

**VÄSENTLIGA OMRÅDEN
INOM
FLYGSYSTEMEN**

Från motordetalj till flygmotorbyrå

I början av 1936 fanns i den dåvarande Flygstyrelsens Tekniska Byrå en Motordetalj med två personer anställda. Inom "Byrån" fanns dessutom fyra kontrollingenjörer varav en – Bengt af Geijerstam – var placerad vid *Nohab Flygmotorfabriker AB* i Trollhättan. Det var ett 1930 inregistrerat bolag bildat ur loktillverkaren *Nydqvist och Holm*. En till en början blygsam tillverkning av motorer skedde på licens genom Flygstyrelsens avtal med *Bristol Aeroplane Company*. Den första beställningen om 40 motorer lades 1930 och i mars 1933 levererades den första. Det var *Bristol*-firmans "Mercury VI" på 600 hk – typbeteckning blev *My VI*. Av den 9-cylindriga stjärnmotorn utvecklades sex versioner på 600–980 hk.

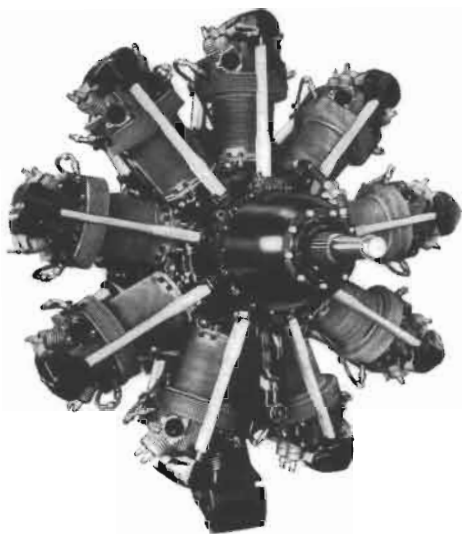
Som ovan nämnts var det från början Flygstyrelsen som stod för licensavtalet gentemot motorfirman och myndigheterna. Detta förfarande har senare gällt ända fram till *JAS*-motorn *GE-F404/RM12*.

Då Kungl Flygförvaltningen bildades 1936 fanns alltså en fungerande flygmotortillverkning inom landet och fyra flygflottiljer inom Flygvapnet som, var för sig, producerade motortekniska problem.

Inom materielavdelningen fanns tre byråer där motorfrågorna handlades. Kontrollingenjörerna tillhörde dock den Militärtekniska byrån.

1939 ändrades organisationen så att inom den Militärtekniska byrån fanns Motorsektionen bestående av fyra personer – de fjorton kontrollingenjörerna hänfördes till Industrikontrollsektionen under Industribyrån.

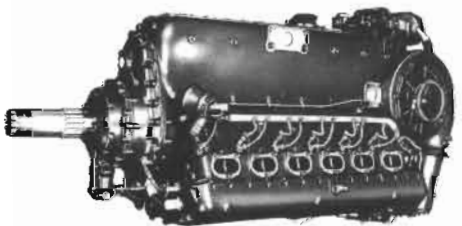
Expansionen var givetvis en följd av krissituationen. Stormmolnen hade börjat hopas över Europa. Bland annat upphörde i princip *ABA*:s civila flygverksamhet september 1939. En delegation från Industriktionen inmönstrade *ABA*:s hela flygplansflotta. Vad den användes till är det nu svårt att rekonstruera.



Ovan Nohabs 9-cylindriga "Mercury VI", som utvecklades i sex versioner från 600 upp till 980 hk.

Nedan den av Flygmotor utvecklade (plagerade) Pratt & Whitney's 14-cylindriga "Twin Wasp"-motor, som i sin svenska utformning kom att betecknas STWC-3.

Längst ner den kraftfulla tyska Daimler Benz "DB 605B" som gav flygplan 18 och 21 mycket goda fartprestanda.



Chef för den Militärtekniska byrån var flygdirektören Koch och chef för Motorsektionen var flygingenjören af Geijerstam. Antalet anställda ökade successivt de följande åren, som en följd av både det ökande antalet flygmotorer och den breddade floran av motortyper.

År 1943 ändrades sektionsindelningen till byråer. Motorbyrån bestod då av chef, centralsektion, två motortekniska sektioner, en drivmedelssektion och en kontrollsektion. Kontrollingenjörerna för flygindustrin inom Sverige tillfördes från och med nu Flygplanbyrån vad gällde flygplanen och Motorbyrån vad gällde flygmotorerna.

