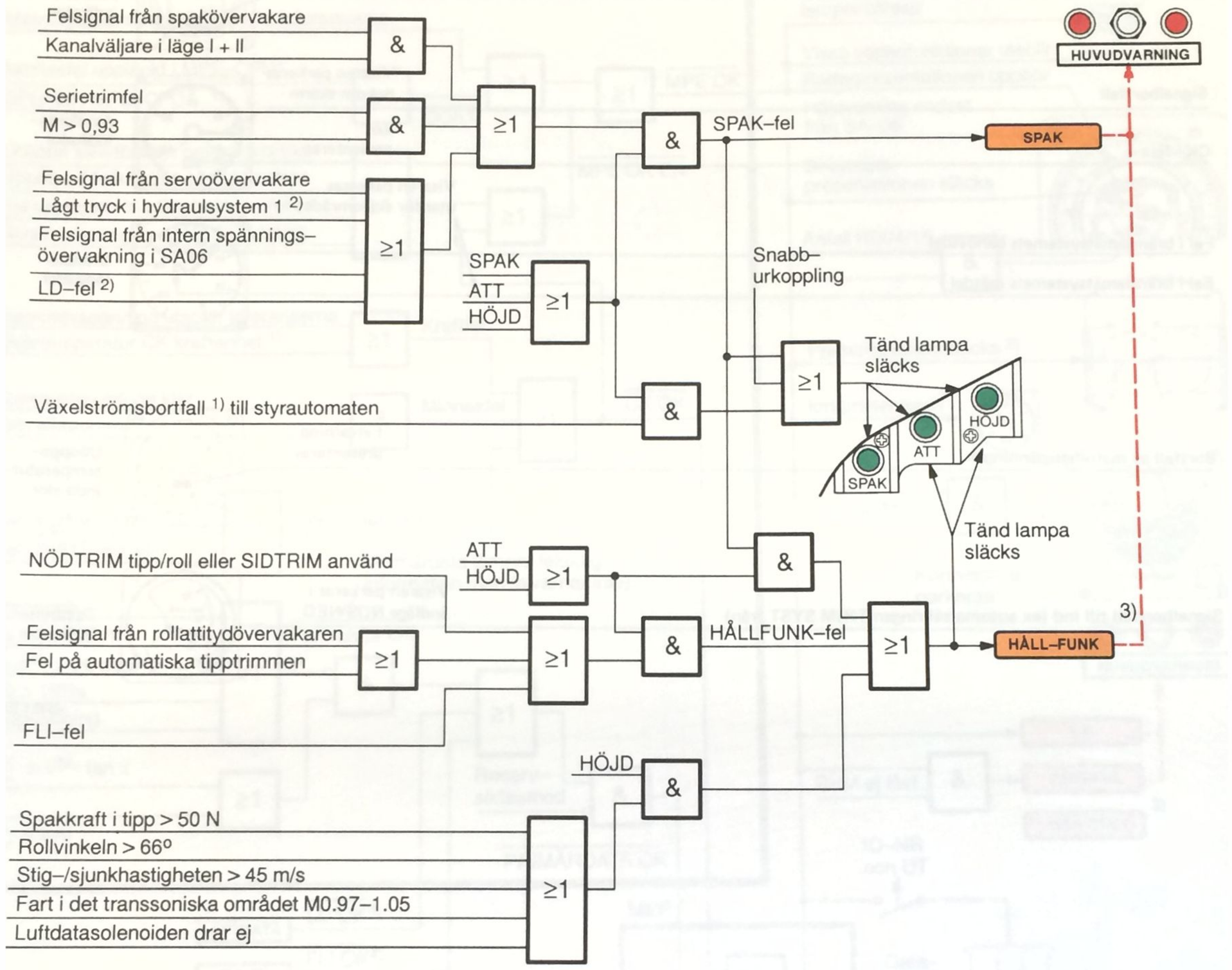
–3321 EG–1

Grundstyrsystem



–3321 EH

10 Styrautomat



1) Efter momentant växelströmsbortfall (< 6 s) återinkopplas samma SA–moder som före bortfallet

2) Ger HÅLL–FUNK–varning endast om signalen åter blir OK under flygpasset

3) Lampfältet HÅLL–FUNK kvitteras genom att någon av knapparna SPAK, ATT eller HÖJD trycks in eller medelst snabburkoppling

–3321 EK–2

11 Instrument

Bortfall av matningsspänningen (ex generator– och reservelaggregat–fel)

Signalbortfall

CK–fel

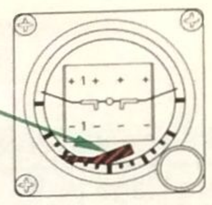
Fel i bränslemätsystemets behovsdel

Fel i bränslemätsystemets mätdel

Bortfall av matningsspänningen

Signalbortfall till ind (ex automatsäkringen TRIM SYST från)

