SECTION II
AIRCRAFT GENERAL

Teknikere på Hovedværksted Ålborg er her ved at se nærmere på RT-682's aileron servo den 1. december 1986. Billedet er taget i forbindelse med klargøringen af MAP-flyene til transport.

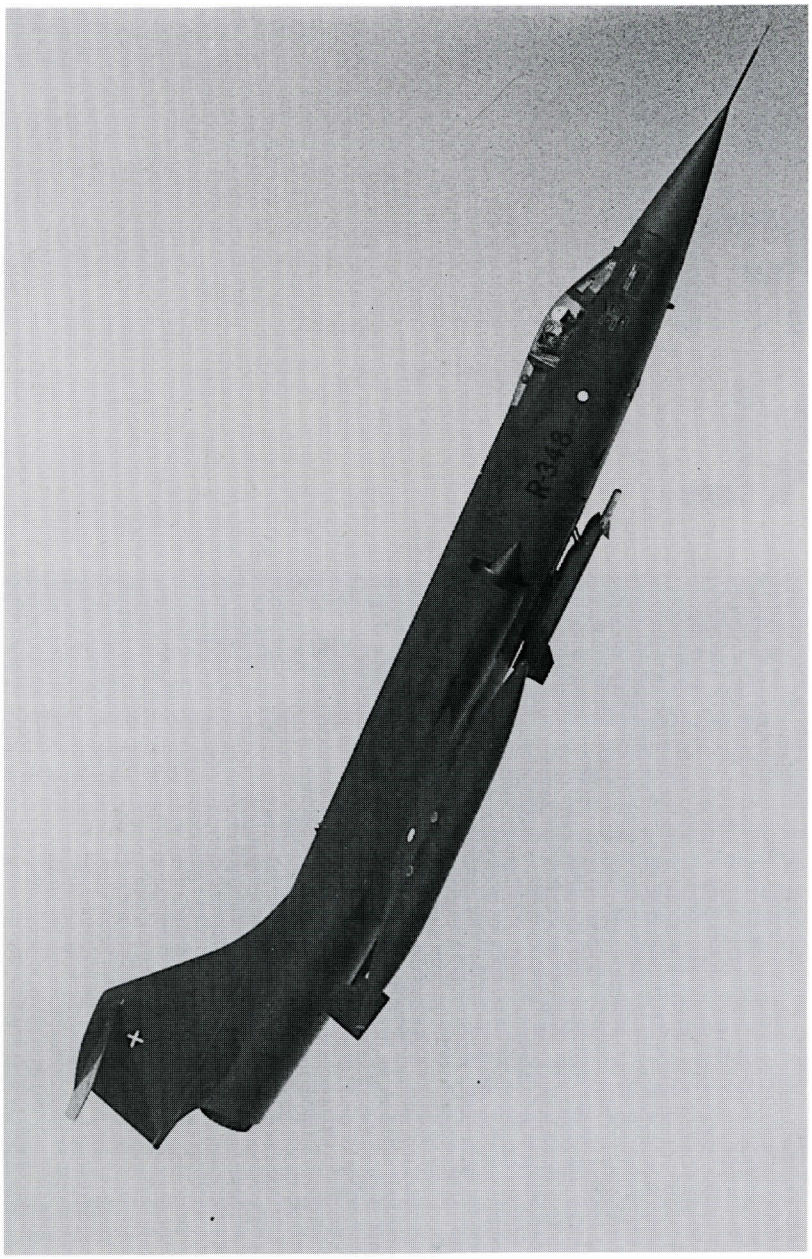
Foto: ÅLBFOT

STARFIGHTER var ved sin fremkomst et meget avanceret fly. Evnen til Mach 2 hastigheder var ny i 1954 og krævede nytænkning på flere punkter som for eksempel luftindtag og vinger. Andre dele af flyets struktur var til gengæld konventionelt opbygget, både hvad angår valg af materialer og konstruktiv udformning.

I det følgende afsnit giver vi en beskrivelse af, hvad F-104 kunne og ikke kunne, og hvorledes den var opbygget og udstyret. Der var væsentlige forskelle med hensyn til udstyr mellem konsortielandenes jagerbombere, interceptorer, reccefly, og MAP-landenes ditto, hvorfor vi har koncentreret os om de dansk- anvendte fly.

Når ikke andet er angivet, gælder beskrivelsen alle fire typer anvendt i FLV. Ting, som var særegne for en eller flere af typerne, er markeret således:

Betegnelse	Type omfattet
F:	F-104G
CF:	CF-104
TF:	TF-104G
CFD:	CF-104D
Eensædere:	F+CF
Tosædere:	TF+CFD
Ex-CAF-fly:	CF+CFD
MAP-fly:	F+TF



F-104'eren havde evnen til at zoom-climbe til store højder.
Her er det KET, der er oppe at stå på strålen i R-348.
Foto: TINBOX

PERFORMANCE

STARFIGHTER var og er et bemærkelsesværdigt fly. Da det fløj første gang i 1954, var det superavanceret, og selv den dag i dag er det en værdig modstander for de fleste yngre fly, hvis piloten forstår at udnytte flyets specielle egenskaber. F-104 havde væsentlig mere motorkraft end aerodynamisk modstand. Det var denne margin af ekstra kraft, der gav F-104 dens evne til stor hastighed og højde, - dens store rate-of-climb, - dens evne til at manøvrere gennem længere tid ved supersoniske hastigheder, og dens evne til at zoome til ekstreme højder godt over dens normale tophøjde.

F-104'rens aerodynamiske modstand blev først lig med trykkraften ved en hastighed på Mach 2.26. Da den trykkraft, der var til rådighed, begrænsedes af luftindtagenes og indtagstunnelernes udformning, kunne den teoretisk godt have været øget til et endnu højere Mach-tal, hvis det ikke havde været for de varmebegrænsninger som aluminiumsstrukturen satte. Mach 2.26 er tæt på grænsen for, hvad aluminium kan tåle ved længere tids flyvning, og lå også over J79-motorens temperaturbegrænsninger. Maximum hastighed for F-104 blev derfor sat til Mach 2.0 først og fremmest på grund af indtagene og motorens maximum kompressorindløbstemperatur (CIT) på 121 grader celsius.

F-104 kunne nå højder langt over dens normale tophøjde ved at omsætte hastighed til højde. Ved vandret flyvning ved Mach 2.0 i 35.000 fod havde flyet en kinetisk energi, der primært som følge af flyets lave aerodynamiske modstand lod sig omsætte med et fald i hastighed på kun ca. 0.1 Mach pr. 3.500 fod. Flyet kunne således lægge ca. 45.000 fod oven i udgangshøjden og opnå en højde på i alt 80.000 fod mod et tab i hastighed fra Mach 2.0 til Mach 0.7.

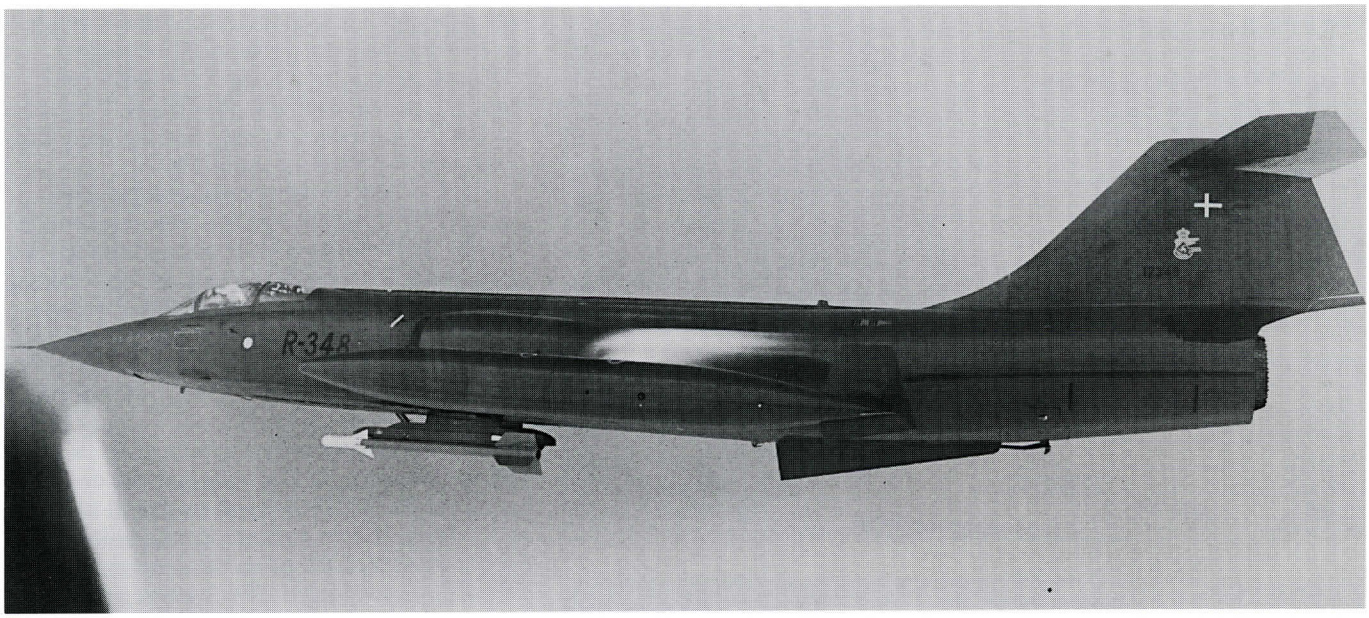
Teoretisk kunne flyet komme op i 97.000 fods højde ved denne teknik, men det forudsatte, at alle parametre kunne udnyttes optimalt. Endvidere indebar det en meget stor risiko for, at flyet ville gå i spin, da hastigheden på toppen af den ballistiske bane kom ned i nærheden af Mach 0.1. I de højder, vi her taler om, ville motoren desuden gå i stå og derfor ikke længere kunne levere trykluft til trykkabinen. Piloten måtte derfor bære trykdragt for at kunne udføre den slags manøvrer. Vi har aldrig haft trykdragter i FLV udover de dragter, der blev afprøvet i midten af 1960'erne, så den uofficielle danske rekord på 77.000 fod er MEGET stor. Flyets tophøjde for normal vandret flyvning lå på ca. 59.000 fod afhængigt af forholdene.

ACCELERATION

STARFIGHTER'ens thrust margin gjorde det muligt at accelerere fra subsonisk til supersonisk hastighed på et minimum af tid. Denne evne er essentiel for hurtig interception af højtgående, supersoniske fjender. Da F-104 blev konstrueret, var det overvejende trusselsbillede netop supersoniske bombefly i stor højde. F-104 kunne accelerere fra M 0.9 til M 2.0 på mindre end 3 minutter i 35.000 fods højde.

Den 10. december 1958 satte F-104A ny Time-to-Intercept rekord i USAF. To STARFIGHTER're interceptede en drone flyvende imellem 35.000 og 40.000 fods højde i en afstand af 150 NM fra basen kun 8:59 minutter efter at piloterne havde sluppet bremserne på banen.

F-104 havde sin force i netop den type opgaver, der kræver stor stigehastighed, hurtig acceleration og stor hastighed i stor højde. Det var egenskaber, som vi her i Danmark udnyttede i forbindelse med jagerberedskabet, hvor flyene hurtigt kunne være på plads over Østersøen i tilfælde af suverænitetskrænkelser. I en eventuel fremtidig krigssituation vil hovedtruslen sandsynligvis være lavtgående fly med hastigheder omkring Mach 0.9, og her er F-16 i sit es.



F-104 var slet ikke så dårlig til at dreje som rygtet vil vide, men som "kartoffelmosen" på vingerne af R-348 her afslører, kom flyets små vinger på hårdt arbejde.
Foto: TINBOX

BEGRÆNSNINGER

F-104'rens flyvemæssige begrænsninger var bestemt af flyets strukturelle styrke, kombinationen af motoren og luftindtagenes udformning og flyets aerodynamiske udformning. Som en naturlig følge af F-104's store planbelastning var manøvreevnen ikke noget at prale af, især ikke i forhold til F-16. Historien om, at en F-104 skulle bruge det halve Jylland til at vende på, er dog skudt ved siden af. Drejeradius ved Mach 1.7 ved 45 graders bank i 48.000 fods højde var 14,2 NM. For at dreje med 45 graders bank skulle man trække 1,5 G, og det var oprindelig i følge Dash One maksimum for, hvad F-104 kunne trække i over 40.000 fod på grund af faren for langskibs instabilitet og følgende sideslip. Flyet risikerede at blive flået i stykker af de aerodynamiske kræfter.

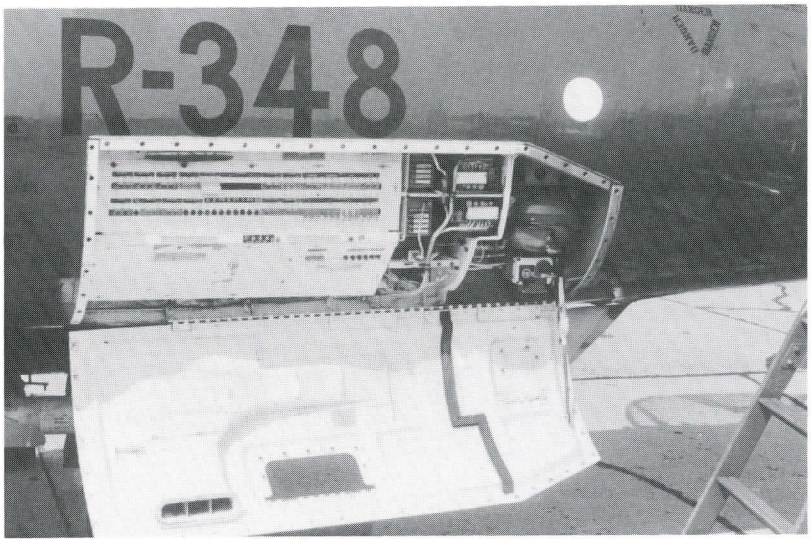
I 1976 foreslog FSN Ålborg, at denne begrænsning blev hævet til 2,0 G i mellem 40.000 og 48.000 fod og begrundede forslaget med udførlige beregninger. Både Lockheed og SMALC godkendte ændringen, så nu måtte F-104 pludselig dreje med 60 graders bank i stedet for de tidligere 45 grader i højder over 40.000 fod. Ved Mach 1.7 i 48.000 fod gav det en forbedring i drejeradius fra de oprindelige 14,2 NM og ned til kun 8 NM! Den maksimale tilladte Load Factor var +7,33 G og -3,0 G for et clean fly uden for meget brændstof i lav højde. Ved større totalvægt faldt disse grænser.

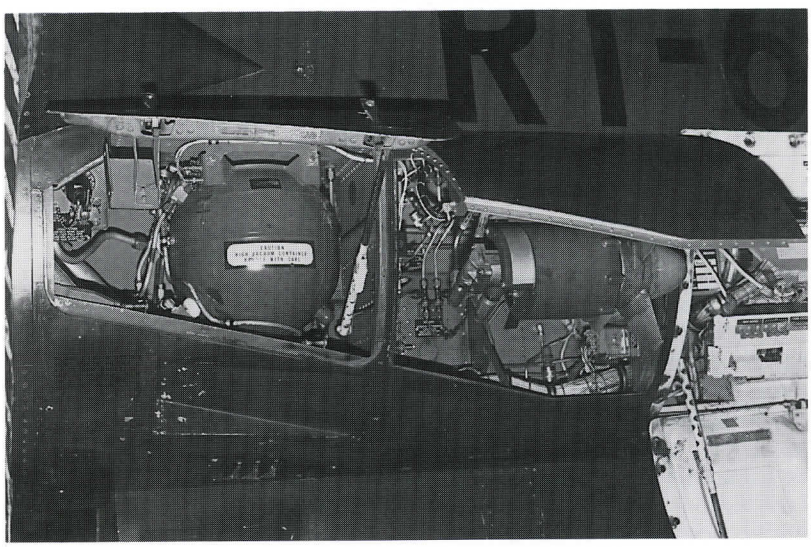
Den maksimale tilladte hastighed var som tidligere nævnt Mach 2.0 eller 750 KEAS, alt efter hvad der indtrådte først. I nødstilfælde kunne CIT-begrænsningen overskrides, så hastigheden kom op på Mach 2.2, men det krævede en efterfølgende inspektion af motoren. I tilfælde af meget lave temperaturer i stor højde kunne hastigheder på over Mach 2.0 let nås med et clean fly, uden at CIT-begrænsningen blev overskredet. Enkelte FLV piloter har således opnået at se fartmåleren vise Mach 2.2.

Laveste hastighed, som F-104G kunne flyves med, uden at der kom stall warning i form af stick-shaker, var 145 KIAS, og det krævede, at flyet havde LAND-flaps, at BLC-systemet virkede, og at der var påmonteret tiptanke. Tiptankene havde en gunstig virk-

BEGRÆNSNINGER (EKSEMPLER)

KONFIGURATION	G-BEGRÆNSNING	MAX.HASTIGHED
F/CF clean; max. 4.000 lbs brændstof	+7.33G/-3.0G	750 KEAS/Mach 2.0
F/CF katamaran; max. 4.000 lbs brændstof	+6.75G/-2.8G	750 KEAS/Mach 2.0
F/CF katamaran og tip tanke	+5.00G/-2.0G	750 KEAS/Mach 1.9
TF/CFD clean; max. 4.000 lbs brændstof	+6.40G/-2.7G	750 KEAS/Mach 2.0
TF/CFD tiptanke	+5.00G/-2.0G	750 KEAS/Mach 1.8
Rejsetank (efter mod.)	+5.00G/-2.0G	575 KIAS/Mach 1.34
Understel udsætning		260 KIAS
Understel nede og låst		295 KIAS
LAND-flaps		240 KIAS
TAKE-OFF flaps (F/CF under udsætning)	+(som konfig.)/-1.0G	450 KIAS/Mach 0.85
TAKE-OFF flaps (F/CF ude eller på vej ind)	+(som konfig.)/-1.0G	520 KIAS/Mach 0.85
TAKE-OFF flaps (TF/CFD)	+(som konfig.)/-1.0G	450 KIAS/Mach 0.8
Rain remover		295 KIAS
Drag chute		200 KIAS





De to billeder ovenfor viser en af de forskelle, der er mellem de ensædede og de tosædede fly.
Øverst er døren til AC load center på R-348 åben; forrest ses LOX-cenverteren som en mørk kugle under rondellen.
På nederste billede ses RT-657's LOX-converter bag Ram Air Turbine, medens AC Load Center er foran.
Fotos: TINBOX

ning på luftstrømningen over vingen, og uden dem var laveste hastighed 150 KIAS.

På grund af de store belastninger, som det påførte flyet, var pitch-up og spin forbudt. Det var næsten umuligt at få en F-104 ud af et spin, men det KUNNE lade sig gøre, hvilket mindst én FLV-pilot kan bevidne. Derudover var flyet påført strenge begrænsninger med hensyn til aileron rolls for at undgå inertikobling.

KROPPEN

F-104's krop var af semimonocoque-konstruktion og bestod af tre dele, radome, forkrop og bagkrop. Radomen bestod af en konus af glasfiber, monteret på en bred metalkrans. På spidsen af radomen sad pitotrøret, og på højre side af metalkransen sad den ene indfaldsvinkelføler til APC-systemet. Radomen var fastgjort til forkroppen med fire snaplåse. Radaren, der sad i radomen, var monteret på forsiden af forkroppens forreste skot.

Forkroppen bestod egentlig af to sektioner, en cockpitsektion og en motorsektion, som først på et ret sent tidspunkt under samlingen af flyet blev bygget sammen. Skillelinien mellem de to sektioner gik lige foran luftindtagene. Hovedskelettet i flyets struktur lå i den bageste sektion og bestod af fem kraftige spanter samlet i bunden ved hjælp af en smedet "køl" (Keelson). Vingerne var boltet på disse fem spanter, og hovedunderstellet monteret på Keelson.