2.världskriget

Vid krigsutbrottet natten till den 1 september 1939 fanns endast 11-12 svaga flygdivisioner med totalt cirka 120 krigsflygplan. Nu gällde det att handla snabbt. Flygvapnet fick bland annat 9 miljoner kronor till nya flygplan, 11 miljoner kronor att förbereda krigsindustrin och 3 miljoner kronor för flygmotorindustrin. Samtidigt som den inhemska flygindustrin utökades, skedde snabbt inköp av flygplan från länder som ännu inte var krigförande. Utöver de inhemska Bristol-motorerna uppenbarade sig italienska och amerikanska flygmotorer av varierande konstruktionslösningar. Den amerikanska 14-cylindriga "Twin Wasp" om 1065 hk och benämnd TWC3 kopierades 1940. Vi fick ingen licens från Pratt & Whitney (P & W), varför SFA (nuvarande Volvo Flygmotor) av KFF fick uppdrag att kopiera en motor som ställdes till SFA förfogande härför.

Man mätte upp varje detalj, gjorde materialprover, byggde och fick fram en exakt kopia av motorn – utan amerikanskt ritningsunderlag. Motorn blev bättre och hade längre livslängd än det amerikanska originalet. Efter kriget tog KFF upp frågan om licensavgiften mellan parterna men vi slapp billigt undan. P & W tyckte att "vi gjort så bra ifrån oss . . .!"

1940 lämnade KFF det första ramavtalet till Flygmotor. Det avsåg i första hand tillverkning av STWC3 men också nästa motor, DB605, en licenstillverkning från Daimler-Benz i Tyskland. Ramavtalet innebar tillverkning av minst 1.200 motorer och underlag för en verkligt stor satsning av moderna flygmotorer.

DB605 blev den sista kolvmotorn för Flygmotors del. Det var en vätskekyld 12-cylindrig inverterad V-motor om 1475 hk som installerades i SAAB-flygplanen B18B, T18B och J21A. Den blev senare intressant att jämföra med en av Packard licenstillverkad Rolls Royce "Merlin", drivkälla i det inköpta amerikanska jaktflygplanet MUSTANG, samt med Rolls Royce "Griffon" i S31-SPITFIRE. Tillverkningen av DB605 delades mellan Volvo Flygmotor och Bolinder Munktell, under överinseende av motorsektionens kontrollingenjörer.

Inte att undra på att motorsektionen växte i personalstyrka. Flygplan med motorer STWC3 och DB605 tjänade Flygvapnet under många år, men i och med krigsslutet inleddes en ny epok genom övergången till jetmotorer.

FRÅN MOTORDETALJ TILL FLYGMOTORBYRÅ

Genom gedigna kunskaper från licenstillverkarna och tack vare en kvalitativt högt stående verkstadsindustri, gjordes flera försök till inhemska konstruktioner. Redan 1934 gav *Nohab* sig på att utveckla en svensk flygmotor. Det första försöket var en slidventilmotor, något som ingen annan lyckats med. *Nohab* misslyckades också beroende på att man inte – lika lite som andra tidigare – kunde råda bot på det faktum att motorn förbrukade stora mängder olja.

Interiör från SFA i Trollhättan, där tillverkningen av STWC-3 slutligen kom igång. Takten blev imponerande – 1944 levererades 313 motorer.

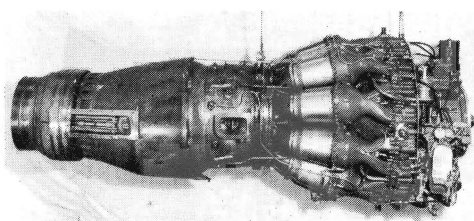
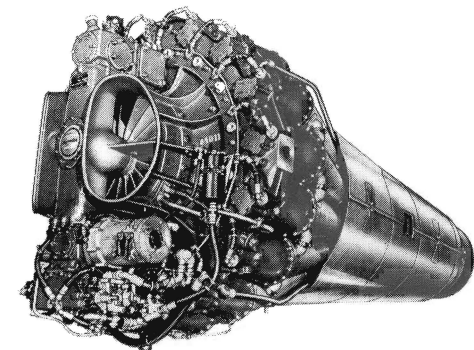


Jetåldern

Det första jetmotordrivna flygplanet *J28 VAMPIRE* – tillfördes F13 1946. Samtidigt skapades ett licensavtal med *de Havilland Engine* om tillverkning av "*Goblin III*" som i Sverige fick beteckningen RM1A.