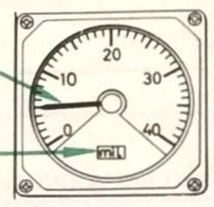
Felvarning presenteras



Reserv–horisont–indikator

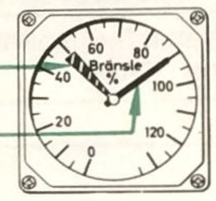
Visaren parkeras bakom skärm

km presenteras



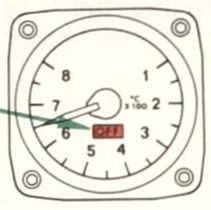
Avstånds–indikator

Visaren parkeras utanför skalområdet



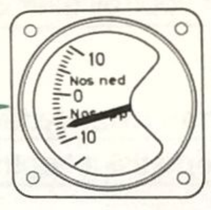
Bränsle–indikator

Felvarning presenteras



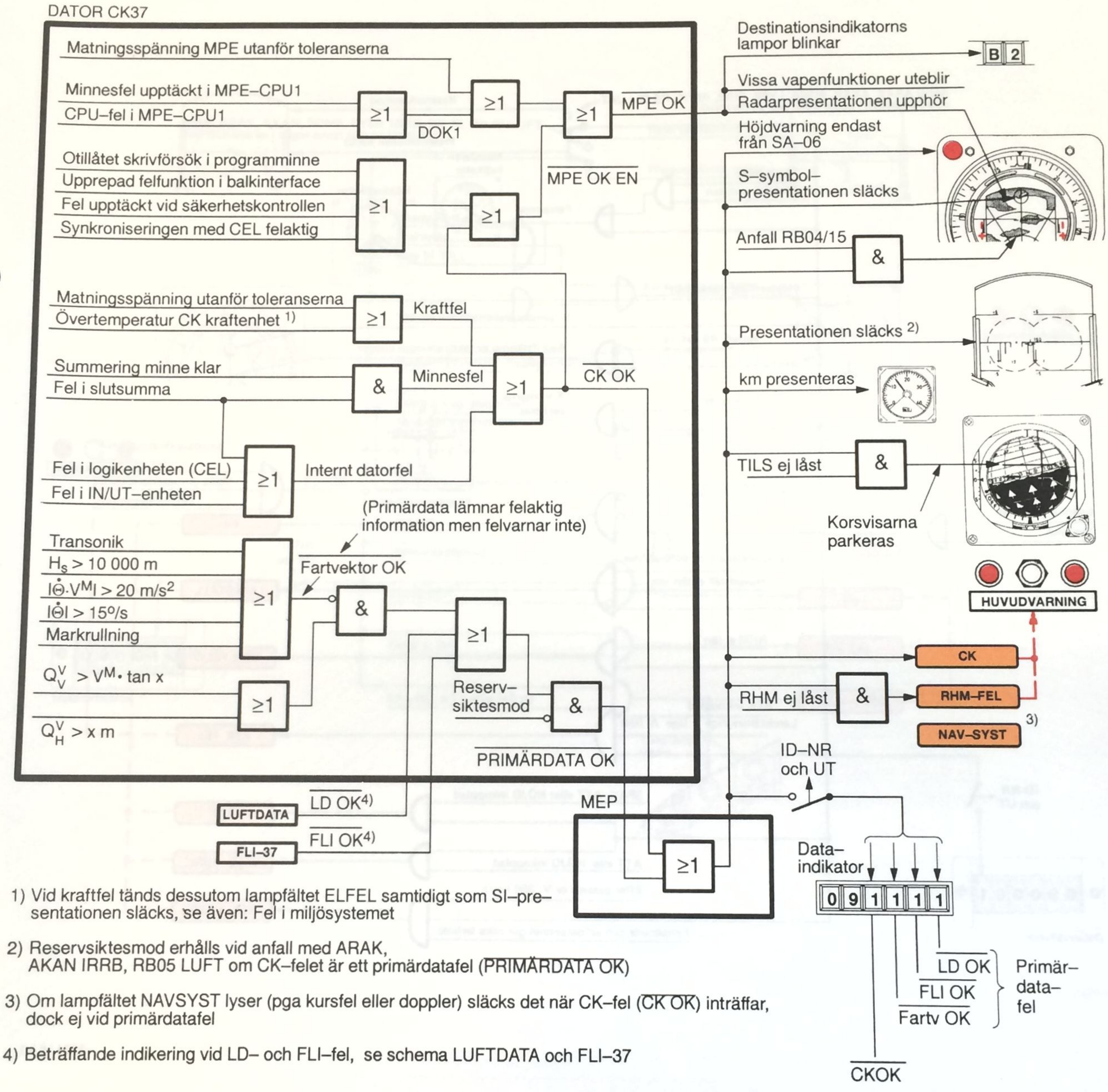
Utlopps–temperatur–indikator

Visaren parkeras i ändläge NOS NED



Tipptrim–indikator

12 Dator CK37



1) Vid kraftfel tänds dessutom lampfältet ELFEL samtidigt som SI–presentationen släcks, se även: Fel i miljösystemet

2) Reservsiktesmod erhålls vid anfall med ARAK, AKAN IRRB, RB05 LUFT om CK–felet är ett primärdatafel (PRIMÄRDATA OK)