Det var her i forkroppen, at forskellen mellem F/CF og TF/CFD lå. Den énsædede versions forkrop indeholdt forrest cockpittet og bagved elektronikbrønden. Under elektronikbrønden var næsehjulsbrønden, i venstre side kanonen, i højre side AC-load centeret og Air Condition enheden, der blandt andet sørgede for luftkonditionering af cockpittet og køling af radaren. Bag elektronikbrønden var ammunitionsbrønden og hylsterbrønden, og bag dem igen lå de tre brændstoftanke: Auxiliary, Forward Main og Aft Main. De to luftindtag begyndte ud for Forward Main tanken og samledes umiddelbart bag Aft Main, hvor motorrummet begyndte. På ydersiden af de to luftindtagstunneler sad saddeltankene, som var en del af og i direkte forbindelse med Aft Main tanken. Hovedunderstellet sad under Aft Main tanken, og bag understelsdørene sad hydrauliklemmen. På siden af kroppen lige foran bagkroppens befæstigelse var dykbremserne placeret, og på undersiden sad bugfinnen og fangkrogen.

Forskellen mellem F/CF og TF/CFD lå først og fremmest i, at der var et ekstra cockpit i TF/CFD. På grund af den plads, det optog,var der ingen kanon, ammunitionsbrønd og hylsterbrønd, og i stedet for F/CF's Centerline Auxiliary tank var der en mindre Auxiliary tank i venstre side, hvor kanonen sad i F/CF. Desuden var elektronikbrønden ændret, og Air Condition enheden sad over Forward Main tanken.

Bagkroppen indeholdt kun bremseskærmsrummet og motorens efterbrændersektion, og på oversiden halefinnen med side- og højderor. Disse flader var konstrueret som et ribbeskelet beklædt med metalskind. Sideroret var hængslet på bagkanten af halefinnen, og højderoret, hvor hele fladen virkede som ror, var monteret ovenpå finnen som en T-hale.

VINGER

STARFIGHTER'ens vinger var ret enestående. De havde en relativ tykkelse på bare 3,36%, og vingeforkantens rundingsradius var på kun 0,04 cm!

Hver vinge var konstrueret som en kassesektion, hvorpå kontrolfladerne var fastgjort. Selve kassesektionen var opbygget med en forreste og en bageste hovedbjælke, som spidsede udad i en vinkel på 23 grader. Imellem hovedbjælkerne var anbragt 13 mindre ribber og 4 tværgående bjælker. Desuden var der forstærkning til en pylon under vingen. På over- og underside af ribbestrukturen var vingeskindene fastgjort, og bortset fra lemmen til aileron servomekanismen var de faktisk lavet ud i ét stykke.

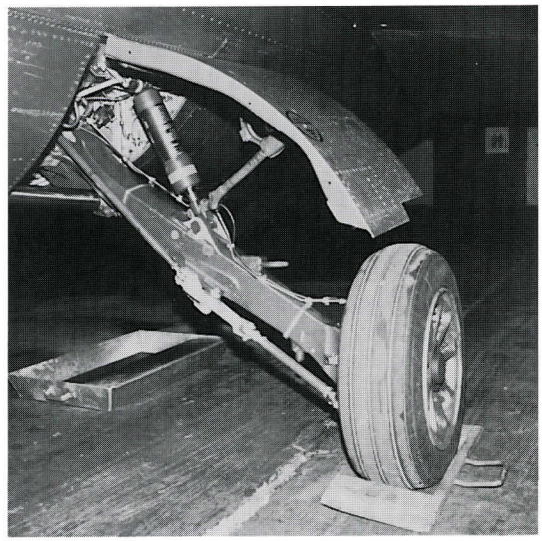
Inderst på vingens kassesektion sad 5 kraftige beslag, der holdt vingen fast til kroppen. De var tippet 10 grader nedad, hvorved vingerne fik deres karakteristiske og tydelige negative V-form. Vingernes kontrolflader bestod af en forkantflap hængslet på forreste hovedbjælke, samt aileron og flap på bageste hovedbjælke.

UNDERSTEL

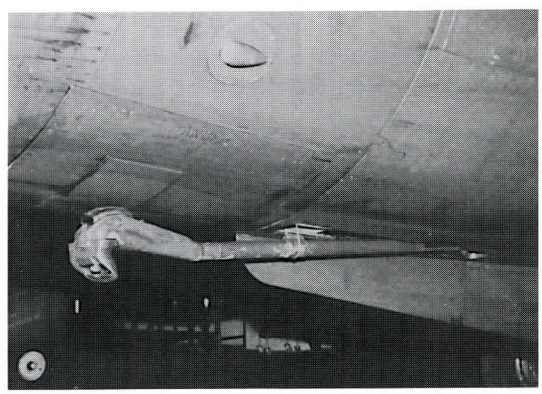
F-104 var udstyret med et hydraulisk optrækkeligt trepunkts- understel. På F/CF blev alle tre enheder trukket op fremefter i kroppen. I tilfælde af en hyd-fejl kunne understellet udløses manuelt og ville da falde på plads ved hjælp af tyngdekraften og fartvinden. På TF/CFD blev næsehjulet trukket op bagud og kunne nødudsættes ved hjælp af en fjeder, der modvirkede fartvindens påvirkning.

Næseunderstellet var en traditionel konstruktion med ét hjul og ben med oleostøddæmper. Hovedunderstellet var derimod af en speciel konstruktion på grund af den sparsomme plads. Understelsbenene var fastgjort på Keelson inde nær centerlinien og stod i udfældet stand skråt ud til siderne. Ved indfældning blev benene trukket fremad, så de kom til at ligge stort set parallelt med kroppens centerlinie. Hovedhjulene drejedes samtidig ved hjælp af et støddstangssystem, således at de lå fladt op mod undersiden af Aft Main Tank. Hvert hovedunderstelsben blev støttet af en såkaldt "Liquid Spring". Det var en slags støddæmper, som gav en fjedrende effekt, idet den var fyldt med en speciel siliconevæske, der lod sig komprimere under tryk. Umiddelbart kunne man tro, at dette ville give en hård affjedring, men som LOK beretter i Section V, var det ikke tilfældet.

Hovedhjulene havde hydrauliske, multiskivebremser udstyret med et anti-skid system, der tillod maksimum opbremsning, uden at hjulene blokerede. Anti-skid systemet kunne slås fra, således at piloten havde mulighed for selv at bestemme bremsetrykket via pedaltrykket. Næsehjulet var hydraulisk styrbart med et udsving på +/- 25 grader fra centerstillingen.



F-104'erens specielle hovedunderstel er her set forfra. Parallelt med selve benet ses langs undersiden de støddstænger, der drejer hovedhjulet, så det kommer til at ligge fladt under brændstoftankene, når understellet er inde. Det, der ligner en hydraulikcylinder over selve understelsbenet, er den i teksten omtalte liquid spring.
Foto: TINBOX



Fangkrogen sidder under bagkroppen lige bag hydrauliklemmen. På hovedets overside sidder en gummiklods, så der ikke opstår mærkelige lyde, når krogen vibrerer op mod kroppens underside under flyvning.
Foto: TINBOX

BREMSESKÆRM OG FANGKROG

Foruden hjulbremserne var F-104 udstyret med to andre hastighedsnedsættende systemer: bremseskærm og fangkrog. Bremseskærmen var 18 fod i diameter og blev anvendt ved praktisk taget enhver landing for at spare bremserne, der ellers ville blive kraftigt slidt, idet F-104'rens touchdown hastighed var forholdsvis høj. Den lå på 160-180 kts, alt efter flyets vægt. Til sammenligning kan det nævnes, at F-16's touchdown hastighed ligger på 120-140 kts. Landingsafløbet blev 10-20% kortere ved anvendelse af skærmen afhængig af touchdown hastigheden. Piloten satte skærmen ud ved at trække i et håndtag på instrumentpanelet (se tegningen side 2-20) .

Bremseskærmen blev anvendt ved næsten hver eneste landing. Her er det RT-664, der lander på FSN Karup den 12. april 1983.
Foto: TINBOX

Den blev kastet igen ved at dreje håndtaget og trække det yderligere ud.

Fangkrogen var den bedste nødløsning ved bremsesvigt, idet F-104'rens skarpe vingeforkanter så godt som altid ville skære et fangnet i stykker. Krogen var monteret på undersiden til højre for bugfinnen og bag hydrauliklemmen. Den blev sat ud ved et tryk på en knap på venstre cockpitramme umiddelbart ved siden af UHF-kanalvælgeren. Krogen kunne ikke trækkes op efter udsætning, som det ses på hangarskibsbaserede fly, men skulle hæves og fastgøres manuelt.

MOTOR OG LUFTINDTAG

De danske F-104're var udstyret med enten en J79-GE-11A, en J79-FN-11A eller en J79-OEL-11A. Motorerne var ens, men var bygget af henholdsvis amerikanske General Electric, belgiske Fabrique Nationale eller canadiske Orenda.

J79-11A var en aksial turbojetmotor forsynet med efterbrænder. Den udviklede 4.545 kp statisk trykkraft i Full Military og 7.165 kp i efterbrænder. Motorens hovedkomponenter var en 17-trins kompressor, en hjælpeaggregatsektion, en forbrændingssektion, en 3-trins turbine, en efterbrænder og en 2-delt variabel udstødsdyse (Nozzle).

F-104'erens specielle luftindtag bidrog helt afgørende til flyets gode hastighedsegenskaber.

Foto: TINBOX

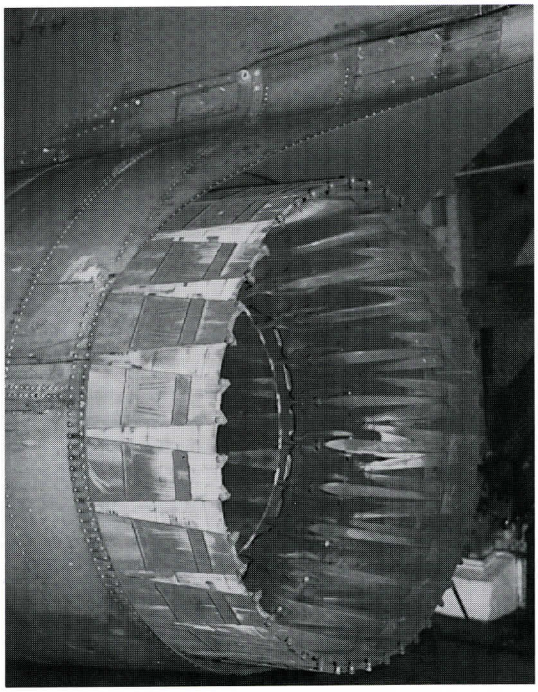
Luftindtagets udformning var af største betydning for motorinstallationen. F-104'ren havde faste indtag og koniske ramper udformet således, at de gav den bedste effekt ved hastigheder over M 1.5. De koniske ramper gik ud foran selve indtagene og skabte et chokbølgemønster ved supersoniske hastigheder, samtidig med at det dynamiske tryk ved indtagsåbningerne blev større. Den normale trykbølge i indtaget reducerede luftstrømmen til underlydshastighed med højt dynamisk tryk. Ved hastigheder over M 2.0 bevægede chokbølgen sig ind i indtagene og skabte en kraftig turbulent luftstrøm, der medførte stor risiko for kompressorstall.

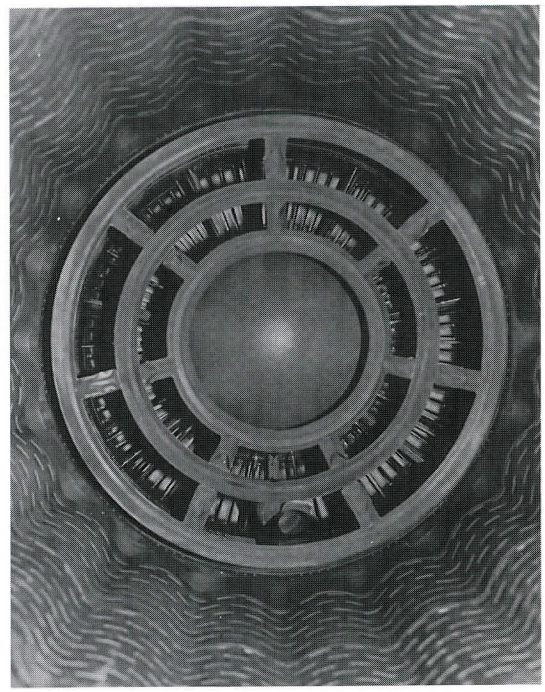
Et af overlydsflyvningens karakteristika er, at når hastigheden tiltager, stiger rumfanget af indtagsluften hurtigere end motorens behov for luft. Nogle supersoniske fly som for eksempel SR-71A, CONCORDE og TORNADO har komplicerede luftindtag med variabelt indsugningsareal og justérbar form af indsugningskanalen. Da F-104'rens faste indsugningsareal gav tilstrækkelig med luft ved underlydsflyvning, var det på grund af ovennævnte forhold reelt for stort ved hastigheder op mod M 2.0. F-104'ren var derfor forsynet med et sekundært luftstrømningssystem. Uden dette ville den overskydende luft skulle stemmes uden om indtagene, hvorved flyets luftmodstand ville blive øget. Det sekundære system tillod den overskydende luft at passere uden om motoren og ud gennem de sekundære nozzles. Herved blev motoren kølet samtidig med at nozzlens effektivitet øgedes.

Når luften kom ind i motoren fra indtaget, passerede den gennem de 17 kompressortrins skiftevis roterende og stationære blade. Ledeskovlene (Inlet Guide Vanes, IGV) og de første 6 trins statorblade indstillede sig automatisk afhængigt af omdrejningstallet og kompressorens indløbstemperatur (Compressor Inlet Temperature, CIT). Systemet regulerede luftstrømmens indfaldsvinkel i forhold til kompressorens rotorblade, således at risikoen for kompressorstall blev mindsket. Den komprimerede luft kom derefter ind i forbrændingssektionen og blev opblandet med brændstof.

Luft/brændstof-blandingen forbrændte derpå i de ti brændkamre under kraftig ekspansion, hvilket medførte, at udstødsgasserne forlod brændkamrene med væsentligt forøget hastighed (trykket var stort set konstant hele tiden i brændkamrene). De varme forbrændingsgasser strømmede videre gennem turbinen, hvor deres tryk på de 3 turbinetrins blade fik denne til at rotere. Via den gennemgående aksel blev kompressoren trukket rundt og opretholdt luftstrømmen gennem motoren.

Motorens omløbstal, Revolutions Per Minute (RPM), kunne til stadighed aflæses på tachometeret, hvor RPM blev angivet som procent af det "maksimale" omløbstal på 7.460 RPM. 71% RPM svarede således til





LÆNGST TIL VENSTRE:
Nozzles står her helt åben. Mest iøjnefaldende er de sekundære nozzles, der rager uden for bagkroppen. De primære nozzles kan lige ses inderst i åbningen.
Foto: TINBOX

TIL VENSTRE:
Et kik ind i udstødningen afslører efterbrænderens flammeholdere som de to yderste af de tre koncentriske ringe. Bagved kan man se turbinebladene. Nederst i ringen ses den såkaldte "pilot burner", der sørger for at antænde brændstoffet, når efterbrænderen slås til.
Foto: TINBOX

knap 5.300 RPM og 103% til 7.685 RPM. Instrumentet fik sine input via et omdrejningstællerdrev på motorens gearbox og en Tachometer Generator, der afgav en frekvens proportional med omløbstallet.

EFTERBRÆNDER OG NOZZLE

I efterbrændersektionen sprøjtedes yderligere brændstof ind i de hede gasser, der stadig indeholdt ilt, og der skete igen en forbrænding. Herved forøgedes den af motoren præsterede trykkraft væsentligt. Der var 4 trin i efterbrænderens brændstoftilførsel betegnet henholdsvis Primary og Secondary Sector og Primary og Secondary Uniform. Forskellen mellem de enkelte trin opnåedes ved at regulere på, hvor mange af efterbrænderens i alt 40 brændstofdyser, der var i funktion (henholdsvis 8, 20, 32 og 40), og ved trinløs regulering i sektorerne. Under flyvning kunne man tydeligt mærke trykkraftforøgelsen fra Military til Sector Burning og fra Sector til Uniform Burning.

Udstødningsdysen havde en nozzle, der automatisk justerede åbningens størrelse. Nozzlen fungerede som en variabel begrænsning, gennem hvilken udstødningsgasserne blev accelereret til deres maksimale hastighed og dermed til maksimum trykkraft. Nozzlen, der også regulerede tryk og temperatur i motoren, fungerede ved olietryk fra motorens oliesystem, og dens position blev styret af en speciel dysekontrol. I tilfælde af en læk på oliesystemet ville nozzles gå mod åben stilling i takt med det faldende olietryk. For at undgå dette og det følgende tab af motorkraft var flyet udstyret med et Emergency Nozzle Closure System (ENCS), som skulle betjenes manuelt af piloten. Det blev aktiveret ved træk i et håndtag på højre side af nederste instrumentpanel, hvorved nozzles gik i lukket position. Der skulle være lidt olie tilbage, for at ENCS kunne virke (se omtale af R-701's havari i Section VII).

Hjælpeaggregatsektionen sad under motorens forreste del, og drev via tre gearboxe de to hydraulikpumper, to elgeneratorer, omdrejningstællerdrev og motorens brændstof- og oliepumper.

Ved start skulle motoren tilføres luft fra en startvogn i modsætning til for eksempel DRAKEN, der har et indbygget startsystem med et specielt startdrivmiddel.

J79-motorens karakteristiske hyletone kunne ikke henføres til en enkelt del af motoren. Der blev ikke frembragt nogen enkeltlyde, som den man oplevede under en forbiflyvende F-104. Den opstod som en blandingsfrekvens af de mange lyde, der fremkom i motoren under gang.

T2 RESET

De stilbare ledeskovle og kompressorstatorblade (sidstnævnte medregnes ofte i betegnelsen IGV) var nødvendige, for at motoren kunne fungere uden kompressorstall i hele flyets hastighedsområde. Fra yderstilling til yderstilling kunne de drejes 35 grader, og ved standardatmosfæreforhold ved havets overflade var de helt åbne ved motorhastigheder over 93% RPM. Derunder lukkede de gradvis for at være mest lukket ved 73% RPM. Sagt på en anden måde sørgede IGV for, at luftstrømmen hele tiden ramte kompressorrotorbladene i en vinkel, så de ikke stallede.

Luftens tæthed er som bekendt afhængig af blandt andet temperaturen. Derfor vil 100% RPM ved lav temperatur give mere luft gennem motoren end 100% RPM ved en højere temperatur. Ved hjælp af oplysninger om CIT og fysiske RPM udregnede motorens Main Fuel Control (MFC) den effektive motorhastighed, det vil sige den hastighed,

Vi kan desværre ikke vise et billede af J79'erens hyletone, men motoren havde også en anden meget karakteristisk egenskab; den udviklede en meget kraftig røg ved nogle omdrejningstal. Det var en stor ulempe i luftkamp, hvor det gjorde F-104'eren lettere at få øje på.
Billedet er taget på RT-667's sidste flyvetur den 28 december 1982. Piloterne var VOL og VOS.
Foto: ÅLBFOT

som motoren skulle have kørt med ved en CIT på 15 grader Celsius for at levere den aktuelle mængde luft. Ved en CIT på 44 grader Celsius med motoren på 100% var den effektive motorhastighed således kun 95%. Den effektive motorhastighed blev anvendt til at styre IGV, således at disse åbnede og lukkede i forhold til denne størrelse i stedet for den fysiske motorhastighed.

Jo hurtigere flyet fløj, desto varmere blev luften i indsugningskanalen foran indgangen til motoren. Når CIT nåede cirka 80-85 grader Celsius indikeret (92 grader Celsius aktuelt) indtrådte det, der kaldes T2 RESET.

Det var en stigning i motorens fysiske RPM til cirka 104%, og dermed steg den effektive motorhastighed også, og IGV åbnede lidt. T2 RESET var lavet for at undgå kompressorstall på grund af den lave effektive motorhastighed, og når T2 RESET indtrådte, kunne piloten tydeligt mærke en forøgelse af motorkraften.

Hvis throttle pludseligt blev trukket tilbage ved supersoniske hastigheder, ville luftstrømmen gennem luftindtagene blive bremset kraftigt. Det ville medføre, at der opstod en kraftig turbulens (Duct Buzz), hvis ikke motorens tomgangshastighed også reguleredes som en funktion af CIT. Omkring 55 grader Celsius begyndte den at stige fra de normale 67% RPM, og ved 92 grader Celsius var den lig med Full Military, det vil sige 100% stigende til cirka 104% ved T2 RESET.