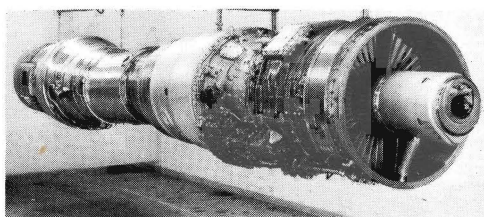
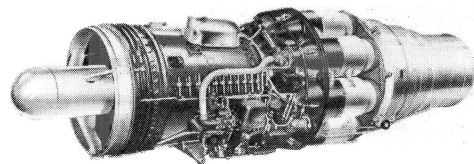
De först tillverkade motorerna monterades in i det svenska jaktflygplanet *J21R*, men många motorer sändes till England för montering i *J28* som köptes från *de Havilland*. Sedan följde storebror – *de Havillands* motor "*Ghost*" för *J29*, och den 1 sept 1948 var det dags för den första provflygningen. Flygplanet döptes snabbt internationellt till "*The Flying Barrel*", eller på svenska "*Den flygande tunnan*", som en följd av den stora diametern på radialkompressorn. Motornamnet blev RM2 och

RM1A Goblin III



Överst "Goblin III" av de Havillands fabrikat och hos oss kallad RM1A. Därunder utvecklingen – "Ghost" – som inköptes för flygplan 29 och för övrigt redan fanns i de Havilland VENOM (J33). På bilden en RM2B med EBK.

Nedan LANSEN-motorn RM5A och längst ner DRAKENS kraftpaket – RM6, som också satt i J32B.



inom kort försågs motorn med en svensk efterbrännkammare, döptes om till RM2B och infördes i J29F-versionen. Konstruktören av efterbrännkammaren var Motorbyråns Östen Svantesson (se separat artikel om Svantesson).

Då förhandlingarna vid årsskiftet 53/54 togs upp med Rolls-Royce om motorfamiljen "Avon", skrevs ett nytt licensavtal av KFF och produktionen startade vid Flygmotor med Avon 100, RM5A för flygplan 32A och C samt Avon 200, RM6 för J32B och J35A–F. Efterbrännkammaren för 32B och 35 var återigen en helsvensk konstruktion (Svantesson), där Flygmotor fick svara för efterbrännkammarens bränslesystem samt totalproduktionen. Tidsperioden 1958–1970 levererades över 740 RM6-motorer till Flygvapnet.

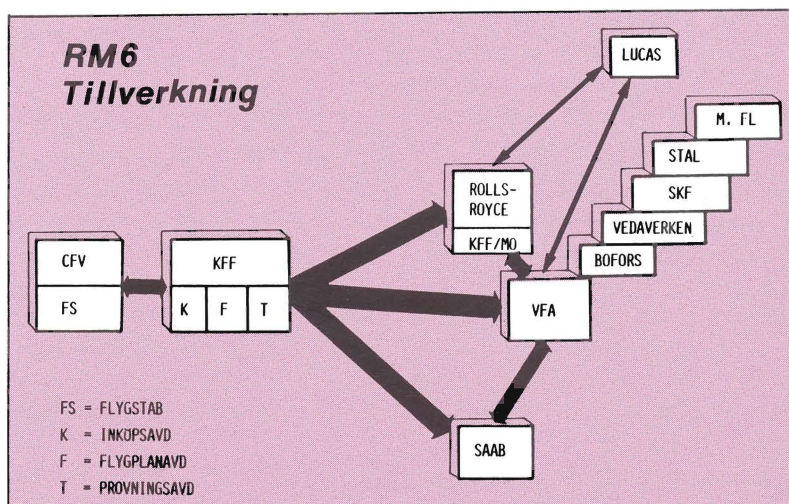
RM6-motorerna finns i flygplan som flyger än i dag och planeras vara i tjänst till år 2000 – inte bara i Flygvapnet utan även genom försäljningarna till Danmark, Finland och nu sist – Österrike.

Flygmotorbyrån 1986 – från motordetalj 1936 – har varit en stimulerande sektion inom Flygstyrelsen, Flygförvaltningen och nu Försvarets Materielverk . . .