3) Om lampfältet NAVSYST lyser (pga kursfel eller doppler) släcks det när CK–fel (CK OK) inträffar, dock ej vid primärdatafel

4) Beträffande indikering vid LD– och FLI–fel, se schema LUFTDATA och FLI–37

V^M = Verklig fart

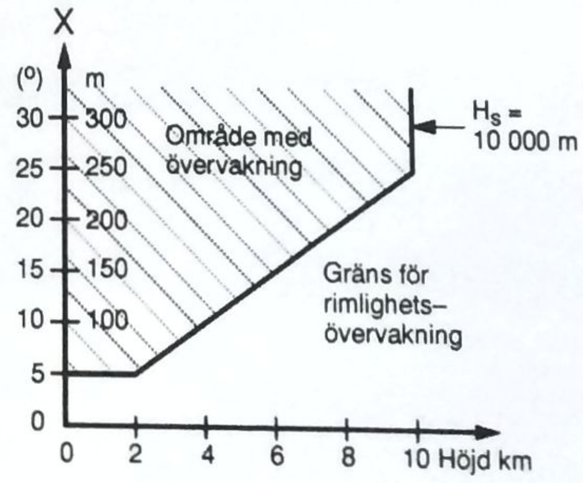
Q^V_V = Skillnaden mellan (H^R, acc, LD–hast och attityd) datorberäknad sjunkhastighet och uppmätt sjunkhastighet (höjdderivatan

Q^V_H = Filtrerad höjd – ofiltrerad höjd

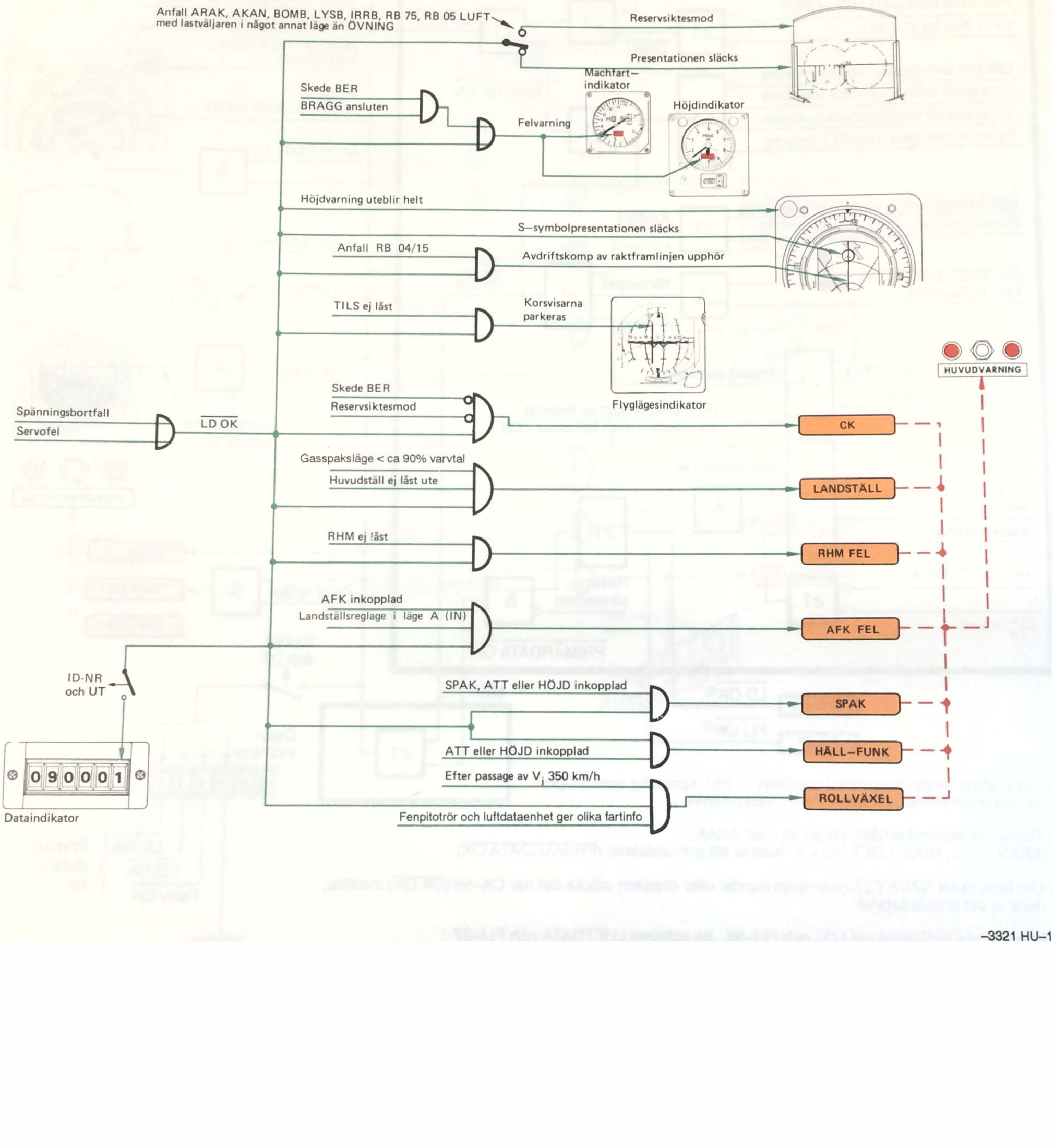
$\dot{\Theta}$ = Tippvinkelhastighet

$\dot{\Phi}$ = Rollvinkelhastighet

$x = \arctan \frac{Q^V_V}{V^M}$ eller Q^V_H (se diagram)