Hvis CIT var over 92 grader Celsius, havde det derfor ingen effekt på motorens hastighed at bevæge throttle mellem Idle og Full Military. Flyets hastighed kunne imidlertid godt reguleres, for i de hastighedsområder, hvor T2 RESET forekom, var efterbrænderen nødvendig for at holde en konstant hastighed. Efterbrænderen blev ikke påvirket af T2 RESET, da den ikke blev styret af MFC.

OKS K.J. Knudsen er her ved at Single-Point refuelle R-646. Med højre hånd styrer han Master Pre-Check og Refuelling kontakterne.
Foto: via K.J. Knudsen

LUFTSYSTEMER

Luft fra motorens 17. kompressortrin (det sidste) blev tappet gennem tre åbninger til flyets luftsystemer. To af åbningerne leverede luft direkte til bagkantflapsenes BLC-system, mens den sidste åbning leverede luft til den primære varmeveksler. Her blev luften kølet ned fra de godt 480^{0}C i motoren på dette sted til 288^{0}C eller 177^{0}C, alt efter hvor den skulle anvendes.

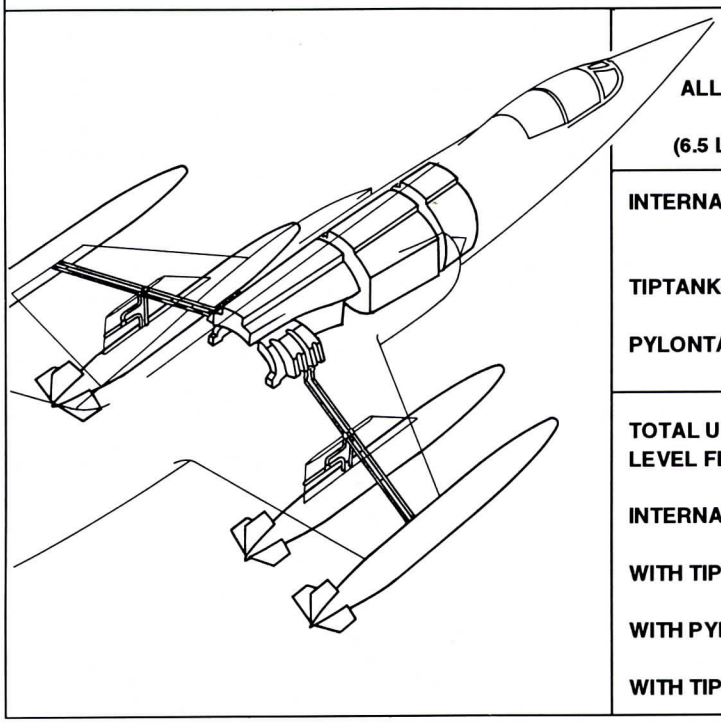
Brændstofsystemet anvendte trykluft på 177^{0}C til at opretholde et overtryk i de interne tanke under alle forhold, samt til at overføre brændstof fra de eksterne tanke.

Den varmeste luft fra varmeveksleren blev anvendt til mange forskellige opgaver. Noget af den gik via en air condition enhed til cockpittet og til afdugning af canopy samt til afkøling af elektronikbrønd og radar. Den resterende luft blev blandt andet anvendt til G-dragten, til udluftning af kanonrummet og til at fjerne regn fra venstre frontsiderude.

BRÆNDSTOFSYSTEM

Brændstofsystemet i F/CF omfattede fem interne brændstoftanke af gummisæktypen samt mulighed for installation af tre ekstratanke af metal i henholdsvis ammunitionsbrønden, hylsterbrønden og kanonrummet. Det blev, så vidt vi har kunnet efterforske det, aldrig anvendt på nogen

F-104 FUEL QUANTITY DATA



ALL MEASURES IN LBS. (6.5 LB/U.S.GALL)	F/CF		TF/CFD	
	USABLE FUEL	TOTAL FUEL	USABLE FUEL	TOTAL FUEL
INTERNAL FUEL	5824 ±200	5888 ±200	4000 ±150	4413 ±150
TIPTANKS (EACH)	1105	1137	1105	1137
PYLONTANKS (EACH)	1267	1293	1267	1293
TOTAL USABLE FUEL IN LEVEL FLIGHT ATTITUDE				
INTERNAL FUEL	5824 ±200		4000 ±150	
WITH TIPTANKS	8034 ±200		6610 ±150	
WITH PYLONTANKS	8358 ±200		6934 ±150	
WITH TIP AND PYLONS	10.568 ±200		9.144 ±150	

dansk F-104,men havde været standard på de canadiske, vi købte i slutningen af 1960'erne. Desuden var der mulighed for at påmontere to tiptanke og to vingepylontanke.

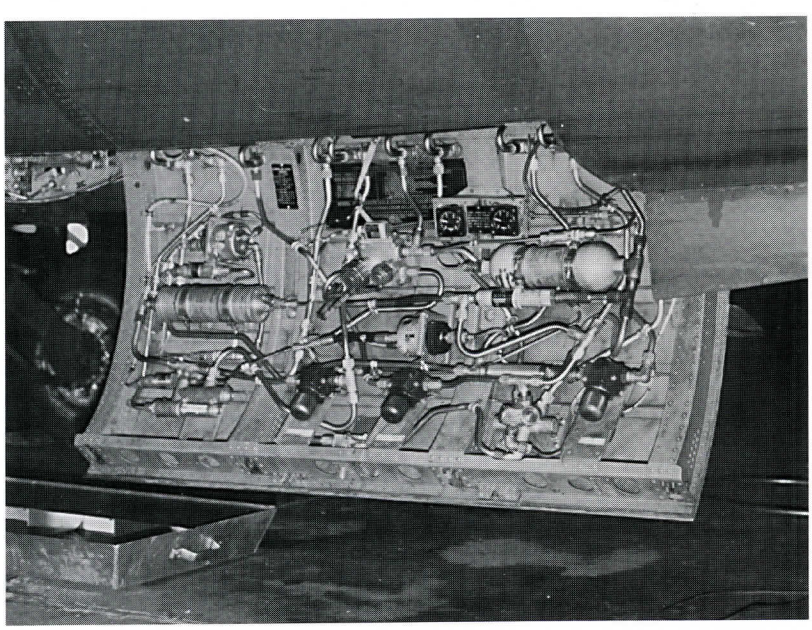
Alle interne brændstoftanke tanke stod i forbindelse med hinanden, således at brændstoffet frit kunne løbe til Forward Main tanken, hvorfra det blev taget til motoren. Brændstoffet i de eksterne tanke blev blæst over i det interne system ved hjælp af trykluft.

I TF/CFD var der ingen mulighed for installation af interne ekstratanke på grund af pladsmangel. Der var kun Aft Main, Forward Main, RH Saddle og LH Saddle tankene, alle af gummisæktypen, og en todelt Auxiliary tank i det rum, der modsvarede kanonrummet i F/CF. Alle tanke - interne såvel som eksterne - kunne fyldes på én gang ved hjælp af Single Point trykpåfyldning. Dog kunne den højre pylontank på F/CF ikke fyldes via dette system på grund af stand-by tankningsmodifikationen (omtalt under modifikationer).

Al brændstof til motoren blev taget fra Forward Main tanken ved hjælp af fire elektrisk drevne boosterpumper, der satte tryk på brændstofforsyningen til motoren. Trykket blev hævet yderligere af motorens mekanisk drevne brændstofpumpeenhed, der bestod af en centrifugalboosterpumpe og to tandhjulspumper. Derfra blev brændstoffet fordelt via brændstofkontrollen (Main Fuel Control) til brændkamrene.

MFC regulerede brændstoftilførselen på grundlag af gashåndtagets position, motorens omdrejningstal, CIT samt kompressorens afgangstryk. Desuden styrede MFC'en ledeskovlenes og de stilbare statorblades position (under ét kaldet IGV) ved hjælp af et brændstofhydraulisk system. MFC'en forhindrede endvidere efterbrænderen i at virke, hvis motorens omdrejningstal var for lavt, og den var med til at styre nozzlens position.

Brændstoffet til efterbrænderen blev pumpet gennem efterbrænderens brændstofkontrol af en separat pumpe og derefter fordelt til de forskellige efterbrændermanifolder af en separat fordeler. Flammerørene var opdelt i fire manifolder, hvortil brænd-



De dele af hyd-systemet, som teknikerne havde behov for at komme til i forbindelse med den daglige service, sad samlet på hyd-lemmen under bagkroppen. Praktisk og nemt tilgængeligt.
Foto: TINBOX

stoffet blev fordelt alt efter gashåndtagets position. Ved laveste efterbrænderposition, Primary Sector, var kun én manifold i funktion, og ved fuld efterbrænder var alle fire i funktion.

HYDRAULIKSYSTEMER

Hydraulikken var opdelt i to adskilte systemer, System No.1 og System No.2. System No.1 blev sat under et tryk på 3.000 psi af en motordrevet pumpe og leverede tryk til styresystemet, det vil sige højderor, sideror og ailerons samt pitch- og rollaktuatorerne til autopiloten og APC-systemets pitchaktuatorer. Hvis trykket på System No.1 faldt til under 1.250 psi, virkede autopiloten ikke.

System No.2 blev ligeledes drevet af en motordrevet pumpe og leverede et arbejdstryk på 3.000 psi til styresystem, pitch- og roll-dæmpersystemet, understel, anti-skid bremsesystem, næsehjulsstyring, dykbremser og en generator for Primary og Secondary Fixed-Frequency AC Bus (se elektriske systemer). Styresystemet virkede således på begge systemer og kunne i tilfælde af hydraulikfejl fungere på det ene system alene.

En del af System No.2 var adskilt fra resten ved hjælp af en énvejsventil. Denne del blev kaldt Utility System, og det var til dette, at understel, dykbremser, anti-skid bremsesystem, næsehjulsstyring, og motorens by-pass flaps var forbundet. Énvejsventilen lukkede, hvis trykket på System No.2 faldt til under 2.175 psi, således at trykket blev bevaret både til styresystem og generator.

I tilfælde af motorstop kunne System No.1 holdes under tryk af en nødpumpe (Ram Air Turbine, RAT), der blev drevet af fartvinden. Den sad i højre side af kroppen foran luftindtaget og kunne slås ud af piloten ved træk i et håndtag. Understellet kunne sættes ud uden hydrauliktryk ligeledes ved træk i et håndtag. Herved løsnedes låsene, og understellet faldt ned på plads.

ELEKTRISKE SYSTEMER

F-104'rens elektriske systemer var opdelt i et jævn- og et vekselstrømssystem, som igen var opdelt i buses (strømskinner). Vekselstrøm (AC) leveredes både af to motordrevne 20 KVA, 115/120 V generatorer, som gav strøm til No.1 Primary AC Bus, No.1 Secondary AC Bus, No.2 AC Bus og Emergency AC Bus og fra en hydraulisk drevet 2,5 KVA generator, som drev Primary og Secondary Fixed-Frequency AC Buses.

I tilfælde af el-fejl sørgede et automatisk Bus Transfer System for at koble de mindre væsentlige buses fra. Hvis for eksempel begge de motordrevne generatorer faldt ud, var kun Fixed-Frequency AC og Emergency AC Bus i funktion. Sidstnævnte blev drevet af en 4,5 KVA generator i Ram Air Turbine (RAT).

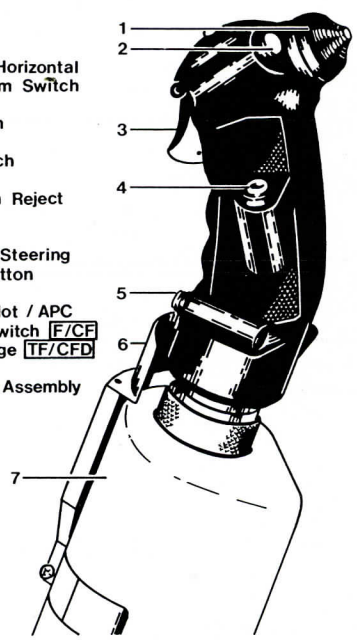
28 V jævnstrøm (DC) blev leveret fra No.2 AC Bus via en 120 A ensretter og fra Emergency AC Bus via en 20 A ensretter. Førstnævnte drev Primary DC Bus og derigennem No.1 og No.2 Emergency DC Buses, medens sidstnævnte drev No.1 og No.2 Battery Buses. Desuden var der to nikkel-cadmium akkumulatorer, der fungerede som nødstrømsforsyning.

Det vil føre for vidt at beskrive alle de systemer, der var koblet på de enkelte buses, men nedenstående eksempel viser lidt af systemets virkemåde. Den tidligere nævnte dobbelte generatorfejl var den alvorligste elfejl, som flyet stadig kunne flyves med. Blandt de systemer, som IKKE ville virke, var radar, INS, efterbrændertænding, Air Data Computer, våbensystemer, Stability Augmentation System, brændstofmålere og APC-systemet. Der var kun de absolut nødvendige funktioner tilbage.

FLIGHT CONTROL SYSTEM

F-104'rens primære Flight Control System bestod af ailerons, sideror og højderor, alle hydraulisk opereret som tidligere nævnt. Det sekundære Flight Control System bestod af for- og bagkantflaps til forøgelse af opdriften, og dykbremser til forøgelse af luftmodstanden og dermed reduktion af hastighed. De primære og sekundære systemer blev assisteret i deres opgaver af Automatic Flight Control System (AFCS), der bestod af en autopilot (kun F/CF), Stability Augmentation System

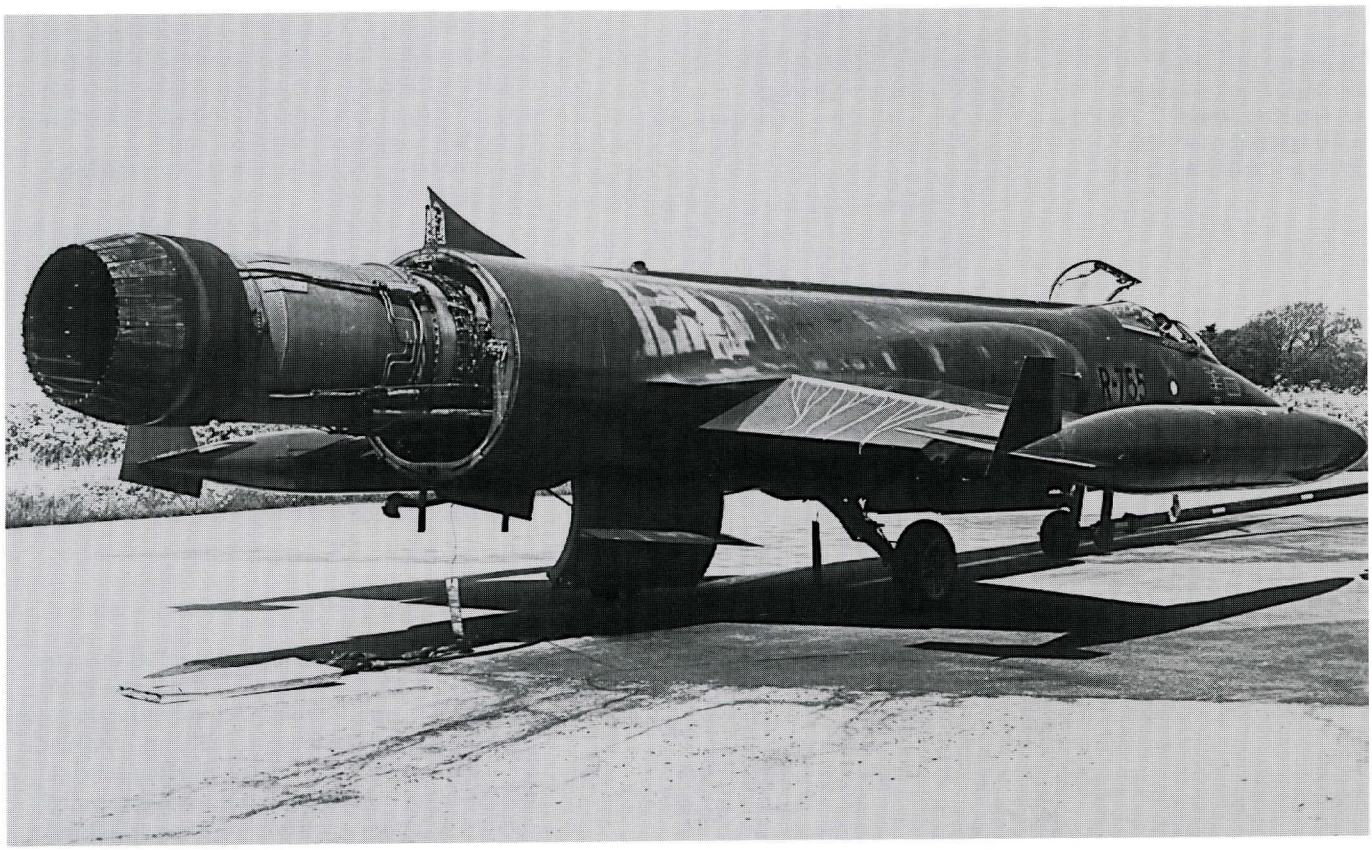
CONTROL STICK GRIP



1 Aileron and Horizontal Stabilizer Trim Switch
2 Bomb Button
3 Trigger Switch
4 Radar Action Reject Button
5 Nose Wheel Steering and Mike Button
6 Automatic Pilot / APC Disengage Switch F/CF
APC Disengage TF/CFD
7 Stick Shaker Assembly

NOTE

Bomb button and trigger switch are disconnected in TF/CFD rear cockpit



R-755 er gjort klar til motorprøve på FSNÅLB i juni 1982. Bemærk de hvide snore over flapsene. De anvendes til at kontrollere BLC-systemets funktion. Ved hjælp af snorene afsløres det meget tydeligt, hvis en af dyserne ikke fungerer ordentligt.
Foto: Per Nielsen

(SAS) og Automatic Pitch Control (APC) udstyr samt trim og Boundary Layer Control (BLC).

Det primære system blev aktiveret af servoer, som fik kraft fra begge hydrauliksystemer. Servoerne fik input-signaler fra styrepind og rorpedaler, fra AFCS og fra trim. Autopilot og SAS var begge opbygget omkring AFCS-computeren. MH-97 autopiloten kontrollerede flyet ved at bevæge ailerons og højderor gennem separate autopilot-aktuatorer. Når autopiloten var tilkoblet, blev flyet automatisk trimmet i pitch. Den kunne holde en flyvehøjde, et Mach-tal, en kurs eller et standarddrej, og derudover kunne den styre efter informationer fra TACAN eller INS.

Ved hjælp af det såkaldte Stick Steering System kunne piloten få autopiloten til at holde flyet i en næsten vilkårlig flyvestilling blot ved - når autopiloten var i funktion - at bringe flyet i den ønskede stilling ved hjælp af styrepinden og så slippe den. Hvis flyet havde mellem 7 og 66 graders bank og maksimum +/- 66 graders pitch, holdt autopiloten den stilling, som flyet havde, da piloten slap pinden. Hvis bank angle havde været mindre end 7 grader, ville autopiloten rulle flyet til vandret, gå i Heading Hold Mode og bibeholde pitch angle. Autopiloten koblede automatisk fra, hvis pitch eller bank angle oversteg 66 grader i hvilken som helst retning, eller hvis ændringen i flyets stilling skete for hurtigt.