- *inte bara genom sina personligheter eller . . . omsvängningen från en motortyp till en annan eller . . .*
- *omsvängningen från en licensgivare till en annan eller . . .*
- *övergång från kolvåldern till jetåldern . . . utan också genom . . .*
- *den succesivt högre teknologin som hela tiden känts som en utmaning.*

En svensk insats

Tidigt under 2.världskriget ansåg ledningen i KFF att vi inom landet måste ta fram egna projekt, då några licenser på utländska motorer ej gick att anskaffa. Svenska Flygmotor fick



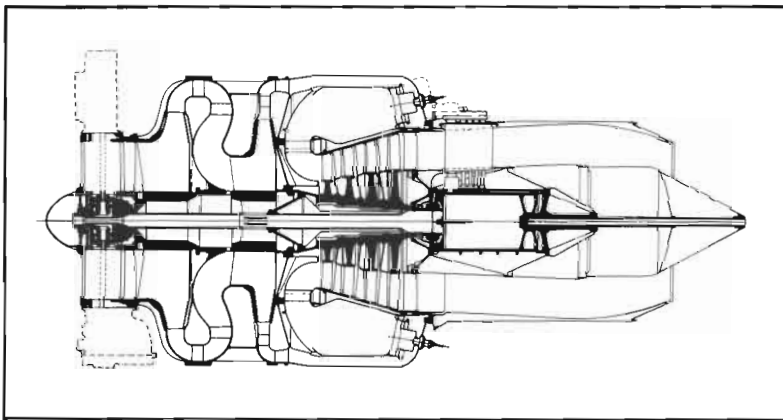
i slutet på 1941 i uppdrag att utveckla en 24-cylindrig luftkyld kolvmotor på 2 200 hk kallad *Mx*. Den var uppbyggd som en sexcylindrig stjärnmotor i fyra bakomliggande kransar. Första prov med en cylinder utfördes hösten 1943 och ett år senare var en krans (sex cylindrar) klar för körning. Kriget medförde dock en mycket snabb utveckling mot jetmotordrivna flygplan, varför *Mx*-projektet lades ner 1945.

Redan nyåret 1944 hade *Flygmotors* projektavdelning börjat studera jetmotorer.

Två typer av kompressorer för jetmotorer hade utvecklats under 2.världskriget, axialkompressorn på den tyska sidan och centrifugalkompressorn på den engelska, båda med för- och nackdelar.

Axialkompressorn gav liten frontyta men bedömdes som mycket pumpkänslig, till skillnad mot centrifugalkompressorn, som dock gav en betydligt större frontyta. För att inte låsa sig till någon av typerna lade KFF ut beställning hos *SFA* på utveckling av en centrifugalmotor och hos *STAL* på en axialmotor.

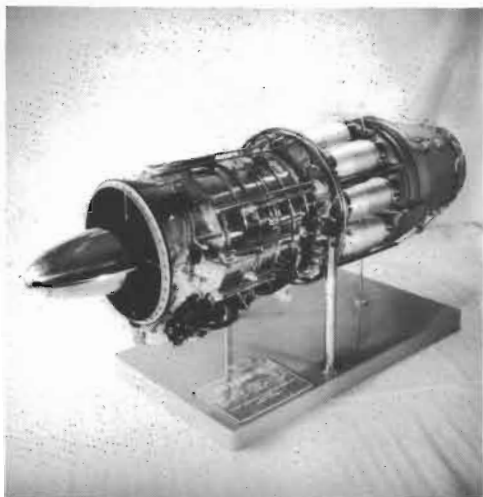
Flygmotor lyckades anställa den internationellt kände turbin teknikern Alf Lysholm för sitt projektarbete, som förlades till Göteborg. Där lyckades det en stab på ett tjugotal tekniker och forskare att på mycket kort tid ta fram underlag för en motor med beteckningen *R102*, som i stort byggde på Lysholms patent från 1933.



STAL bildade också en speciell grupp för att utveckla en axialmotor enligt KFF beställning. Chef för gruppen var Curt Nicolin. Man kunde också anställa expertis, professor Richard Söderberg från *MIT* i USA. *STAL* lyckades komma över uppgifter om den tyska *Junkers "Jumo"-motorn* som sedan fick ligga till grund för deras konstruktion som kallades "*Skuten*".