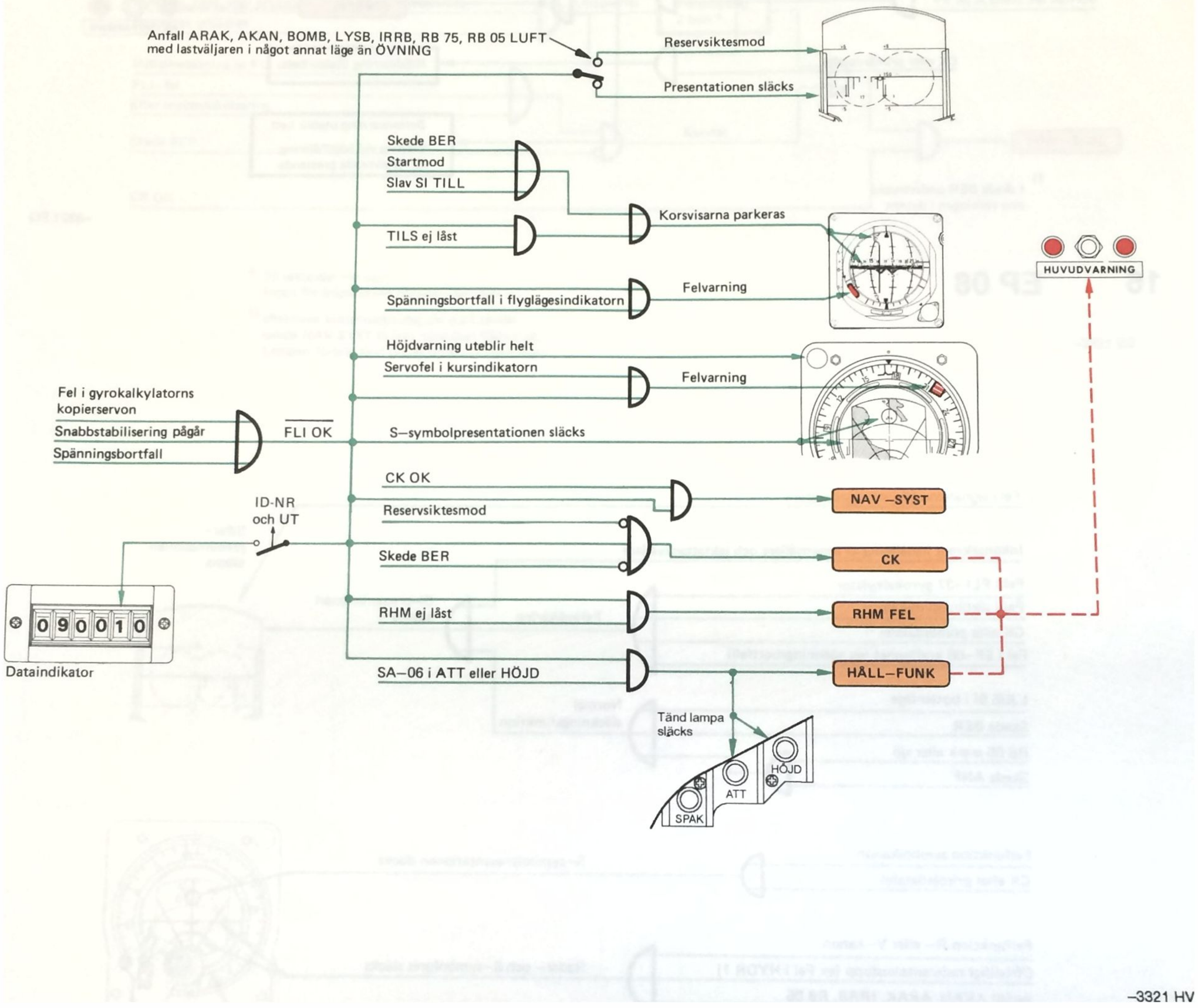


13 Luftdata



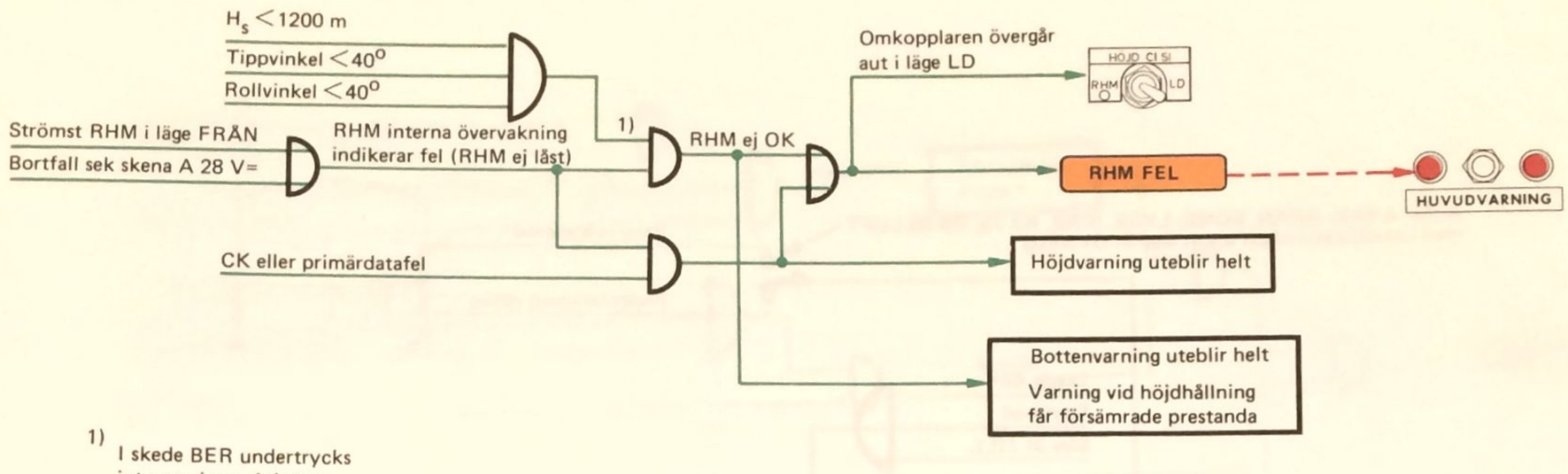
–3321 HU–1

14 Flyglägesinstrument



–3321 HV

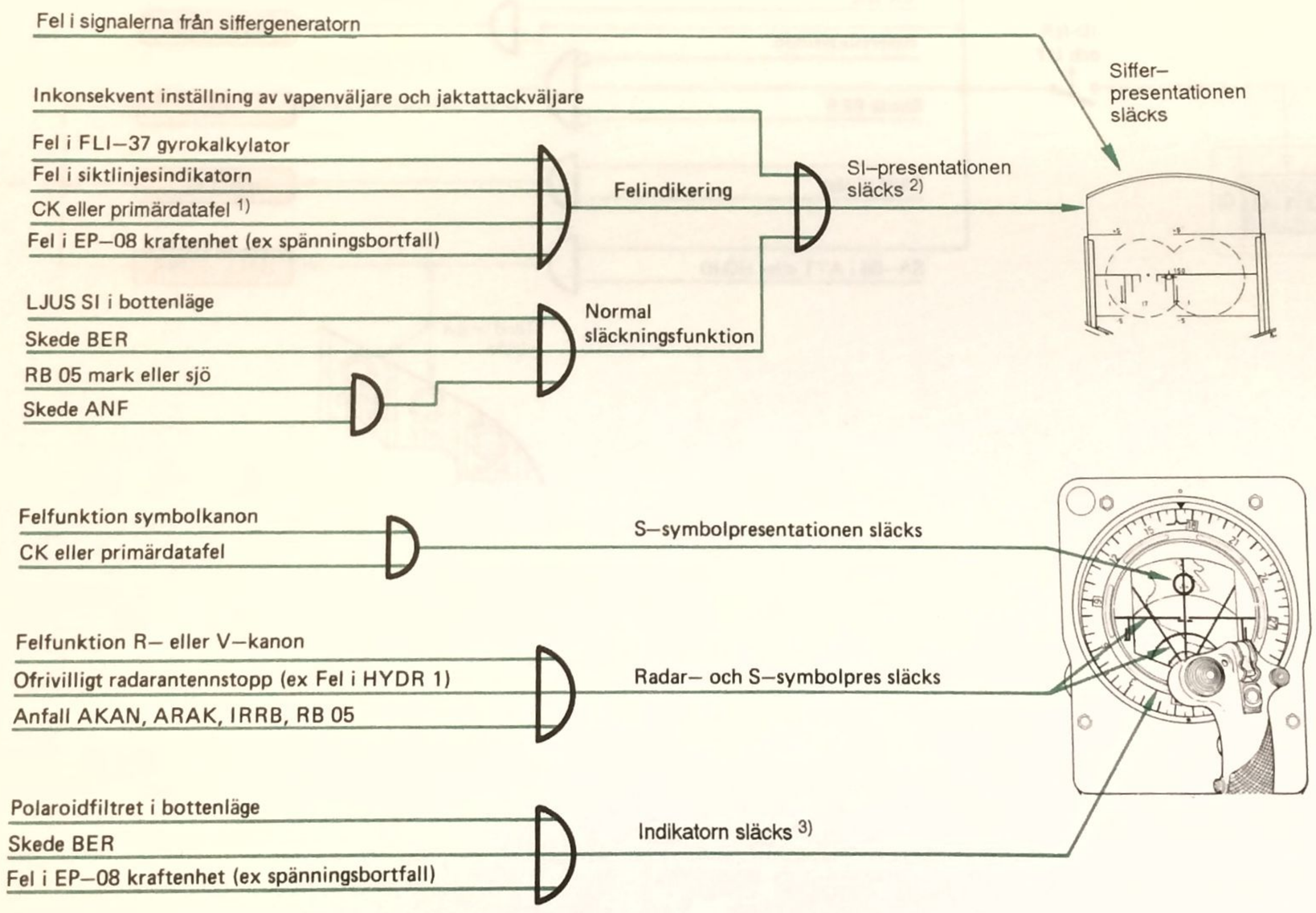
15 Radarhöjdmätare



1) I skede BER undertrycks inte varningen i datorn