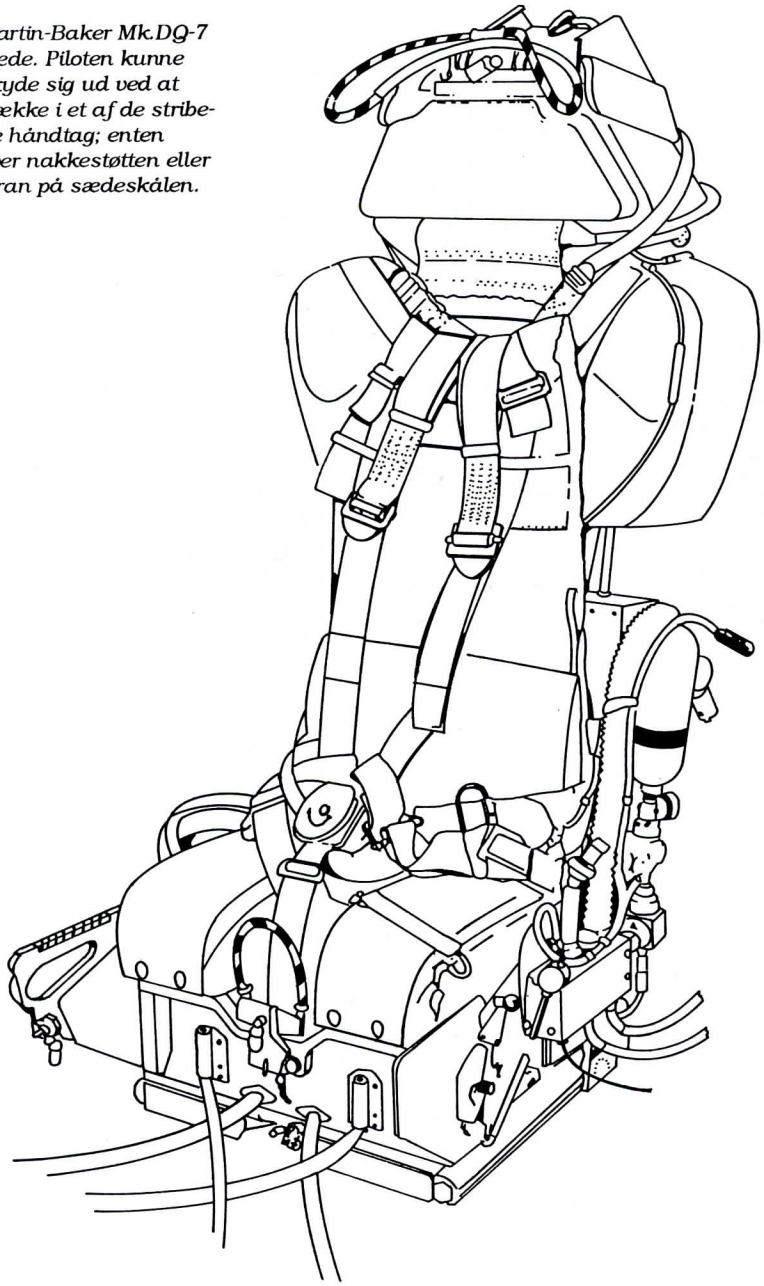
Stability Augmentation System gav F-104'ren maksimum stabilitet i alle flyvestillinger og manøvrer. Systemet omfattede blandt andet rategyroer, der følte enhver pludselig ændring i flyets stilling i forhold til pitch-, roll- og yaw-akserne og genererede et elektrisk signal, der fik rorene til at give de nødvendige korrigerende udslag.

Automatic Pitch Control (APC) systemet fungerede som et stall- forebyggende system. Input fra to indfaldsvinkelfølere på hver sin side af flyets næse og pitch rate gyroen blev behandlet i en computer, der aktiverede stick-shakeren (pinden begyndte at ryste), når flyet nærmede sig et stall. Hvis nose-up stillingen fortsatte til et stall var umiddelbart forestående, gav computeren et pitch-signal til en hydraulisk servo (APC-kicker), der hurtigt rykkede pinden frem og gav nose-down højderor.

Trimsystemet var elektrisk drevet, og det fungerede ved at en lille trimaktuator, monteret på den hydrauliske aktuator, ændrede på aktuatorarmens nulstilling og dermed på rorenes stilling.

For- og bagkantflapsene var drevet af elektriske aktuatorer. Flapsene på højre og venstre side var forbundet to og to med fleksible kabler, således at flapsene kørte synkront. Hvis en fejl skulle opstå i den ene bagkantflapmotor, kunne den anden drive begge bagkantflaps. Flapsene havde tre presatte positioner: UP som var 0 grader for bagkant- og 3 grader ned for forkantflaps, TAKE-OFF som var 15 grader ned for begge sæt flaps, og LAND som var 45 grader ned for bagkant- og 30 grader ned for forkantflaps. TAKE-OFF flaps anvendtes både under start, som navnet angiver, og under subsonisk manøvrering til at forbedre drejeradius.

Når man valgte LAND-flaps, aktiveredes Boundary Layer Control (BLC) systemet. Det blæste trykluft ud gennem et antal dy-



Martin-Baker Mk.DQ-7 sæde. Piloten kunne skyde sig ud ved at trække i et af de stribede håndtag; enten over nakkestøtten eller foran på sædeskålen.

ser anbragt på vingeoversiden ved bagkantflapsenes forkant. Trykluften blev taget ud fra motorens 17. kompressortrin. BLC- systemet bevirkede, at luftstrømmen over flapsene ikke separerede så let, og stallhastigheden blev herved nedsat med omkring 15 knob.

De to dykbremser var hydraulisk drevet og bevægede sig synkront. Piloten kunne vælge hvilken som helst stilling mellem fuldt åben og lukket. Dykbremserne kunne anvendes ved alle hastigheder uden restriktioner, selv om det kunne være en ubehagelig oplevelse at åbne dem helt under supersonisk flyvning. Det føltes, som om øjenæblerne lå helt fremme ved frontruden, og bagefter havde man de flotteste røde mærker efter skulderselerne.

KATAPULTSÆDE

Da Danmark i første halvdel af 60'erne stod for at skulle have F-104, havde vi to muligheder med hensyn til valg af type katapultsæde: Enten det af Lockheed udviklede C-2 sæde eller Martin-Baker Mk.7 sædet. Sidstnævnte sæde var mere brugervenligt og havde bedre udskydningskarakteristika. Flyvevåbnet valgte derfor Martin-Baker i en version kaldet Mk.DQ7. Mange andre F-104 brugere, heriblandt Belgien, Holland og Canada, beholdt Lockheeds sæde, som senere blev modificeret for et højne sikkerheden. Det nåede dog aldrig M-B sædets effektivitet. Umiddelbart efter modtagelsen af F-104 flyene i 1964 og 1965 blev M-B sæderne indbygget af HVK Ålborg. Dog blev nogle fly i begyndelsen fløjet med C-2 sæder på grund af langsom levering af M-B sæderne (se Section IV). Da vi i begyndelsen af 70'erne fik de ex-canadiske fly, var de udstyret med Lockheed-sæder, der som så meget andet måtte skiftes ud. I stedet blev flyene udstyret med Martin-Baker Mk.DQ7A, der kun afveg fra Mk.DQ7 i enkelte mindre detaljer.

Lockheed C-2 sædet, som Danmark forkastede, virkede helt ned i højde 0 men under den forudsætning, at flyet havde en fart på minimum 120 knob, for at en udskydning skulle lykkes. M-B Mk.DQ7 og DQ7A sæderne var såkaldte Zero-Zero sæder, der som betegnelsen siger det, kunne anvendes ved 0 højde og 0 hastighed. En udskydning kunne således gennemføres, selv om flyet stod stille på jorden. I TF/CFD krævedes dog enten en hastighed på 60 knob for at canopies kom helt væk ved udskydningen, eller at canopies blev skudt af, før piloterne skød sig ud. Desuden var Martin-Baker sædet fuldautomatisk fra det øjeblik, hvor piloten trak i håndtaget, mens C-2 sædet i den oprindelige version krævede, at piloten selv skulle åbne sin faldskærm. Senere blev C-2 modificeret til fuldautomatik på dette punkt, men krævede dog stadig en mindste hastighed (90 knob) for at virke i højde 0. En anden forskel på de to sæder var fald-

En pilot poserer foran R-343 i vinteren 1964/65. Bemærk, at han bærer faldskærm på ryggen og at han har sporer på støvlerne. Flyet er altså stadig udstyret med C-2 sæde.
Foto: ÅLBFOT via FHS

Det meste af flyets elektroniske udstyr var samlet i elektronikbrønden bag cockpittet. Ved fejl kunne de enkelte black boxe lige løftes ud og erstattes med en anden. F-104'eren var, såvidt vi ved, første danske jagerfly, der på denne måde var baseret på Line Replaceable Units.
Foto: K.J. Knudsen

skærmsarrangementet. Mk.DQ7 og DQ7A havde indbygget faldskærm, som piloten "tog på" samtidig med at han spændte sig fast i katapultsædet. Ved C-2 skulle piloten spænde skærmen på ryggen, før han satte sig i sædet i flyet, hvilket gjorde ind- og udstigning noget mere besværlig.

FØRSTE RAKETSÆDE I FLV

Martin-Baker Mk.DQ7 blev endvidere det første raketkatapultsæde i anvendelse ved FLV. Det var en videreudvikling af M-B Mk.5 serien, som blev benyttet i FLV's F-100, F-86D, T-33A og RF-84F, men adskilte sig fra disse versioner ved foruden katapultkanonen at have en raketmotor - betegnet "raketpakke" - anbragt under sædeskålen. Pakken var sammensat af et antal forbrændingsrør skruet ind i et aflangt samlekammer med to dyser (seks på DQ7A). Når piloten trak i et af udskydningshåndtagene, affyredes katapultkanonen, hvorved sædet begyndte at bevæge sig opad i sine styreskinner under kraftig acceleration (Accelerationen i udskydningsretningen voksede fra 0 G til cirka 15 G i løbet af 0,08 sekund).

Lige før sædet forlod styreskinnerne, og katapultkanonens stempel røg ovenud af kanonrøret, strammedes udløserlinen til raketpakken. Raketpakken antændtes, og de nedadrettede dyser sørgede for, at raketpakkens trykkraft opretholdt accelerationen, der blev frembragt af katapultkanonen. Det var fastholdelsen af denne acceleration over et længere tidsrum, der gav DQ7 og DQ7A sæderne deres Zero-Zero egenskaber. Samtidig var den maksimale acceleration, som piloten blev udsat for, mindre end ved for eksempel Mk.5 sæderne, hvorved risikoen for følgeskader mindskedes. (De rene kanonsæder gav ikke sjældent beskadigelser af rygsøjlens lændehvirvler og bruskskiver på grund af sammenslåning.)

ELEKTRONIK

Da F-104G blev udviklet fra F-104C, var det primære udviklingsområde elektronikken. De elektroniske systemer udgjorde cirka 7% af STARFIGHTER'ens tomvægt, men de repræsenterede til gengæld omkring en trediedel af flyets nypris. Det integrerede elektroniske system bestod blandt andet af følgende sub-systemer:

Kommunikation og identifikation
- UHF-radio
- Nødradio
- Telebriefing
- IFF/SIF

Navigation og Basic Flight Reference
- INS
- Air Data Computer
- PHI system
- TACAN
- Gyrokompas
- Standby Attitude Indicator

Automatic Flight Control System (AFCS)
- Autopilot
- Stability Augmentation System
- Automatic Pitch Control System (APC)

Fire Control og Radar Warning
- NASARR
- Optisk sigte
- IR-sigte
- Missile In-Range Computer
- Radar Warning Receiver

Mange af komponenterne indgik i flere systemer som for eksempel INS'en, der gav

input til autopiloten, PHI, radar, optisk sigte og Main Attitude Indicator. Denne integration var nødvendig for at få plads til alle systemerne, men det gav samtidig den ulempe, at én fejl kunne få konsekvenser for flere systemer.

RADIO

F/TF var udstyret med en AN/ARC-552 UHF-radio (CF/CFD med en AN/ARC-552A) med mulighed for at vælge mellem 3.500 forskellige frekvenser. 27 af disse kunne indsættes og vælges med en kanalvælger på øverste instrumentpanel. Selve betjeningspanelet for radioen sad på venstre sidepanel, og her kunne de resterende frekvenser vælges. Radioen havde to antenner - én under cockpittet og en på lemmen over ammunitionsbrønden - der begge var monteret i niveau med kroppens overflade.

I tilfælde af total el-fejl kunne piloten stadig transmittere og modtage på flyets AN/ARC-504 nødradio. Den havde kun én frekvens, den internationale UHF-nødfrekvens på 243.0 MHz. Nødradioen fik strøm fra No.1 Battery Bus, som altid virkede, når batterierne var monteret i flyet.

TELEBRIEFINGUDSTYR

Ved indførelsen af et telebriefingudstyr blev det muligt at briefe piloten, mens han sad i cockpittet, og uden at radiotavsheden blev brudt. Via et stik i hovedunderstellet og et telebriefingkontrolpanel på højre sidepanel kunne piloten tale med Wing-Ops og Sector Operation Centre og stadig have medhør på UHF-radioen. Ved en scrambleordre kørte piloten blot frem, hvorved stikket blev trukket ud, og der kunne transmitteres på radioen igen.

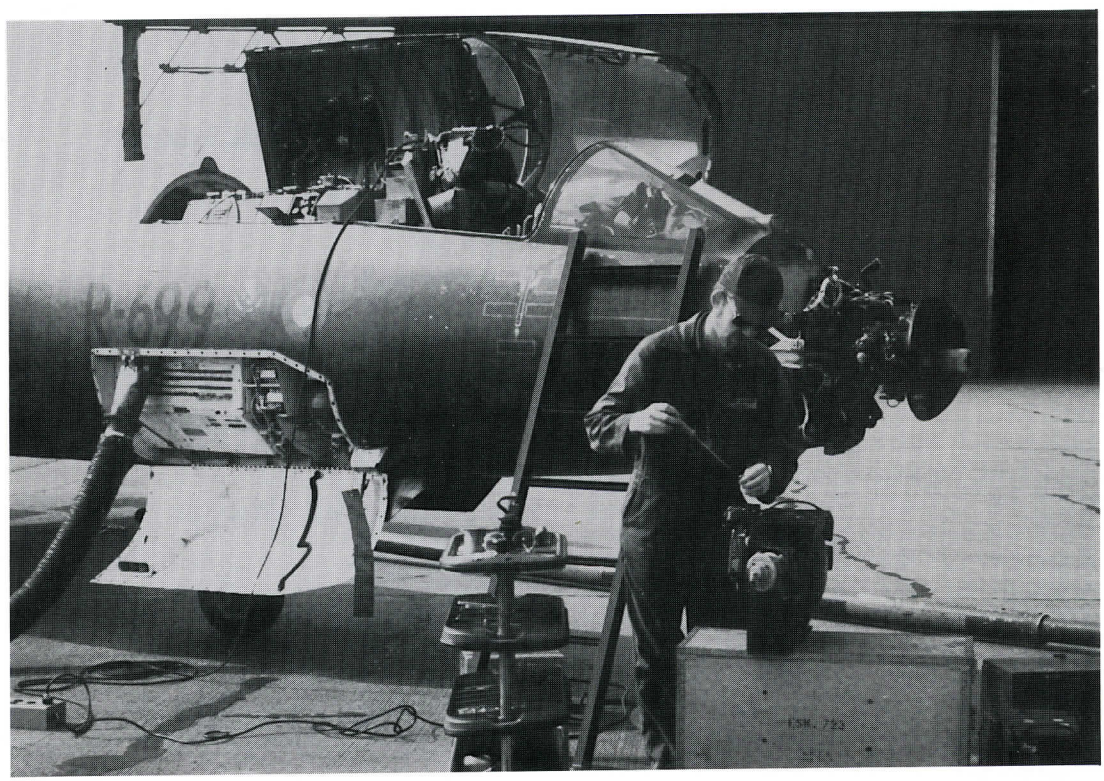
IDENTIFIKATIONSUDSTYR

For at kunne skelne ven fra fjende, samt for at kunne skelne mellem forskellige grupper af venner, er praktisk taget alle militære fly udstyret med IFF/SIF. Den del af IFF/SIF-systemet, der kaldes Mode 3, anvendes til radarflyvekontrol. Derfor er alle civile fly, der er godkendt til IFR-flyvning, udstyret med en transponder, der kan arbejde i Mode A, som Mode 3 betegnes civilt. Mode 1 og Mode 2 er til rent militære formål.

F-104 var oprindeligt udstyret med en AN/APX-46 IFF/SIF, der gav 64 forskellige koder i Mode 3. I 1975 begyndte man at indføre AN/APX-72 IFF/SIF, der gav mulighed for 4.096 forskellige koder. Desuden havde den Mode C, det vil sige automatisk højderapportering. Det medførte, at højdemåleren måtte udskiftes, og der skulle indbygges en AIMS-computer til kodning af Mode C signalerne. Betjeningspanelet var placeret på højre sidepanel.

INERTINAVIGATIONSSYSTEM (INS)

LITTON LN-3 inertinavigationssystemet tjente tre formål: Det var den lodrette reference for flyets stilling i luften (attitude), - det var den retningsmæssige reference for kursinformation, og det bestemte flyets position som grundlag for udregning af retning og afstand til en destination. I sammenhæng med PHI-systemet udregnede INS'en retning og afstand til et hvilket som helst af 12 forvalgte rutepunkter eller destinationer. Hjertet i INS'en var platformen, som bestod



Under ESK723's rotation med 5 Sqn RAF på Binbrook i maj 1981 var der knas med radaren på R-699. SSG J. Hansen er her ved at skifte transmitteren. Slangen, der er koblet til AC Load Center, fører køleluft til, så flyets systemer kan køre uden at blive overophedet

Foto: Richard Strube

af et firedobbelt kardansk ophæng med to gyroer og tre accelerometre monteret vinkelret på hinanden. Gyroerne sørgede for at holde platformens lodrette akse pegende mod jordens centrum og nord-syd aksen pegende mod den geografiske nordpol uden hensyn til flyets geografiske position og flyvestilling. Accelerometrene registrerede enhver ændring i flyets geografiske position, og computeren udregnede hele tiden med hvilken hastighed og over hvilken afstand ændringen skete.

På højre sidepanel i cockpittet (TF/CFD kun i forreste cockpit) sad to betjeningspaneler til INS'en. Align Control anvendtes til at indsætte koordinaterne på startstedet, og på Inertial Navigator Control fandtes hovedafbryderen til systemet.

Oprindeligt skulle systemet stå i Align Mode i 8-10 minutter for at få platformen linet helt nøjagtigt op. Men ved en modifikation blev denne lange align-tid nedsat til 90 sekunder, forudsat at flyet ikke var blevet flyttet mellem missionerne. INS'en gav positions-, kurs-, retnings- og/eller attitudeinformationer til PHI-systemet, Main Attitude indikatoren, autopiloten og Fire Control systemet.

AIR DATA COMPUTER

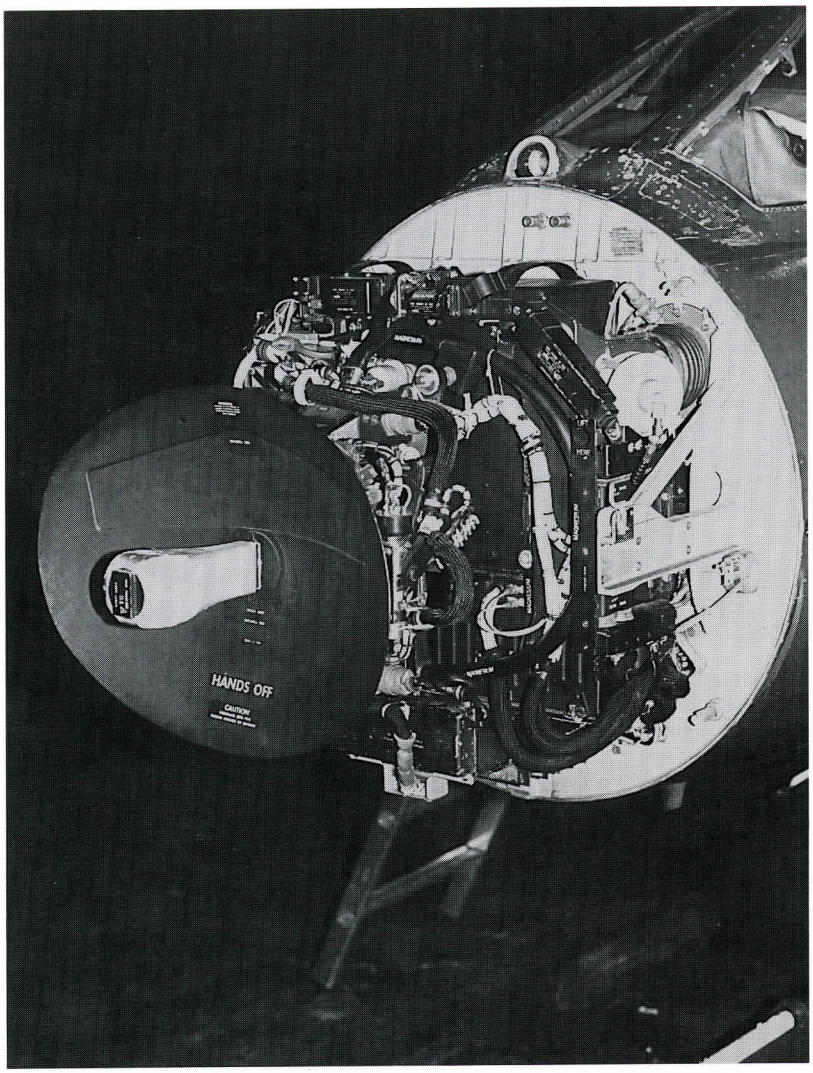
En central Air Data computer leverede data om den luftmasse, som flyet fløj i, til flyets andre systemer. Inddata omfattede pitottryk, statisk tryk, total lufttemperatur og indikeret indfaldsvinkel. Gennem en mekanisk analog regneproces fremkom uddata om Pressure Altitude, Mach-nummer, dynamisk tryk, absolut tryk, True Air Speed (TAS) og sand indfaldsvinkel. Disse informationer blev givet videre til Automatic Flight Control System, Fire Control systemet, INS, Position and Homing Indication systemet, Mach-fartmåleren og canopy- og understelsadvarselssystemerne.