Vid planeringsarbetet på KFF konstaterade man nödvändigheten av att anskaffa licens på någon jetmotor, detta i avvaktan på att någon av de svenska projekten skulle bli klara för serietillverkning.

Efter krigsslutet var det ingen svårighet att få köpa licens för tillverkning och man stannade för *De Havilland "Goblin"* (vår



Föregående sida Flygmotors R 102 i genomskärning, och härövan och nederst på sidan STAL:s motorprojekt "Dovern"



Chefen för Flygvapnet och intressenter från Flygförvaltning med flera representanter, var självklart mycket nyfikna på de nymodigheter som Flygmotor och STAL sysslade med. Att det var "framtiden" det förstod man, men att det skulle innebära ett sådant hiskeligt oväsen...?

beteckning RM1). Tillverkningen lades på SFA, men i avsikt att dels få konkurrens och dels ge STAL erfarenhet av flygmotortillverkning, flyttade dåvarande inköpsdirektören på KFF, Sune Reuterwall, över tillverkningen av tio RM1 till STAL.

Detta uppskattades naturligtvis inte av SFA, som med stor skepsis tog emot en grupp från STAL med Curt Nicolin i spetsen.

Senare återgick tillverkningen av de tio RM1-motorerna till SFA.

Den fortsatta planeringen på KFF visade att de första kraven på 1 500 kp dragkraft, på R102 och "Skuten", var för låga och borde fördubblas, varför SFA och STAL fick order om att inrikta sig på en större motor med 3 000 kp dragkraft. Dessa projekt fick respektive beteckning R201 och "Dovern".

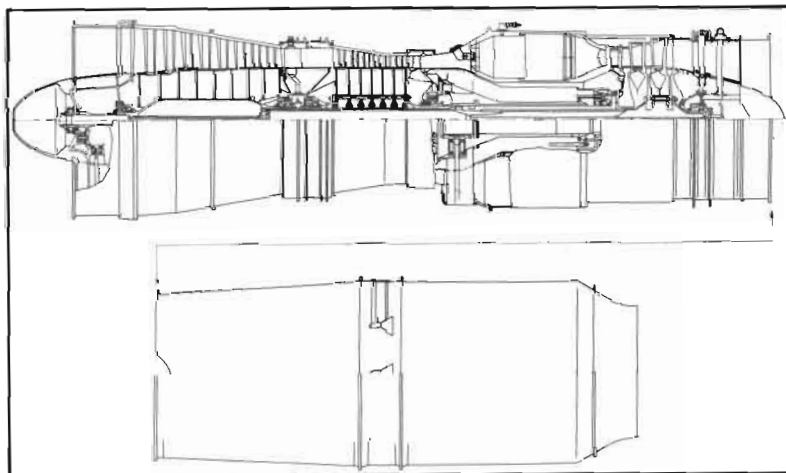
Arbetet med de mindre motorerna fortgick dock och under en resa i USA våren 1947 fick SFA VD följande kryptiska telegram: "R startade för första gången kl 1.45 i dag".

Uttytt innebar detta att R102 för första gången drog runt sig själv vid tomgångsvarv men ännu återstod många frågetecken att rätta ut innan fullvarv 11 000 rpm och full dragkraft hade uppnåtts.

STAL hade svårigheter att komma igång med "Skuten" och dess första start låg cirka ett år efter R102. Mot alla odds gick provet rakt igenom och den befarade pumpningskänsligheten uteblev. För att bekräfta detta lät man alla prominenta besökare behandla gasspaken så omilt de ville vid demonstrationskörning av motorn.

Det parallella arbetet med "Dovern" och R201 fortsatte fram till mitten av 1949 då KFF, av kostnadsskal, fick lov att välja endera av de två motorerna. Under mycket vända och vid dramatiska sammankomster beslöt KFF att satsa på "Dovern". Arbetet skulle dock fördelas mellan STAL och SFA så, att STAL skötte utvecklingsarbetet och SFA svarade för produktionen. Det gällde alltså att de tidigare arga konkurrenterna skulle bli goda samarbetspartner.

Den första provkörningen med "Dovern" utfördes 2 februari





Den flygande motorprovbocken – Avro LANCASTER (Tp80).