–3321 EQ

16 EP 08



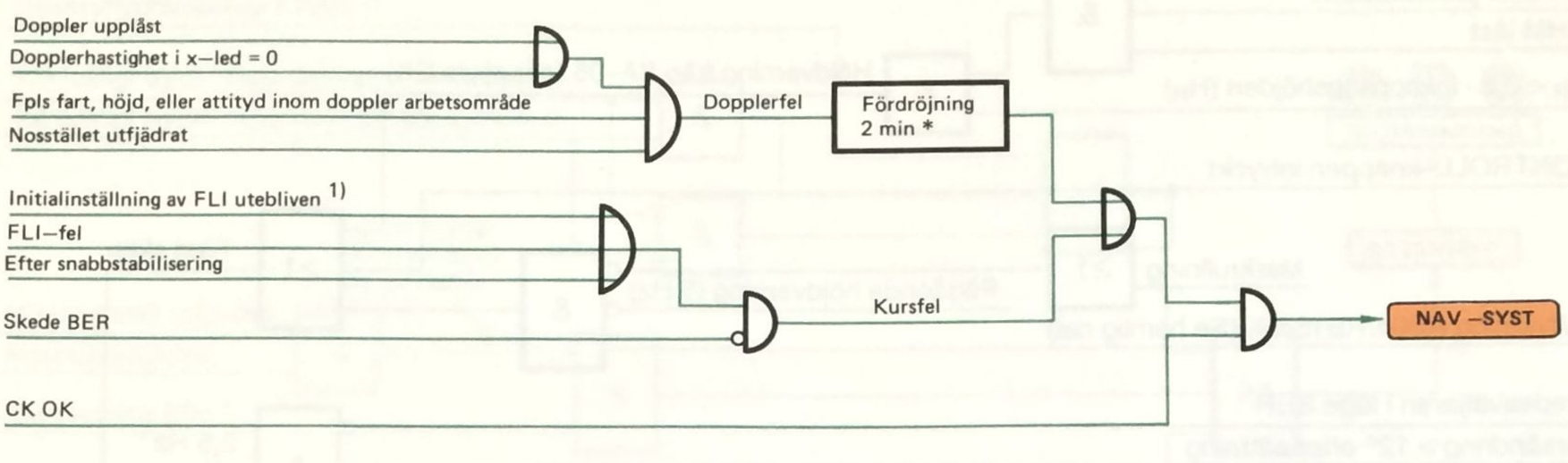
1) Reservsiktesmod erhålls vid anfall med ARAK, AKAN, IRRB, RB 05 LUFT om CK–felet är ett primärdatafel (PRIMÄRDATA OK)

2) Trots att inget funktionsfel föreligger släcks SI i navigerings– och landningsmod om banvinkelns belopp överstiger 15°. (Tänds åter vid 12° – hysteres)

3) Indikatorn kan även släckas utan att orsaken är någon form av fel.
Vid visa betingelser initierar nämligen CK släckning för att spara drifttid på CI bildrör