PHI-SYSTEMET

Position and Homing Indication (PHI) systemet bestod af en cockpitmonteret indikator, en computer og et kontrolpanel med destinationsvælger og hukommelsesenhed med 12 punkter (SSU). Indikatoren viste kurs-, pejlings- og afstandsinformationer. Indikatoren havde en Mode Selector knap i øverste venstre hjørne, hvormed man kunne vælge mellem tre modes: IN, DR og TCN.

IN (Inertial Navigation): Dette var den primære mode, hvor navigationen var baseret på oplysninger fra LN-3 INS-platformen. Her sammenlignede computeren det valgte retningspunkts XY-koordinater med INS'ens oplysninger om flyets egen position og viste derefter kurs og afstand til punktet.

DR (Dead Recogning): Denne position anvendtes som back-up, hvis INS'en ikke var ordentligt linet op. Computeren anvendte



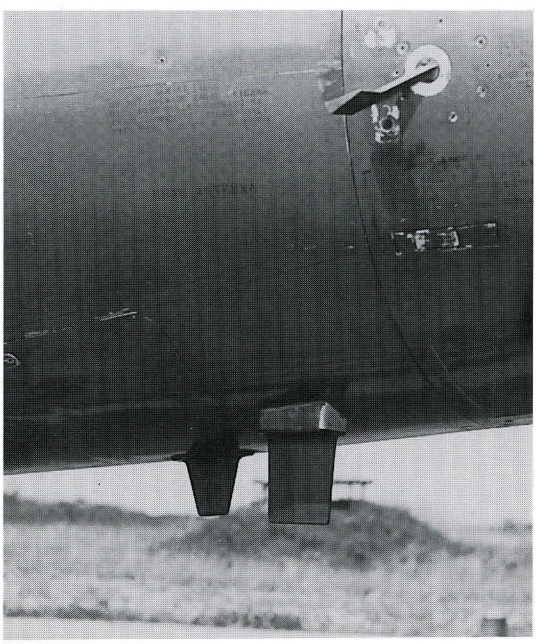
Sådan så den ud; radomen er pillet af RT-657, så man kan se radaren.
Foto: TINBOX

her oplysninger om magnetisk kurs fra C-2G gyrokompasset, gridmisvisning, TAS fra Air Data computeren og en vindhastighed manuelt indsat på kontrolpanelet. Ud fra disse oplysninger udregnede systemet hele tiden flyets position og ved hjælp af denne afstand og retning til det valgte retningspunkt.

TCN (Tactical Air Navigation System): Her viste indikatoren informationer fra TACAN-systemet. Det bestod af en sender/modtager, en antenne i finnen under bagkroppen fælles med IFF/SIF systemet (separat antenne efter Mod./F-104/52) og et kontrolpanel på højre sidepanel. TACAN gav retning og afstand til det valgte TACAN-fyr op til cirka 300 sømil, afhængig af den højde flyet befandt sig i.

KOMPAS

Som back-up til INS'ens kursinformationer var F-104 udstyret med et C-2G gyrokompas. Informationerne blev vist på PHI-instrumentet. I CF/CFD blev C-2G informationer også vist på standby-kompasset, mens F/TF havde et almindeligt spritkompas som standby-kompas. C-2G kompasset kunne justeres ved hjælp af Compass Control panelet på højre sidepanel.



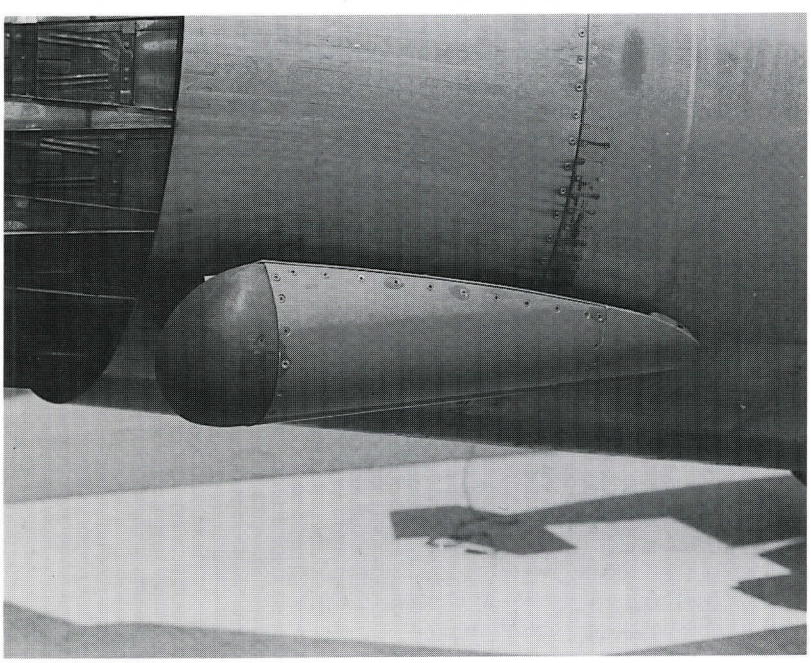
Tosædere modificeret med RWR kunne kendes på antennerne.

FOROVEN: De to forreste ALR-45D antenner var samlet i denne dobbelte "frø-øje" montering på undersiden af flyets radome.

TIL HØJRE: APR-37D antennen er den forreste (højre) af de to bladantenner. Den anden blev monteret som TACAN-antenne, men blev senere IFF/SIF.

FORNEDEN: De bageste ALR-45D antenner var monteret på hver sin side af tailcone lige foran nozzles.

Fotos: TINBOX



STANDBY ATTITUDE INDIKATOR

Hvis Main Attitude indikator ikke virkede, for eksempel på grund af en INS-fejl eller en AC-generatorfejl, var der installeret en Standby Attitude indikator med egen gyroenhed drevet af Primary Fixed Frequency Bus.

AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM

Automatic Flight Control System (AFCS) bestod af autopilot, Stability Augmentation System og Automatic Pitch Control. Systemernes funktion er beskrevet under omtalen af Flight Control systemet.

RADAR SYSTEM

Radar og ildledersystemet i F-104 var designet af North American Aviation og bygget af datterselskabet Autonetics. Det kaldtes i sin oprindelige form F-15A-M-11 NASARR (North American Search And Ranging Radar), men blev omkring 1970 modificeret til F-15I-A standard.

Systemet indeholdt to grundlæggende funktionsområder, Air-to-Air (A/A) og Air-to-Ground (A/G). I Air-to-Air udregnede systemets våbenkontrolcomputer forsigtevinkler til brug for kanonangreb sammen med break-away distancer. Informationerne blev vist på radarskopet og i det optiske sigte.

I Air-to-Ground indeholdt systemet oprindeligt to ground mapping modes, en contour mapping og en terrain avoidance mode. De tillod flyet at foretage low-level penetrationer, en-route navigation og målopklaring. Da vi i Danmark anvendte F-104 som interceptor, var der ingen grund til at bruge tid og penge på at vedligeholde alle de forskellige Air-to-Ground modes, så vore radarer havde følgende modes: Air-to-Air (A/A), Ground Mapping Spoil (GMS), Ground Mapping Pencil (GMP) og Auxiliary Sight (AS).

AIR-TO-AIR: Radaren kunne søge ud til 40 NM og kunne automatisk låse på mål mellem 1.500 og 12.000 fods afstand. Radaren gav informationer til det optiske sigte, og ved kanonangreb udregnedes forsigtet automatisk, så piloten "kun" skulle placere sigteprikken på målet og fyre. Et angreb kunne også gennemføres uden visuel kontakt med målet ved hjælp af oplysninger på radarskopet. Hvis radaren låste på et forkert mål, trykkede piloten på Radar Action Reject knappen på styrepinden, og radaren gik tilbage i Search Mode.

GROUND MAPPING: Når radaren opererede i en af de to Ground Mapping modes, viste skopet et radarbillede af jordoverfladen foran flyet, som kunne bruges til navigationsformål. Forskellen mellem GMS og GMP bestod i den lodrette udstrækning af radarstrålen. I GMS var den 55 grader, mens den i GMP kun var 6 grader. Dette for-

hold medførte, at GMS var bedst ved højder over 3.000 fod og GMP under denne højde. GMP kunne dog også anvendes fra stor højde, hvis man ønskede at se nærmere på et lille område.

AUXILIARY SIGHT: Ved radarfejl, ground clutter, weather clutter og jamming, hvor radaren ikke kunne anvendes, slog man funktionsvælgeren over på AS, hvorved radaren slukkedes, og sigtet fungerede som et almindeligt gyrostabiliseret sigte. Afstandsinformationer indsattes manuelt ved hjælp af radarens rangevælgerknapper.

Radarantenne, sender og modtager var monteret i flyets næse, mens computer med videre sad i flyets elektronikbrønd. Kontrolpanelet var placeret på venstre sidepanel og selve radarskopet mellem pilotens ben.

ØVRIGE FIRE CONTROL SYSTEM

Til Fire Control systemet hørte foruden radaren også det optiske sigte, det infrarøde (IR) sigte og en Missile In-Range computer (MIRC). Det optiske sigte viste som tidligere nævnt forsigte- og afstandsinformationer fra radarens våbenkontrolcomputer i forbindelse med Air-to-Air kanonangreb. Piloten placerede sigteprikken på målet og fyrede, når målet var inden for rækkevidde.

Ved Air-to-Ground strafing, som de danske piloter også øvede, låstes sigteprikken, og en bestemt depression blev sat ind ved hjælp af en knap i Armament Control panelets øverste højre hjørne. Depressionen er en korrektionsvinkel, som kompenserer for flyets hastighed og dykvinkel.

IR-sigtet havde sin føler i det lille vindue under frontruden. Det viste målets position som et lysende kors på sigteglasset. Sigtehovedet var udstyret med et skydekamera, der optog sigtebilledet gennem et lille periskop.

Missile In-Range computerens funktion var at udregne afstand og G-begrænsninger inden for hvilke SIDEWINDER-missilerne kunne affyres.

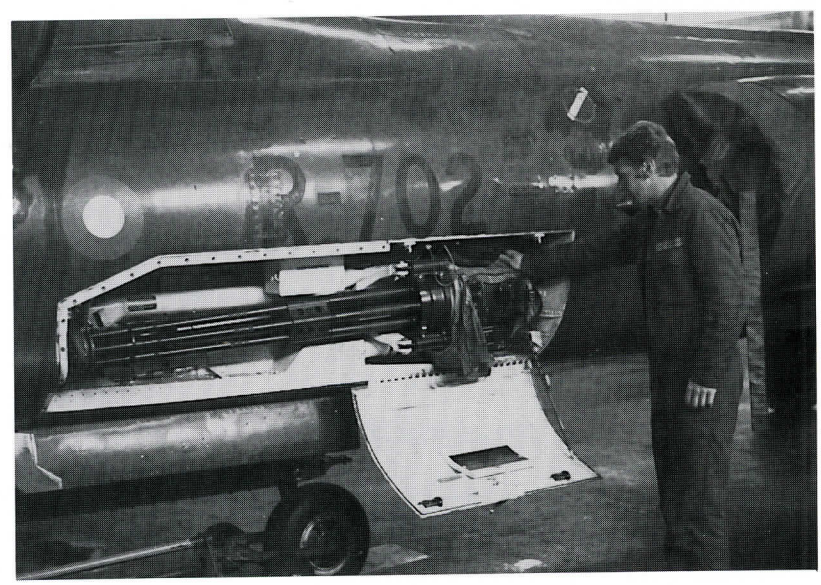
RADAR WARNING RECEIVER

TF/CFD blev i midten af 1970'erne i lighed med F-35 DRAKEN og F- 100 SUPER SABRE udstyret med et ALR-45D/APR-37D RWR-system. Kun de tosædede F-104 blev udstyret på denne måde, idet de skulle kunne anvendes i rollen som jamming-fly. For at kunne jamme rigtigt og på de rette tidspunkter er man nødt til at vide, hvilke radarer der opererer i målområdet, og netop det kunne RWR- systemet fortælle.

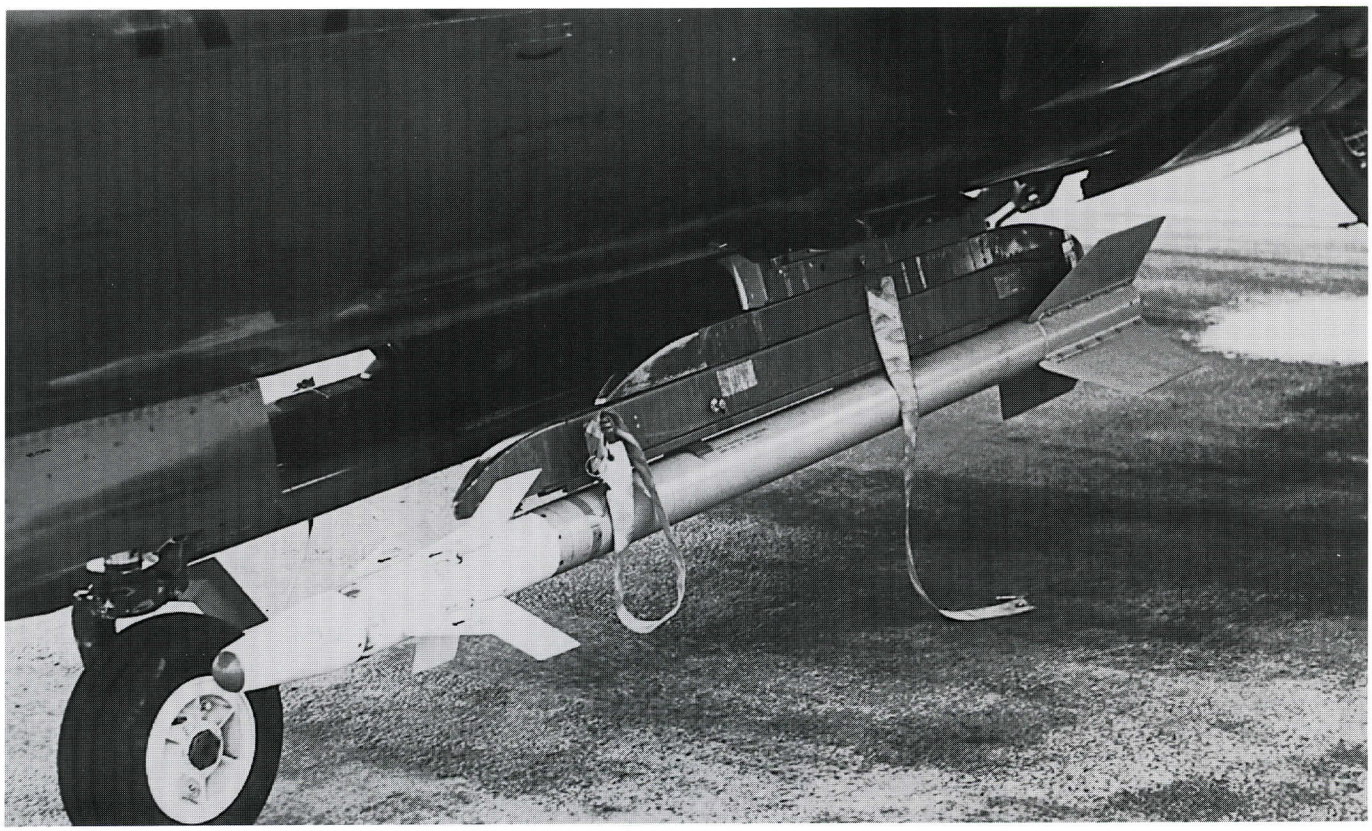
Udstyret bestod i cockpittet af et betjeningspanel på højre sidepanel, et CRT (katodestrålerør) på instrumentpanelet og en indikatorboks på oversiden af instrumentpanelets dækskærm. Hjertet i systemet var signalprocessoren, der modtog sine informationer fra fem antenner - to spiralantenner på bagkroppen, to spiralantenner i dobbeltmontering under radomen og en bladantenne under forkroppen.

To mand fra CAT'en på FSN Karup er ved at oplade kanonen på R-758 den 8. september 1982.
Foto: TINBOX

ALR-45D delen var det egentlige radaradvarselssystem. Det fik sine oplysninger fra de fire spiralantenner, der var monteret pegende i henholdsvis retning 45^0, 135^0, 225^0 og 315^0 i forhold til flyets længderetning. Det kunne ved hjælp af CRT'et og indikatorboksen give piloten oplysninger om hvilke radarer, der bestrålede flyet, samt hvilke relative retninger de befandt sig i.



VULCAN-kanonen sad let tilgængeligt i venstre side af forkroppen.
Foto: K.J. Knudsen



Et AIM-9N Captive missil ophængt på katamaranen på R-703 den 8. september 1982.

Foto: TINBOX

APR-37D delen opfangede SAM-styringssignaler via bladantennen under forkroppen og gav derved piloten en indikation af, at et missil var blevet affyret mod flyet.

RWR-systemet gav bagsædepiloten bedre mulighed for under en ECM-mission at styre anvendelsen af chaff og jamming i overensstemmelse med situationen.

KANON

Den énsædede F-104 var udstyret med en 20 mm General Electric M61 VULCAN kanon med seks roterende løb (tidligere betegnet T171). Skudkadencen var cirka 4.000 skud/minut, og der kunne medføres op til 725 skud. Kanonen var i F-104 elektrisk drevet, og patronerne påtændtes også elektrisk. Den samme kanon sidder også i F-16, men her er den hydraulisk drevet og har en skudkadence på 6.000 skud/minut.

M61 kanonen var monteret lavt i venstre side af forkroppen, pegende skråt nedad. Ammunitionsbrønden befandt sig lige over kanonens bageste del bag elektronikbrønden.

Tomme patronhylstre opsamledes i hylsterbrønden, mens patronbælteleddene blev kastet ud på undersiden af kroppen. På Armament Control panelet sad en tæller, der til stadighed viste, hvor mange skud der var tilbage.

SIDEWINDER

STARFIGHTER har i dansk tjeneste anvendt AIM-9 SIDEWINDER- missiler i følgende fire versioner: AIM-9B, AIM-9B FGW Mod.2, AIM-9N og AIM-9N-2, som alle er infra-rødt målsøgende luft-til- luft missiler.

AIM-9B var første udgave af SIDEWINDER, der kom i brug i større antal, og må karakteriseres som en temmelig gammel konstruktion.

AIM-9B FGW Mod.2 var en forbedret udgave konstrueret af det tyske Bodensee-Werke. Her var der i Guidance and Control (G&C) enheden indbygget en trykflaske med kultveilte, der benyttedes til nedkøling af søgerhovedet, hvorved dette blev mere følsomt.