1950 och nu visade sig pumpning bli ett problem. Detta var dock förutsett och löstes genom avtappning från steg 7 och 8 i kompressorn. Ett godkänt luftvärdighetsprov slutfördes 14 januari 1951 med en dragkraft på 2 850 kp. Fortsatt typförbättring ledde fram till att man i juli 1952 körde ett luftvärdighetsprov med 3 300 kp dragkraft. "Dovern" flygprovades även i Tp 80 LANCASTER och första flygningen gjordes 27 juni 1951. Här fick man en möjlighet att kontrollera och justera pumpkänsligheten upp till Tp80 funktionsgräns – höjd = 11.000 m och $M = 0,6$.

De lyckade proven med "Dovern" hade uppmärksammats internationellt och speciellt av *Rolls Royce*, som tidigare vid förfrågan hade nekat KFF licens på sitt nyaste motorprojekt "Avon". De omvärderade nu sin inställning och insåg att de måste erbjuda oss det bästa de hade, om de skulle kunna göra någon affär med oss.

De argument som slutligen utmynnade i en skrivelse till STAL den 8 november 1952, där KFF annullerade ordern på "Dovern", var kanske främst jämförelsen mellan de båda motorernas utprovningssläge, där "Dovern" hade 3 000 timmar, varav 122 i luften, medan "Avon" hade över 30 000 timmar enbart i luften. Genom att välja "Avon" ansåg sig KFF spara i storleksordningen 100 miljoner kronor i utprovningsekostnader, men det fanns säkert många andra faktorer som spelade in när den mycket lovande helsvenska motortillverkningen lades i graven. På STAL var besvikelsen mycket stor, där man sporrade framgångarna på KFF begäran hade gått vidare med ett projekt kallat "Glan" med en kalkylerad dragkraft på 7 000 kp med EBK. Detta arbete var dock inte helt bortkastat, då mycket av detta senare kunde utnyttjas vid konstruktionen av en stationär gasturbin inom effektområdet 10 000 kw med benämningen GT35.

Motorunderhåll

Redan 1936 fanns två väl fungerande underhållsinstanser för flygplan, motorer, propellrar och apparater, där den tekniska personalen samarbetade med Flygstyrelsens och senare Kungl Flygförvaltningens tekniska personal. Underhållsinstanserna var:

- *CFM Centrala Flygverkstaden å Malmen.*
- *CFV Centrala Flygverkstaden i Västerås.*

På Malmen – som i flera hundra år varit övningsplats för militären – började Armén redan 1913 med flygverksamhet i blygsam skala.

Flygverksamheten ökade successivt både vad gällde antalet flygplan och personalstyrka. Då flygplanen ofta gick sönder eller havererade, var en verkstad nödvändig i vilken man med tiden också skulle ha möjlighet att tillverka egna flygplan.

Så föddes CFM.

För uppbyggnaden av Flygvapnet hade riksdagen 1928 beslutat att som kompensation, för indragningen av Kungl Västmanlands regemente, skulle en flygverkstad och första flygkåren – senare F1 – förläggas till Västerås. Platsen var Hässlö vid Mälaren. Beslutet stadfästes 1929.

CFM underhöll i första hand landbaserade flygplan och CFV sjöbaserade flygplan. Då underhållsavdelningarna inlemmades med Flygvapnet 1936 förväxlades ofta CFV (underhållsverkstaden i Västerås) med Chefen för Flygvapnet, varför förkortningen ändrades från CFV till CVV och i konsekvensen därmed CFM till CVM.

Inom Kungl Flygförvaltningens Flygmotordetalj från 1936, fram till Flygmotorbyrån 1986, fanns en teknisk stab som mer och mer centralt gav ut direktiv till verkstäderna – dagens uttryck är styrning – för underhållet och akuta åtgärder. Då ingick även i byrån en försökscentral – FC – ledd av dåvarande kaptenen Nils Söderberg.

Ambitionen hos den tekniska personalen var så hög att, bland andra 1. byråingenjören Rosin vid FC som handlade motorfrågorna, hade Flygvapnets SFI (Särskild Förarinstruktion) på nattduksbordet som kvällslektyr.