–3321 ER–2

17 Navigeringssystem

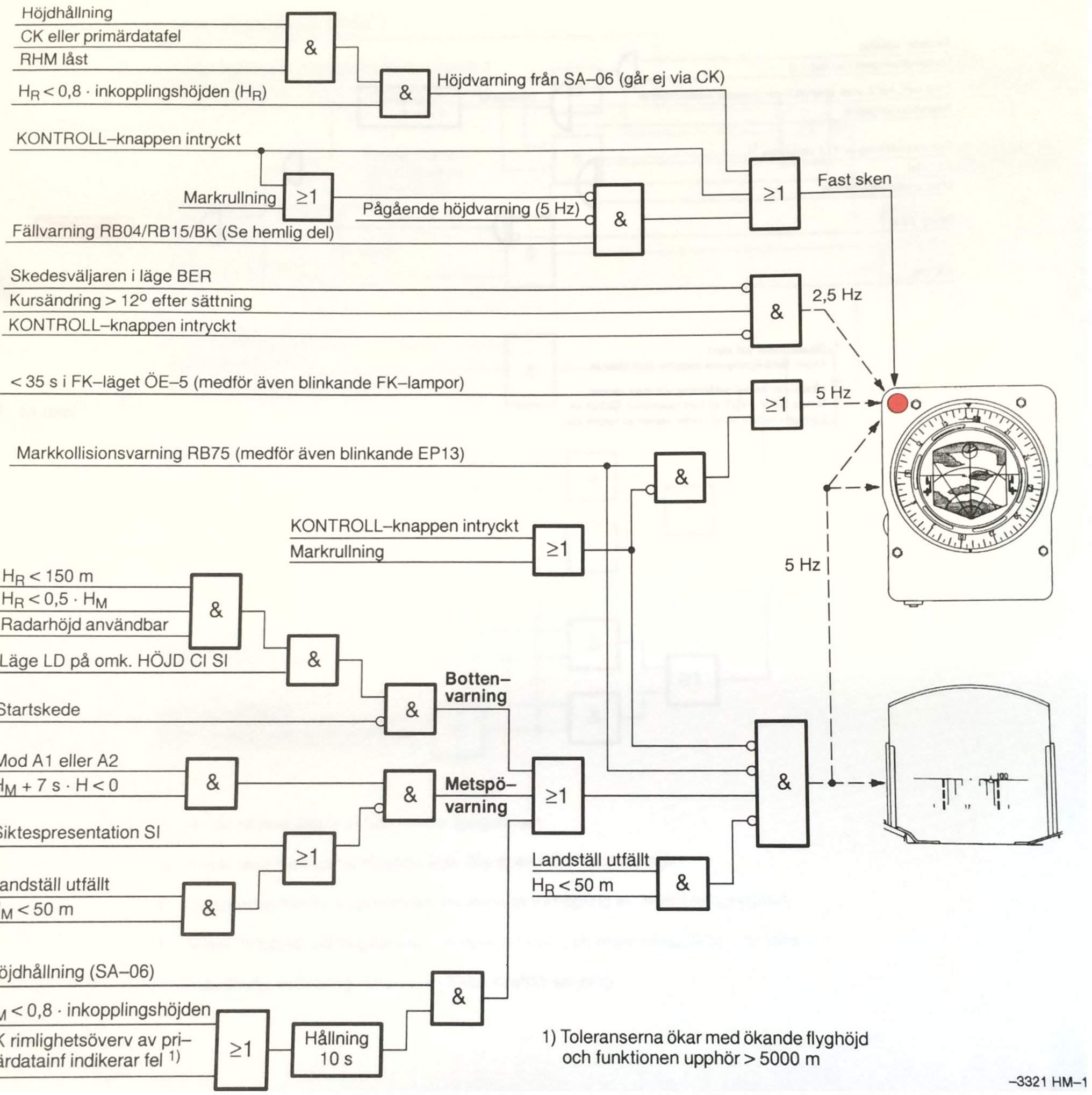


* 20 sekunder vid start
Ingen fördröjning om doppler åter låser in

1) Utebliven initialinställning vid start tänder lampa NAV SYST så fort nosstället fjädrat ut. Lampan förblir tänd under resten av uppdraget.