AIM-9N havde et nyt søgerhoved med større søgefelt og dermed mulighed for at blive afleveret fra en større aspect angle (vinkel i forhold til målets centerlinie målt fra dettes bagende).

AIM-9N-2 var stort set identisk med AIM-9N men havde en kraftigere motor, hvorved rækkevidden blev forøget.

Normal konfiguration for de danske F-104 var to missiler på katamaranen under forkroppen (F/CF) eller på wing pylons (TF/CFD). Vore eensædere var også i stand til at bære SIDEWINDER på wing pylon positionen, men det blev kun meget sjældent brugt. Både på katamaranen og på wing pylon anvendtes AERO 3B launchers.

Missilet anvendtes ved, at piloten placerede flyet inden for en bestemt vinkel i forhold til målflyets tailpipe. Når missilet modtog tilstrækkelig varmestråling til at styre efter, genererede det en lyd, som piloten hørte som en uafbrudt tone. Missile-In-Range computeren fik denne lyd til at blive til en bippelyd, når målet var tæt nok på, og missilets affyringsparametre i øvrigt var i orden.

Missilerne fandtes i tre udgaver: Live, dummy eller captive. Live missiler var den skarpe ammunition, der kun anvendtes til øvelsesskydninger. Til den daglige øvelsesflyvning anvendtes enten dummy eller captive missiler. Dummy var faktisk ikke andet end et stålrør med hoved og finner samt form og vægt som et live missil. Dets eneste funktion var at vænne piloten til flyets performance med missiler på. Captive missilet havde en rigtig G&C-enhed på, således at piloten fik indikationer i cockpittet som ved live missiler, når han trænede ACM. Resten af missilet - det vil sige krop og finner - var som ved dummy missilet.

RAKETTER, BOMBER, FLARES

Vore MAP-fly blev leveret med installationer, der muliggjorde anvendelse af flyet i jagerbomberrollen, men vi brugte dem ikke. I stedet blev flyene gennem årene, blandt andet ved modifikationer af radaren og Fire Control systemet, optimeret i interceptorrollen.

Så vidt vi har kunnet finde ud af, er de svenske Bofors LEPUS flares (lysbomber) de eneste bombelignende genstande, der nogensinde er blevet kastet fra danske F-104're. Det skete i forbindelse med nogle natbombningsforsøg i efteråret 1969. Forsøgene og F-104's rolle i den forbindelse er omtalt i Section IV.

MÅLSLÆBNINGSUDSTYR

Målslæb blev i de første år med F-104 udført af T-33A med DELMAR- slæbemål og HUNTER med flagmål. Ved HUNTER'ens udfasning i 1974 overtog F-104 dens rolle. FMK konstruerede til dette brug en adapter M/74, som monteredes med én på hver wing pylon.

Slæbewiren, der var en 1.200 fod lang stålwire, var hægtet til et wire-V, hvis to ender blev fastgjort til hver sin adapter. Selve målet var et 2,3 gange 12,2 meter stort AERO 35B flagmål. Målet monteredes på flyet, mens det stod på startbanen, og det skulle kastes inden landing.

I foråret 1985 anskaffedes et DART-slæbemålssystem kaldet ALKAN/SOULE/SFENA. Det bestod af en ALKAN R30B Target Launcher på venstre wing pylon, en ALKAN R25B Tow Pod på højre wing pylon og et SOULE Mk.12 slæbemål, som under start var monteret i R30B launcheren. Målet, der var 5,25 meter langt, havde indbygget en mikrofon og en sender, så resultaterne i hvert enkelt pas kunne aflæses på SFENA MAE-15 jordstationen.

Målet blev slæbt i en 500 meter lang nylonwire. Der var ingen mulighed for at rulle wiren ind igen, når først målet var sat ud. Det var derfor nødvendigt at kaste målet inden landing lige som tilfældet var for AERO-35B flagmålet.

To mand fra ÅLBJVK fastgør slæbewiren til venstre M/74 slæbeadapter, medens BOE sidder i cockpittet på R-702 og venter på at komme ud på en slæbemålsmission.
Foto: TINBOX

ECM UDSTYR

Til ECM-træning for danske enheder kunne F-104 udstyres med forskellige pods. Jamming udføres på to måder, transmitteret og reflekteret. Til transmitteret jamming anvendtes Hughes AN/ALQ-71 og -72 pods. De kunne udsende radiobølger, som forstyrrer radarer.

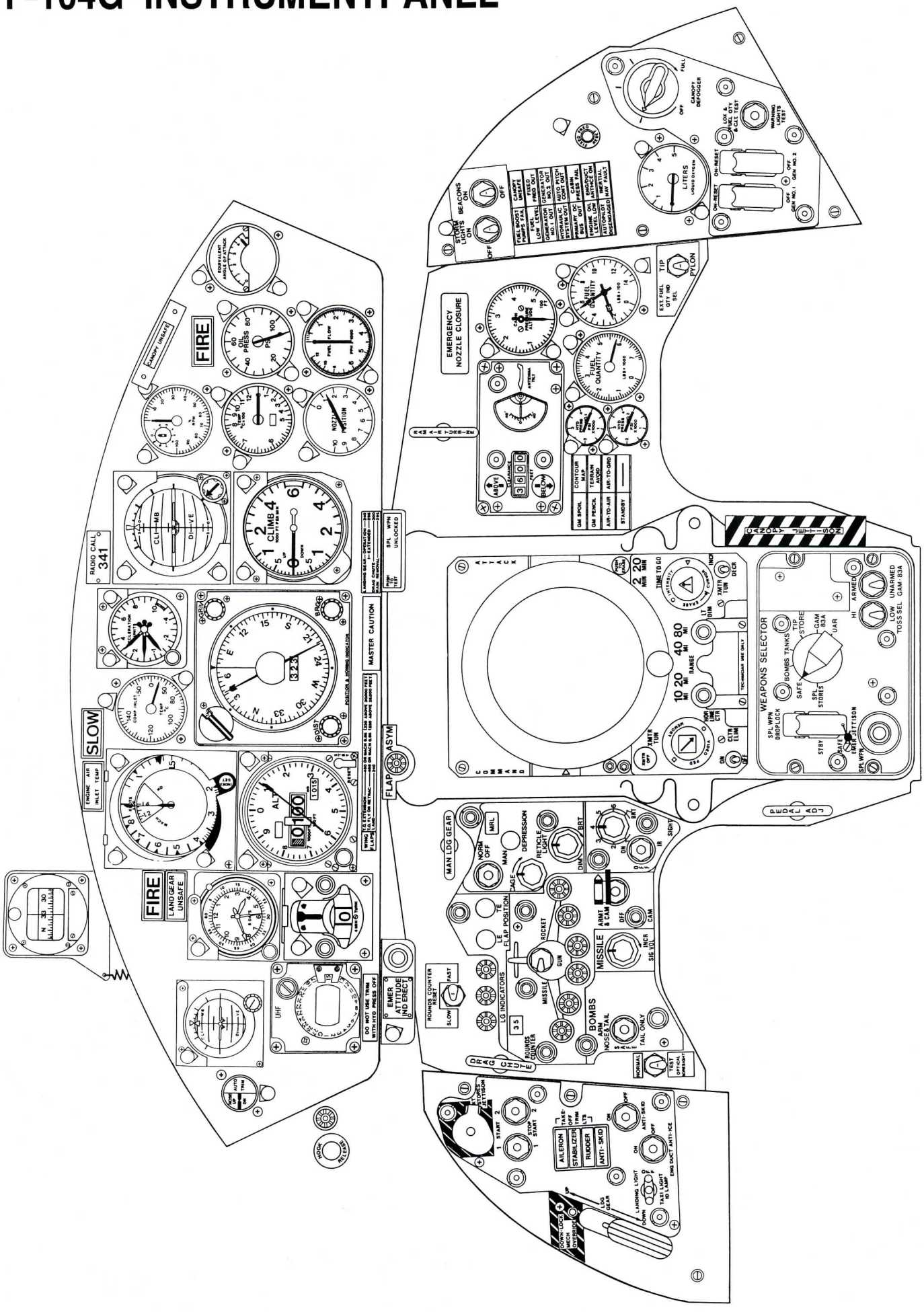
Til reflekteret jamming anvendtes A38DK chaff pods, der kunne sprede chaff, som giver falske ekkoer på radarer.

IRLS

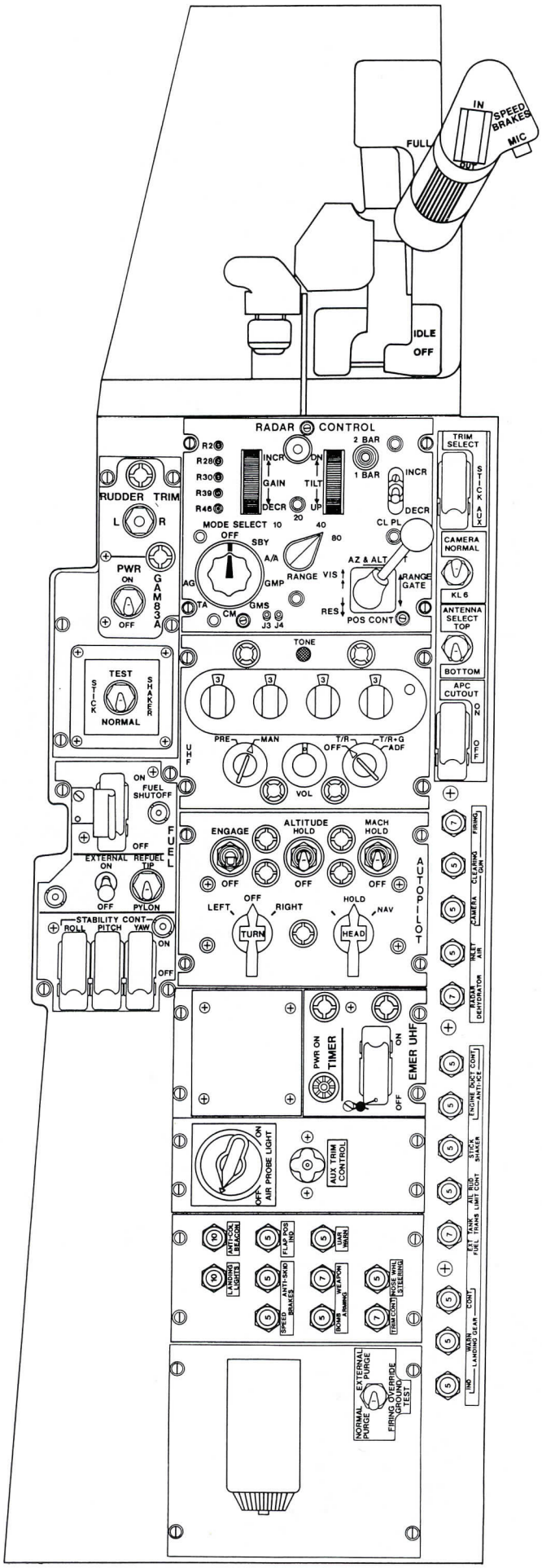
IRLS flyvninger foregik med en FFV RED BARON pod mage til den, der anvendtes på RF-35 DRAKEN. Hjertet i RED BARON er en Texas Instrument RD-702 Infra Red Line Scanner, som opfanger og registrerer varmeudstrålingen fra målet. F-104 havde den fordel fremfor DRAKEN, at den kunne udføre en Sea Search i mørke og usigtbart vejr ved hjælp af sin radar.

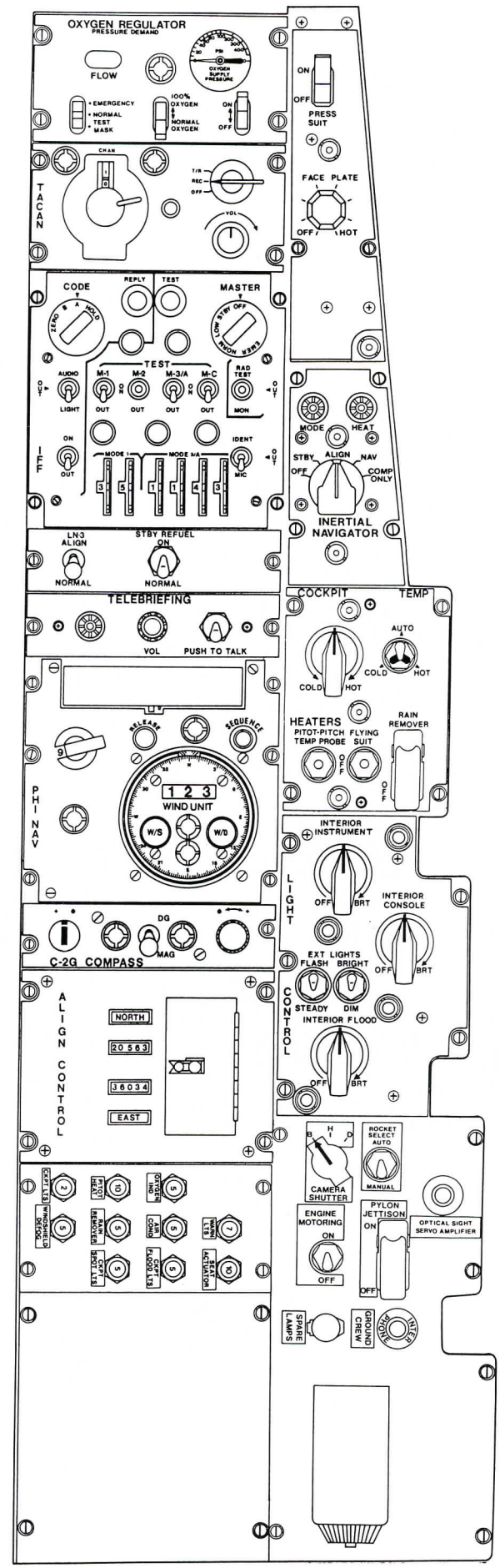
Selv om målet ikke kunne identificeres visuelt under flyvningen, kunne radaren vise skibets position nøjagtigt nok til, at piloten kunne fotografere det med IRLS-podden. Vore IRLS-pods er i øvrigt nu ombygget til brug på F-16

F-104G INSTRUMENTPANEL

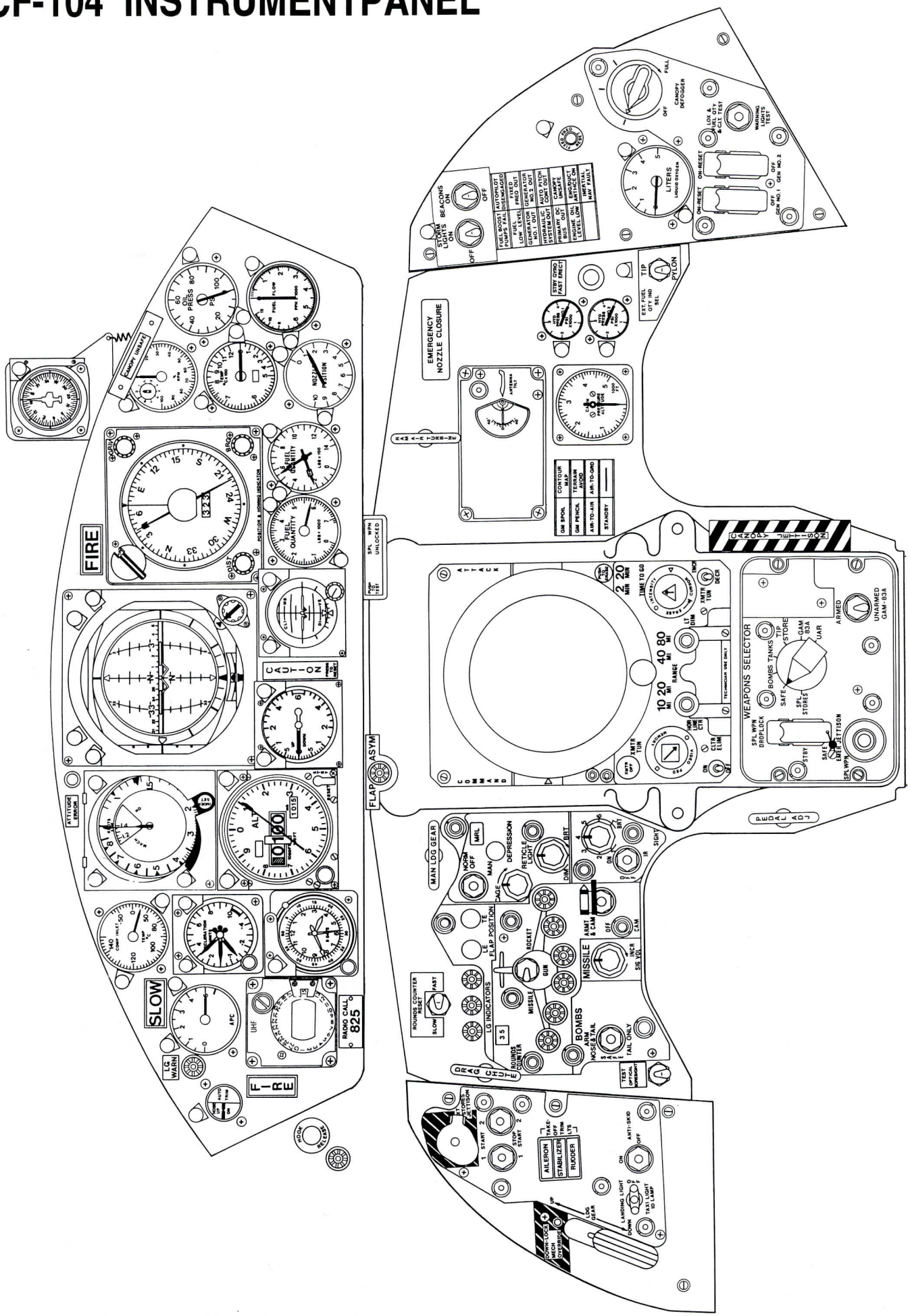


F-104G SIDEPANELER

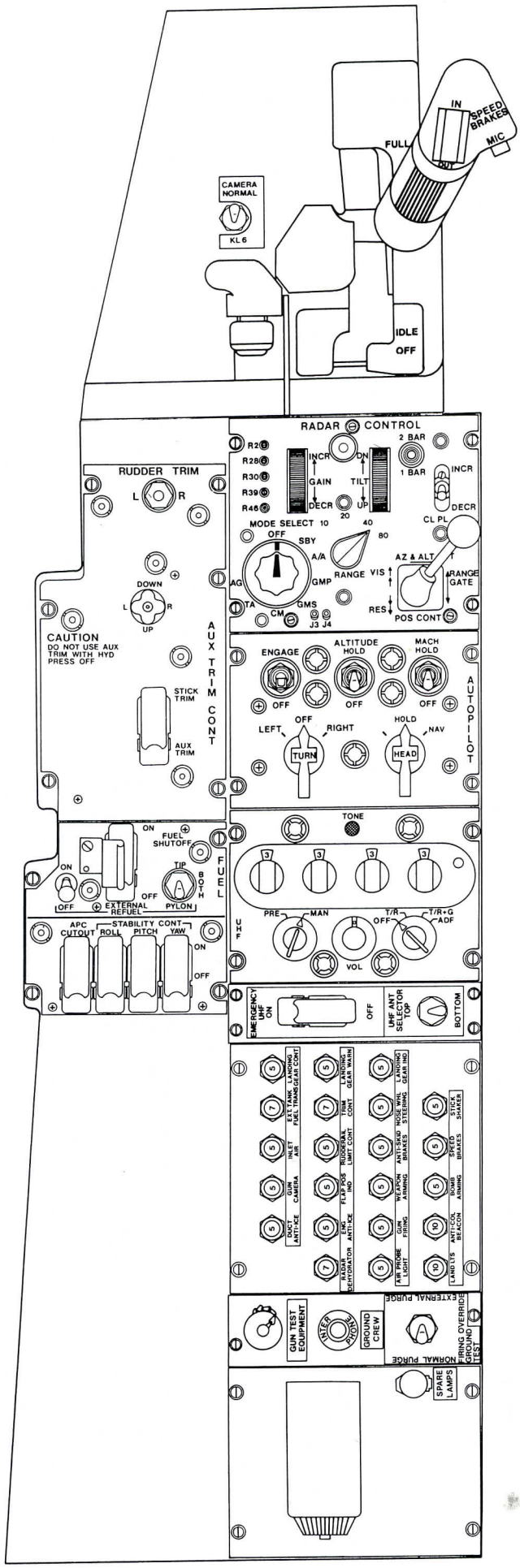


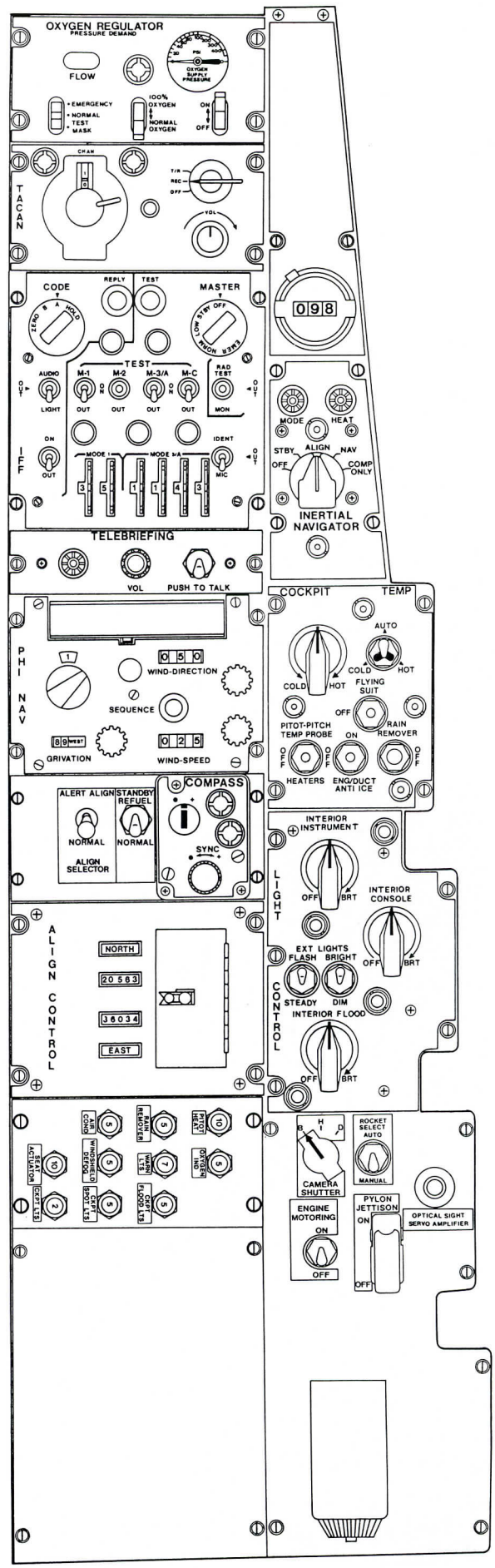


CF-104 INSTRUMENTPANEL



CF-104 SIDEPANELER





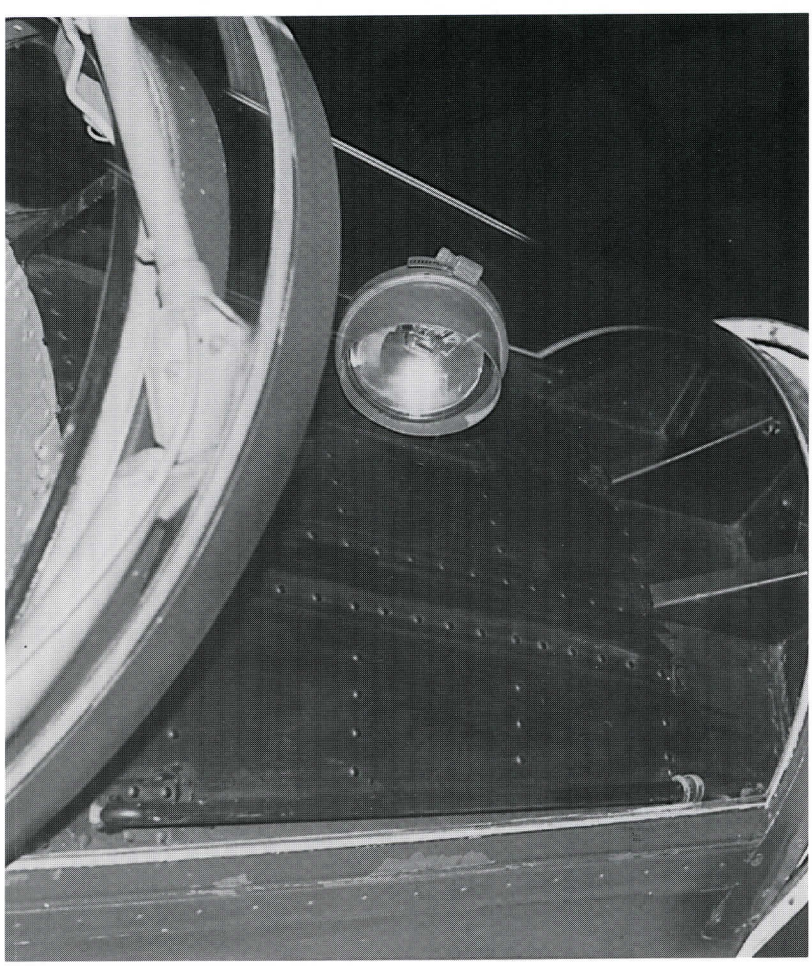
MODIFIKATIONER

For at holde et våbensystem up-to-date er det nødvendigt at udføre visse ændringer i løbet af dets levetid. De udføres for eksempel på grundlag af indhøstede erfaringer, der viser, at en ting kan laves på en mere hensigtsmæssig måde, eller fordi der konstateres fejl, der skal rettes. Modifikationerne har til formål at opfylde et eller flere af følgende krav:

- lettelse af vedligeholdelsesarbejdet
- forøgelse af flyvesikkerheden
- forøgelse af driftssikkerheden
- forøgelse af arbejdssikkerheden, og
- ændring og/eller forbedring af materiellets operative egenskaber

Forslag til modifikationer kan komme fra flere steder. Eskadriller eller værksteder kan ved hjælp af en såkaldt Unsatisfactory Report (UR) gøre FMK opmærksom på vedligeholdelses- og sikkerhedsmæssige forhold, som bør ændres. Et ønske om ændring i flyets operative muligheder vil typisk komme fra FTK, eventuelt på grundlag af forslag fra eskadrillerne.

Mod./F-104/69 indførte denne projektør på vore MAP-fly til identifikation af andre fly om natten.
I tilfælde af, at der som her et tale om et ex. CAF-fly, blev projektøren monteret i.h.t. MATINS 1F-104-5504.
Foto: TINBOX



INTERNATIONALE FORBINDELSER

FMK deltog i forskellige internationale programmer, der blandt andet havde til opgave at udveksle tekniske erfaringer F-104 brugerlandene imellem. Konsortielandene havde en organisation kaldet Logistic Working Group (LWG) med hovedsæde i Porz-Wahn i Vesttyskland. Denne organisation koordinerede forsyningsmæssige og tekniske opgaver for deltagerlandene. Under LWG var oprettet en Engineering Support Unit (ESU), der i samarbejde med deltagerlandene udarbejdede modifikationer, tekniske publikationer mv. FMK havde gennem LWG mulighed for at trække på konsortielandenes erfaringer.

Gennem det såkaldte F-104 Weapon System Technical Coordination Programme kunne FMK få oplysninger fra de øvrige brugerlande. Programmet koordineredes af Sacramento Air Logistics Center (SMALC) i USA eller SMAMA, som det hed i begyndelsen. I SMALC sad USAF's tekniske eksperter på F-104 flytypen, og de gav teknisk støtte og rådgivning til alle brugerlandene

Derudover havde FMK en aftale med det tyske forsvarsministerium om benyttelse af værktøjer og levering af reservedele, der tilhørte Luftwaffe og Marineflieger, i forbindelse med reparationer af komponenter med videre ved Flugzeug Union Süd GmbH (FUS) i Vesttyskland.

F-104 MODIFIKATIONER

I de første cirka 10 år af F-104's tid i FLV var de tekniske forskrifter inddelt efter et dansk system fra 1962. Flyenes tekniske håndbøger og vedligeholdelsesforskrifter var grupperet som "Teknisk Instruks" (T.I.), ændringer af flyenes standard som "Modifikation" (Mod.) og diverse éngangsinspektioner som "Særlig Teknisk Forskrift" (S.T.F.). I begyndelsen af 1970'erne blev det hele slået sammen efter amerikansk forbillede under én betegnelse, "Materielinstruktion" (MATINS). Kun talbetegnelsen fortalte, hvad MATINS'en drejede sig om.

Der blev udgivet omkring 450 modifikationer på F-104 systemet, fraregnet motoren og de dyberegående ændringer i systemerne (for eksempel Mod./Ildledersystem/2-21, der var en modifikation af F-104's ildledersystem. Det modificerede system blev monteret i F-104 i henhold til Mod./F-104/134). Tallet giver dog ikke et sandt billede af, hvor mange modifikationer hvert enkelt fly har gennemgået. Nogle gælder kun ensædede fly, andre kun tosædede.

Flere modifikationer er gengangere, og som eksempel på dette kan ses Mod./F-104/69 og MATINS 1F-104-5504. Begge omhandler installation af identifikationslampe, men den første gjaldt for MAP-flyene, mens den sidste omhandlede de canadiske fly. På de følgende sider beskrives kort et udvalg af de mange modifikationer, som vore fly har gennemgået.

Mod./F-104/1
Indbygning af Martin-Baker katapultsæde Mk.DQ7F i F-104G fly.

Indførte Martin-Baker sæde i eensædede fly for at forbedre udskydningsmulighederne i lav højde.

Mod./F-104/2
Installation af Tower Control af understel.

Gav tre korte hyletoner over UHF-radioen, når understellet var nede og låst. Herved kunne flyvelederen kontrollere, at piloten havde slået understellet ned.

Mod./F-104/3
Montering af canopy-kniv.

Gav piloten mulighed for at hakke sig ud gennem canopy, hvis afkastningssystem og normal åbning ikke virkede.

Mod./F-104/5
Indbygning af Martin-Baker katapultsæde Mk.DQ7T/1 og Mk.DQ7T/2 i TF-104G.

Som Mod./F-104/1, men for tosædere.

Mod./F-104/14
Montering af beskyttelsesskot for auxiliary brændstoftank.

For at undgå at sprængstykker fra en eventuel eksplosion af en 20 mm patron i hylsterbrønden skulle punktere auxiliary tanken.

Mod./F-104/15
Installation af telebriefingudstyr.

Gav piloten mulighed for at tale med Wing Ops og Sector Operations Centre medens flyet stadig stod på jorden.

Mod./F-104/21
Indførelse af ekstra transmitterknap i styrepindshåndtag.

Kontakten til næsehjulsstyring i styrepindshåndtaget blev koblet om, så den fungerede som transmitterknap, når flyet var i luften. Piloten fik herved mulighed for at transmittere med højre hånd, når han brugte venstre til at arbejde med Radar Control Panel. Gjaldt kun F-104G.

Mod./F-104/22
Installation af ny type blindflyvningshætte.

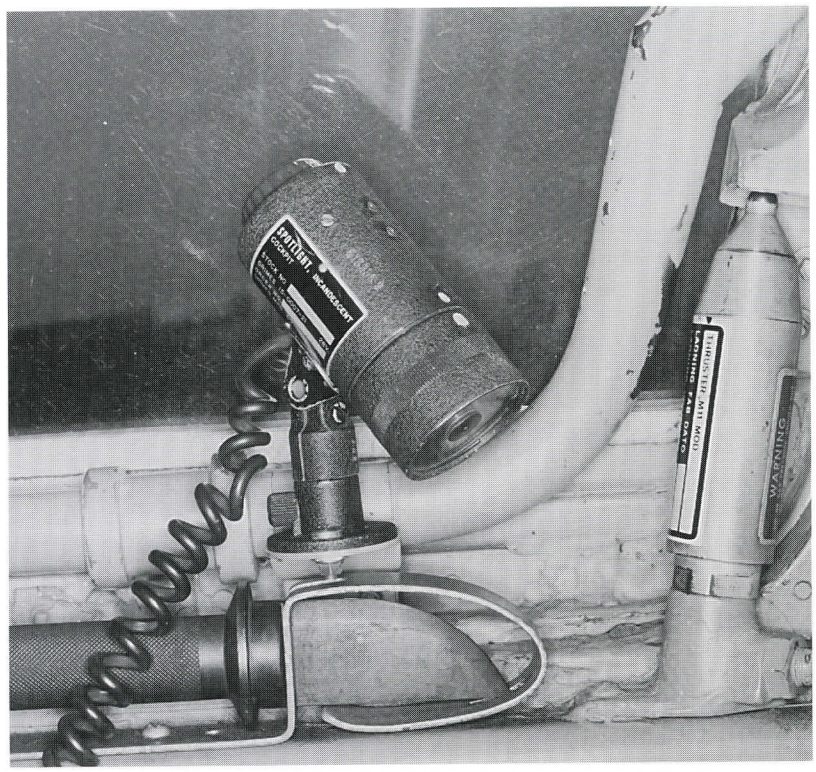
Den amerikanske kunne ikke anvendes med Martin-Baker sæder i cockpittet.

Mod./F-104/23
Detektorsystem for asymmetrisk bagkantflaps.

Afbrød flapssystemet, hvis der opstod et split på over 5^0 mellem de to bagkantflaps, så piloten stadig kunne have kontrol over flyet i en split-flap situation.

Mod./F-104/29
Neddæmpning af navigationslys.

Øverste, bageste navigationslys (hvid) og øverste fuselagelys (gul) blev dæmpet ved hjælp af en modstand for at undgå at pilo-



Denne ekstra lampeholder i venstre cockpitkarm blev indført ved MATINS 1F-104-5687. Cockpitkniven, som ses under lampen, blev allerede indført ved Mod./F-104/3.
Foto: ÅLBFOT

terne blev blændet ved formationsflyvning om natten.

Mod./F-104/30
Afdækning af kontakt for External Stores Jettison.

Efter at have haft to tilfælde af utilsigtet kast af droptanke monteredes en hætte af orange Glasophan-papir over External Stores Jettison knappen. Dermed var det lettere at konstatere, om knappen havde været påvirket.

Mod./F-104/31
Indførelse af mulighed for Pre Warm-Up af LN-3 systemet i F/TF-104G fly.

Gav en mindre reaktionstid for beredskabsflyene ved at nedsætte INS alignment tiden.

Mod./F-104/52
Modifikation af TACAN/IFF antennesystemet.

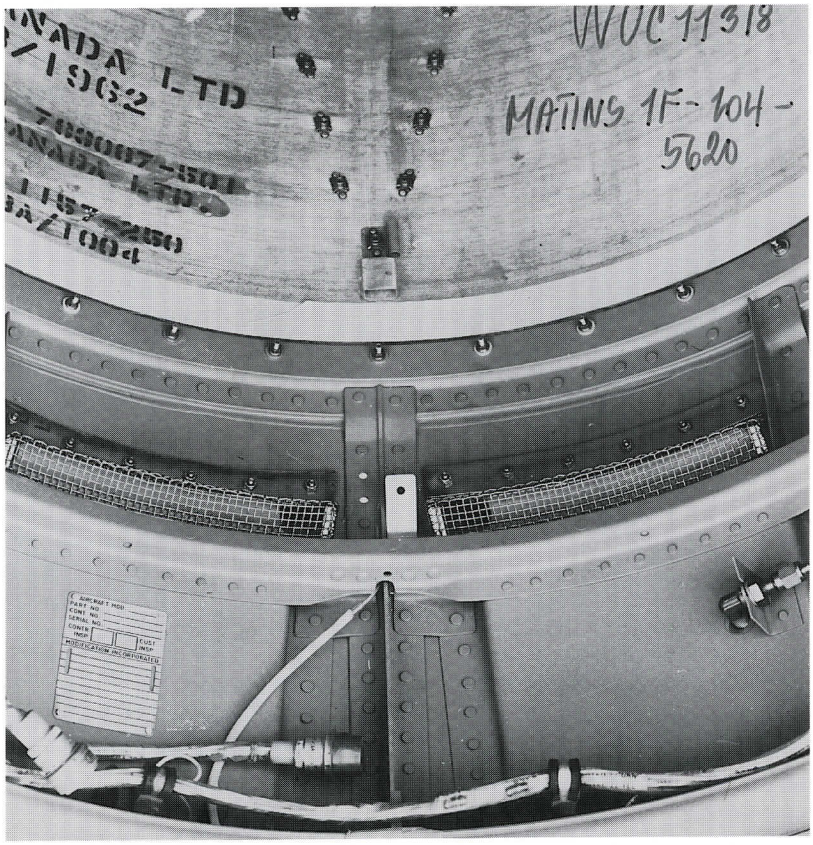
For at forbedre TACAN-systemet monteredes en separat TACAN-antenne foran næsehjulet, så IFF/SIF systemet var ene om antennen i bugfinnen.

Mod./F-104/60
Tilslutning af telebriefing udstyr til ekstern strømkilde.

Blev indført for at forhindre, at batteri nr. 1 blev afladt, når LN-3 preheat var aktiveret og telebriefing stikket tilsluttet.

Mod./F-104/62
Montering af Firing Circuit Ready lys.

Indført for at hindre utilsigtet affyring i internt opladte fly under dummy run. Bomb Release Indicator Light på højre frontrudesprosse fik gult glas, ny tekst og blev forbundet med Armament Master Switch.



Her ses det færdige resultat af MATINS 1F-104-5620. Der er monteret net indvendigt i radomen, så det dækker over de to køleluftudstrømningsåbninger.
WUC11318, som ING Gaardbo har skrevet i øverste højre hjørne, er en såkaldt Work Unit Code, der fortæller teknikerne helt præcist hvilket system, der var tale om.
Foto: ÅLBFOT

Mod./F-104/67
Installation af kontrolpanel for LN-3 Alert Align Unit.
Forberedelse for Mod./F-104/137.

Mod./F-104/69
Installation af identifikationslys.
En projektør monteredes under glasset på lemmen over elektronikbrønden. Den pegede mod venstre i en vinkel af 80^0 i forhold til flyets centerline.
Gav piloten mulighed for at identificere andre fly om natten.

Mod./F-104/72
Udskiftning af brændstofrør og monterng af brændstofniveaureguleringskontakt (ON-OFF switch) i cockpittet.
Muliggjorde anvendelse af stand-by tankningsanlæg.

Mod./F-104/83
Ændring af ramluftturbinens udfældningshåndtag.
For at undgå fejltagelser mellem RAT-håndtag og ENCS-håndtag blev RAT-håndtaget drejet 90^0, så det stod lodret.

Mod./F-104/91
Forstærkning af dykbremsebrønden.
På grund af revner i dykbremsebrønden monteredes et antal forstærkningsribber på brøndens bagside.

Mod./F-104/96
Montering af Indicator Light for Arrestor Hook.
Indførte en indikatorlampe ved Hook Release knappen. Lyste når krogen var nede.

Mod./F-104/121
Camouflering af fly.
Ved bemaling i grønt blev flyene gjort mindre iøjnefaldende ved visuel og infrarød observation ovenfra (se Section VIII).

Mod./F-104/126
Ændring af navigationslys.
I stedet for de oprindelige navigationslys, der var monteret i niveau med flyets skind, monteredes lys af teardrop-typen. Gav piloten en bedre dybdeopfattelse ved natformationsflyvning. Gav desuden en mindre fejlrate på systemet.

Mod./F-104/133
Provision for indførelse af modificeret NASARR indledersystem (B-scope).
Forberedte flyene til at gennemgå Mod./F-104/134.

Mod./F-104/134
Indførelse af B-scope præsentation for NASARR ildledersystem.
Indførte modificerede bokse i ildledersystemet, så det blev opdateret fra F-15A-M-11 til F-15AI standard.

Mod./F-104/137
Installation af LN-3 Alert Align Unit.
Nedsatte alignment tiden fra ca. 8 min. til 1½ minut, forudsat at flyet ikke havde været flyttet siden sidste normale alignment var gennemført.

Mod./F-104/141
Provision for Air-to-Ground Firing af 2.75" FFAR-raketter.
Bragte alle fly i stand til at anvende LAU-3/A raketpods ved at montere Rocket Select Switch.