–3321 ES

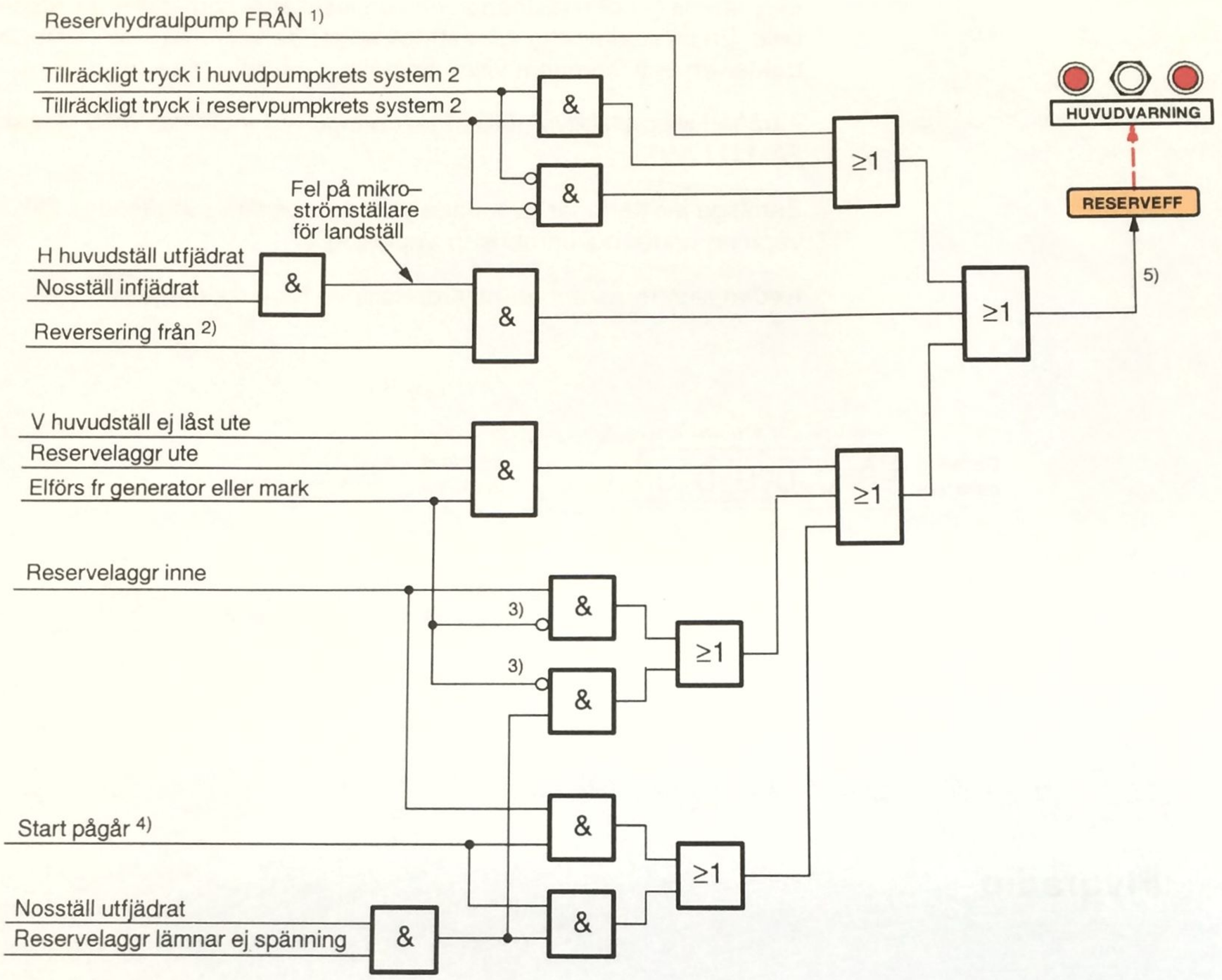
18 Höjdvarningssystem



1) Toleranserna ökar med ökande flyghöjd och funktionen upphör > 5000 m

–3321 HM–1

19 Reserveffekt



1) Avser strömställare i höger mittre apparatrum

2) Avser reverseringshandtagets läge (Se även FÖ: Reversering)

3) Situationen kan bl a uppkomma vid manuell inkoppling av reservelaggregatet

4) Avser förloppet vid flygplanstart till dess att ställ och reservelaggregat har fällts in

5) Fullständig indikering redovisas i fliken Kraftförsörjning

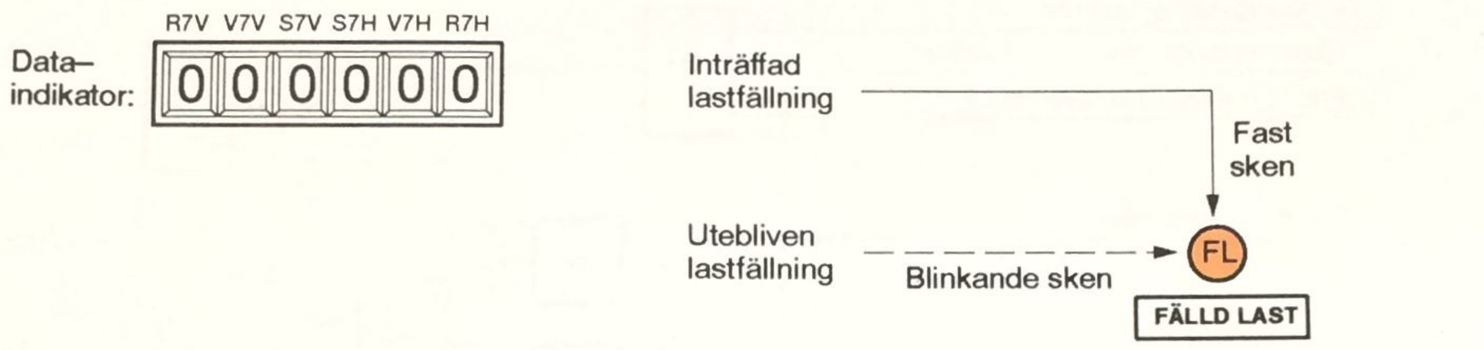
20 Yttre last — lastfällning

För vissa typer av yttre last indikeras på dataindikatorn med nolla, etta eller streck (–) den lasthängning och laststatus som gäller för respektive balk. En blinkande etta eller streck anger därvid "vald balk". Om CK betraktar en balk som tom visas en nolla.

Inträffad resp utebliven fällning av hängd last indikeras med lampan FÄLLD LAST.

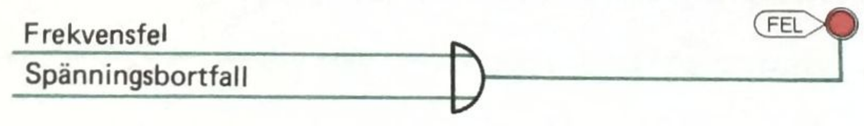
Samtliga indikeringar avseende yttre last beskrivs ingående i Flik 25 Beväpning under huvudrubriken Vapenlogik.

Nedan illustreras enbart huvudprincipen för indikeringarna.



–3321 HL

21 Flygradio



–3321 EY