Mod./F-104/157
Montering af Camera Normal/Camera Kl.6 Switch på Left Trim Strip Circuit Breaker Panel.
Gav mulighed for at starte skudfilmskameraet når Optical Sight's Range Analog Bar passerede kl.6 positionen (max. firing range). Derved var det lettere at foretage analyse af skudfilmen og bedømme effektiviteten af ildledersystemets vedligeholdelsesstandard.

Mod./F-104/159
Indførelse af Audible Warning for Master Caution lyset.
Gav en konstant tone i pilotens hovedtelefoner, når Master Caution lyset blev tændt, så han øjeblikkeligt blev opmærksom.

Mod./F-104/164
Montering af Power Supply/blæser for IR-sigte.
Forbedrede sammen med en ny detektorcelle IR-sigtets rækkevidde.
Detektorcellen blev indbygget i IR-sigtet ved Mod./Flyildlederudstyr/2-26

Mod./F-104/165
Montering af holder for kamera, type Robot.

Gav mulighed for at medbringe et håndholdt kamera i en holder på højre sidepanel.

Mod./F-104/169
Provision for revneundersøgelse af vingebefæstigelsesbeslag nr. 5.

Lettede adgangen til hul nr. 12 i vingebefæstigelsesbeslag nr. 5, når hullet skulle hvirvelstrømsundersøges for revner.

Mod./F-104/173
Demontering af installation for Tower Control af Landing Gear systemet.

På grund af for mange problemer med systemet og for mange falske alarmer blev udstyret pillet ud igen (indført ved Mod./F-104/2).

Mod./F-104/174
Montering af "klap-guard" ved External Store Jettison kontakten.

Endnu en løsning på problemet med utilsigtet affyring af tiptankene. Denne gang blev der monteret låg over kontakten. (tidligere løsninger ved Mod./F-104/30, 146 og 161. En særlig løsning blev også prøvet; se historien om FOL's handske i Section VI).

Mod./F-104/178
Forbedring af Wing Flap System og montering af Trailing Edge Flap Asymmetry Light.

Forbedrede systemet indført ved Mod./F-104/23, så split-flap højst blev $3\frac{1}{2}^{0}$ +/- 1^{0}. Desuden blev der indført et advarselslys, så piloten fik en indikation, når Asymmetry Detection systemet trådte i funktion.

Mod./F-104/180
Forstærkning af højre vinges beklædning ved vingestation 81.

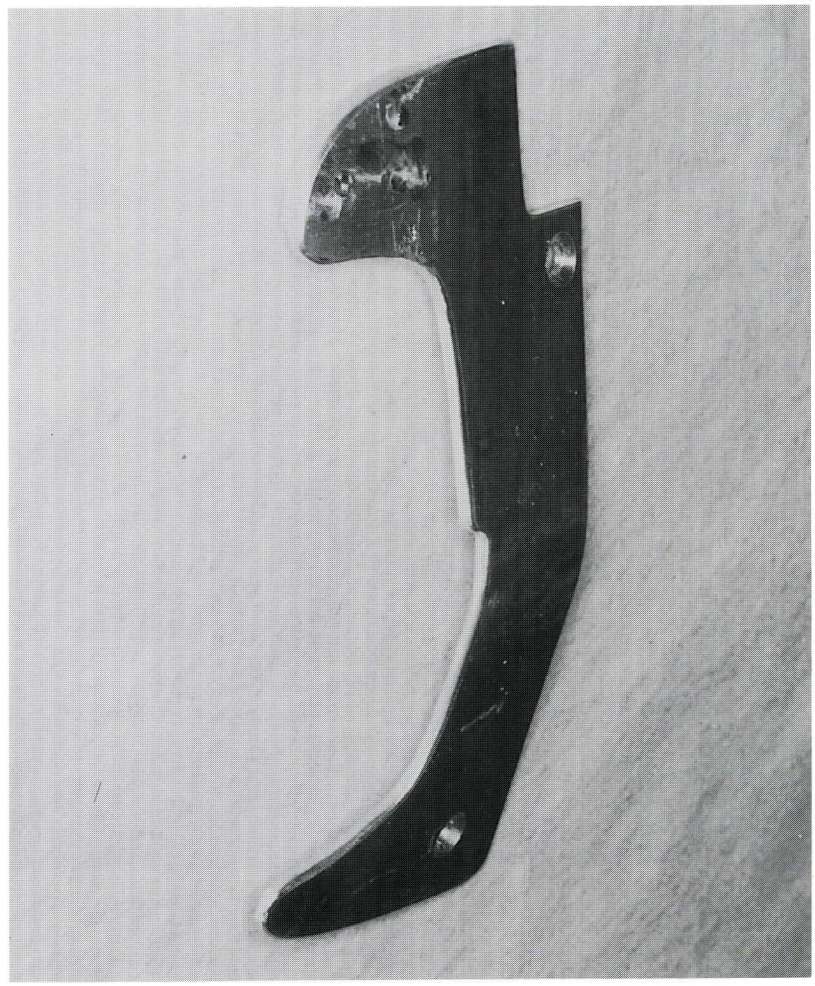
Midlertidig løsning på revneproblemer ved lemmen til aileron servo. Forsvandt ved vingeskindsmodifikationen (MATINS 1F-104-5664)

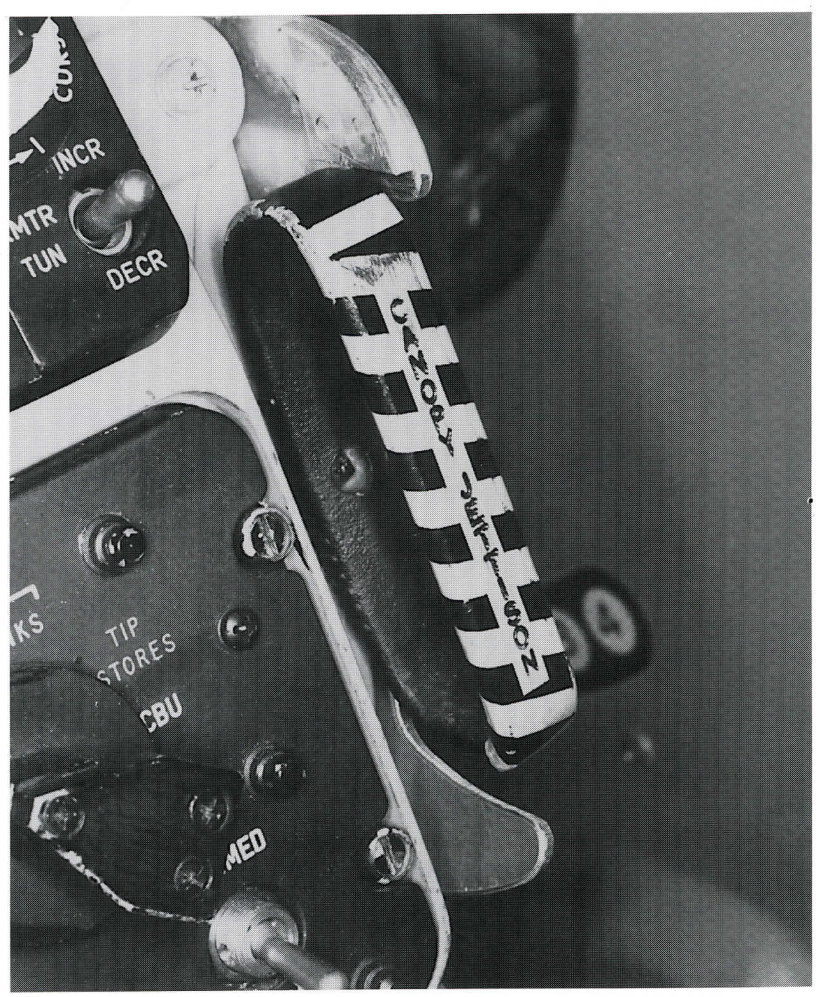
Mod./F-104/187
Provision for ekstra Station Storage Unit i cockpit.

Indførte en holder til en ekstra SSU til PHI-systemet i højre side af cockpittet bag håndtaget til Fresh Air Scoop.

Mod./F-104/188
Forbedring af F-104 ildledersystemets effektivitet.

Ildledersystemet blev demonteret, modificeret i.h.t. Mod./Ildledersystem/2-30, og





Sådan løses et problem med små midler.
Et lille stykke aluminiumsplade blev skåret til (øverst) og monteret omkring Canopy Jettison håndtaget, så en åbentstående lomme på flyverdragten ikke kunne gribe fat.
Indført ved MATINS-1F-104-5684.

Foto: ÅLBFOT

"Og så var der noget knas med radioen..." JOT kommenterer den netop overståede mission overfor klarmelderen.
Bemærk at der er kommet tre spejle på canopyrammen. Indført ved MATINS 1F-104-5687.
Foto: TINBOX

monteret igen. Denne modifikation gav Auxiliary Sight indstillingen på radaren, så piloten kunne skyde uden at have radarlås på målet.

Mod./F-104/196
Indbygning af Martin Baker katapultsæder Mk.DQ-7A i CF-104 fly.
Indførte Martin-Baker sæder i de tidligere canadiske eensædere.

Mod./F-104/197
Indbygning af Martin-Baker katapultsæder Mk.DQ-7A i CF-104D.
Indførte Martin-Baker sæder i de tidligere canadiske tosædere.

Mod./F-104/204
Montering af el-installation for AIM-9B missiler på Wing Pylon stationerne.
Gav midlertidig mulighed for at medføre SIDEWINDER missiler på wing pylons på de fire CF-104D, der blev taget i brug inden ombygning.

Mod./F-104/207
Montering af Anti-G ventil i forreste og bageste cockpit.
Gjorde det muligt at anvende danske G-dragter i de ikke-ombyggede CF-104D. Det canadiske Anti-G system var koblet til oxygensystemet, medens det danske var koblet på motorens luftsystem.

MATINS 1F-104-5504
Installation af identifikationslys.
Mod./F-104/69 gældende for CF-104 og CF-104D.

MATINS 1F-104-5531
Montering af Fatigue Load Meter.
Installation af canadisk FLM til fastlæggelse af flyenes belastningsspektrum.

MATINS 1F-104-5537
Flytning af Landing Gear Warning lys fra Lower Instrument Panel til Main Instrument Panel.
Standardisering af lysenes placering. Gjaldt kun de ikke-ombyggede CF-104D.

MATINS 1F-104-5541
Flyinstallation for anvendelse af ECM og chaff.
Indførte den nødvendige ledningsføring i de tosædede fly til at medbringe ALQ-71, ALQ-72 og A38DK.

MATINS 1F-104-5582
Indførelse af Radar Homing and Warning (RWR)
Indførte ALR-45D/APR-37D RWR på de tosædede fly.

MATINS 1F-104-5585
Installation af AN/APX-72 og automatisk højderapporteringssystem (AIMS).
Den gamle APX-46 IFF/SIF udskiftedes med APX-72 og AIMS. Gav en højdeudlæsning på jordradarer, så flyvekontrollen blev gjort mere sikker. Medførte udskiftning af højdemåleren i cockpittet.

MATINS 1F-104-5600
Indførelse af ekstra transmitterknap i styrepindshåndtag.
Mod./F-104/21 gældende for tosædere.

MATINS 1F-104-5619
Ombytning af UHF Command Radio kontrolpanel og Automatic Pilot kontrolpanel i cockpit.

Endelig løsning på gammel problem. Med den oprindelige placering var det svært at se, hvilken frekvens radioen stod på. Ombytning var prøvet før, men kunne ikke lade sig gøre på grund af pladsmangel nede i sidekonsollet. Af andre muligheder undersøgte FMK en lysende digitaludlæsning og en spotbelysning af radioen.

Problemet blev først løst, da et lyst hoved fandt på at lægge et mellemstykke mellem kontrolpanelerne og konsollet, så de to kontolpaneler samt Radar Control Panel blev hævet lidt. Nu var der plads til ombytning. Simpelt, men effektivt.

MATINS 1F-104-5620
Montering af beskyttelsesgitter over radarkøleluftudstrømningsåbningerne i radomen.

Forhindrede løse genstande i radomen i at falde ud. Blev indført som følge af R-759's havari ved Thisted i 1973. Den sandsynlige årsag til det havari var FOD-skader på motoren forårsaget af en skrue, der kom fra åbningerne i flyets egen radome og blev suget ind i motoren.

MATINS 1F-104-5631
Ombygning af CF-104 fly.

Lockheed's ombygningsforskrift, 83C Service Bulletin No.914, autoriseret til brug i FLV ved tildeling af MATINS-nummer.

MATINS 1F-104-5642
Flytning af TACAN-antenne.

Forbedrede IFF/SIF systemets effektivitet ved, at det blev forbundet til TACAN-antennen indført ved Mod./F-104/52. TACAN-systemet blev i stedet forbundet til den tidligere IFF-antenne i bugfinnen.

MATINS 1F-104-5657
Indførelse af Infra Red Line Scanning (IRLS) provision.

Indførte flyinstallation i tosædede fly, så IRLS-reccepod kunne medføres på wing pylon.

MATINS 1F-104-5664
Udskiftning af nedre vingebeklædning og af vingebeskæftigelsesbeslag m.v.

Førte vore fighter- og trainervinger op til tysk, forstærket fightervinge-standard.

MATINS 1F-104-5684
Montering af beskyttelsesplade ved Canopy Jettison håndtaget.

I 1977 var en pilot så uheldig, at lommen på forsiden af flyverdragtens højre ben greb fat i Canopy Jettison håndtaget, så canopy blev skudt af på jorden. Beskyttelsespladen gjorde, at en lomme ikke igen kunne få fat i håndtaget.

MATINS 1F-104-5687
Diverse ændringer i cockpit m.m.

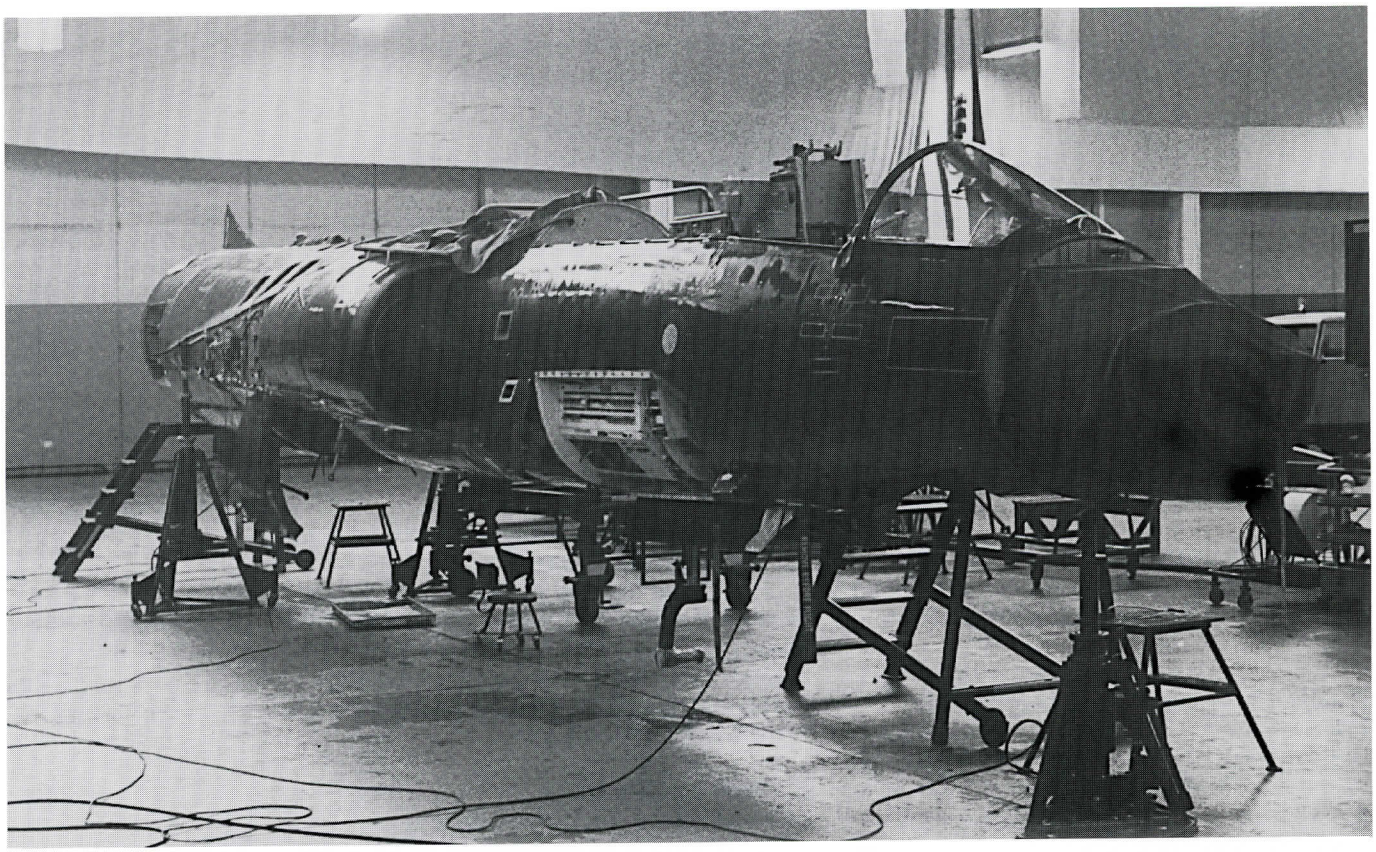
Indførte bl.a. et ekstra spejl på canopyrammen og en ekstra lampeholder på holderen til canopykniven.

MATINS 1F-104-5688
Provision for Fatigue Load Meter.

Gav mulighed for at montere tysk FLM i stedet for det canadiske indført ved MATINS 1F-104-5531. Kun udført på R-345, R-814 og RT-683.

Selve monteringen af FLM blev udført i.h.t. MATINS 1F-104-5689.

De hvide ringe og de hvide lemme afslører, at det er en rejsetank, RT-682 har på venstre pylon.
Et antal brændstoftanke blev modificeret til rejsetanke ved Mod./Brændstof/7-21.
Foto: TINBOX



Med mindre modifikationerne var af presserende karakter, samlede man ofte sammen, så de blev udført når flyene alligevel var til større eftersyn. Her er det R-342, det er splittet ad i atomer til F-eftersyn på ÅLBFVK i december 1982.

Foto: Per Nielsen

MATINS 1F-104-5719
Installation af RWR blanking kredsløb.

Kredsløbet lukkede for RWR-systemets modtager, når flyets andre systemer transmitterede. Blev indført for at undgå, at flyets egen radar, TACAN og IFF/SIF aktiverede RWR systemet.

MATINS 1F-104-5737
Indførelse af Underwater Locator Beacon.

Et LINDA C Underwater Locator Beacon blev monteret i flyets halefinne. Herved blev det gjort lettere at lokalisere vraget af et fly, der var styrtet i vandet.

MATINS 1F-104-5744
Indførelse af modificeret MIRC.

Gav ændret In-Range Break Away signal, samt mulighed for at anvende de længererækkende AIM-9N-2 missiler.

MATINS 1F-104-5753
Forbedring af Fixed Frequency Generator (FFG) systemets driftssikkerhed samt tilslutning af SBY Attitude Indicator til Emergency AC Bus.

Forårsaget af R-887's havari (se omtalen i Section VII).

MATINS 1F-104-5758
Indførelse af holder for Konica FT-1 kamera.

Gav mulighed for at medtage ny type håndholdt kamera i cockpittet.

MATINS 1F-104-5761
Montering af Martin-Baker katapultsæder Mk.DQ-7A i F-104G og TF-104G fly.

Overflyttede Mk.DQ-7A katapultsæder fra ex. CAF-fly til MAP-fly, idet de havde en lidt bedre performance end de oprindelige Mk.DQ-7. Sidste F-104 modifikation.

Mod./Brændstof/7-21
Ændring af pylontanke til rejsetanke (F-104).

Gav mulighed for at medbringe f.eks. en ekstra bremseskærm og personlig udrustning ved flyvninger, hvor der skulle overnattes på fremmede flyvepladser.

Rejsetankene blev senere forstærket for at tillade højere flyvehastighed.