Från Militärtekniska byråns motorsektion 1936 fram till Flygmotorbyrån 1986, har ett nära samarbete skett med underhållsverkstäderna CVM, CVV och CVA, samt Försökscentralen FC, vad gäller gemensamma lösningar av uppkommande tekniska problem och direktiv för tekniska lösningar. Detsamma vad gäller underhållsföreskrifter, samt samordnade produktions tekniska lösningar, för att lösa CFV produktionsstörningar då flygsäkerhetsproblem uppstått. Gemensamt för de olika verksamhetsgrenarna har varit, att på kortast möjliga tid finna en optimal lösning för att minimera flygförbandens störningar, vid haverier och tillbud, orsakade av flygmotorerna.

Under åren, fram till 1986, har bilden av underhållsverkstäderna förändrats:

- CVV lades ner
- CVM övertog huvuddelen av motorunderhållet
- CVA övertog senare praktiskt taget allt motorunderhåll.
- Underhållsverkstäderna skildes från CFV och Kungl Flygförvaltningen och överfördes till det affärsdrivande verket med rubriceringen FFV/Försvarets Fabriksverk: Underhåll.

Men kvar står viljan till gemensamma lösningar för att genom beslut i optimal anda – ekonomiskt och underhållsmässigt – fortfarande nedbringa underhållskostnaderna och produktionsstörningarna på förbanden, som även med känd materiel, med viss regelbundenhet har en egenskap att med jämna perioder infinna sig.

Som en gammal beprövad flygmotortekniker en gång sade

- ”om man tar en flygmotors ”tio i topp”-allvarliga funktionsstörningar . . .
- . . . och man successivt betar av dessa problem modifierings- och underhållsmässigt . . .
- . . . skall man finna tio nya problem . . .
- . . . för under mellantiden har miljön, taktiken eller underhållsmetodiken ändrats”

Från myndighetshåll låter *direktiv*, till förband och underhållsverkstäder, lite väl mycket ”myndighetsbeslut i byråkratiska former” – besluten är bara en följd av de för stunden rådande ekonomiska ramarna för gällande budgetår – i ett läge där åtgärder för tillbud och haverier måste hanteras.

Hela tiden vägs nämligen ekonomi, flygsäkerhetsrisker, CFV produktionsbortfall och möjliga tekniska lösningar in i det slutliga beslutet.

Östen Svantesson – konstruktörssnille

Östen Svantesson var utan tvekan en av de färgstarkaste medarbetarna vid Flygmotorbyrån. Nästan årsbarn med flyget blev han, efter ingenjörsutbildning samt utlandspraktik i USA, vid krigsutbrottet inkallad till Marinen. Så småningom knöts han till Albin Ahrenbergs lilla grupp, vilken hade till uppgift att ta hand om i Sverige nödländade främmande flygplan. Detta var ett önskejobb för Östen Svantesson – han fick kontakt med de flygtekniska nyheterna. Han bärgade bland annat en radarutrustning som senare kom att utnyttjas som väderradar på taket av *Tre Vapen*-byggnaden på Gärdet i Stockholm. Från avgasturbinkompressorn på en *Lockheed P-38 LIGHTNING* fick han idén att bygga en jetmotor – som faktiskt provkördes vid krigsslutet.

När SAAB höll på att projektera flygplan 32 *LANSEN*, med en *Stal-Laval ”Dovern”*-motor, skulle SFA ta fram en efterbrännkammare till denna – en då helt ny teknologi. Dåvarande souschefen, Bengt Jacobsson, lär då ha kallat till sig Svantesson med orden: ”Nu får Du sätta igång och ta fram en *EBK*”



Ovan Svantessons "gengasgryta" – en slags brännkammare som utgjorde grunden för en kommande jetmotor. Svantesson inbjöd Flygförvaltningen till en provkörning som blev mycket lyckad, trots att man fick avbryta på grund av för mycket avgaser – man stod nämligen och körde i nedfarten till ett garage och åskådarna var placerade inne i garaget. Året var 1945.

Till höger 29:ans EBK i nattens mörker – effektfullt för ögat och en riktig "hästspark" för flygföraren när han drog på fullgas och "tände på kaminen".

Nedan RM5 med EBK 56 för flygplan 34 HUNTER. Bredvid kan man se inbyggnadsarbetet som utfördes vid CVM. Det blev för trångt, tyvärr – kylningen blev inte tillräcklig varför projektet lades ner. Ett provflygplan flög dock med mycket goda prestandaresultat.



för jag tror att SFA:s blir alldeles för tung. Du skall vara klar inom fem månader och kom ihåg att Du ansvarar för det här!"

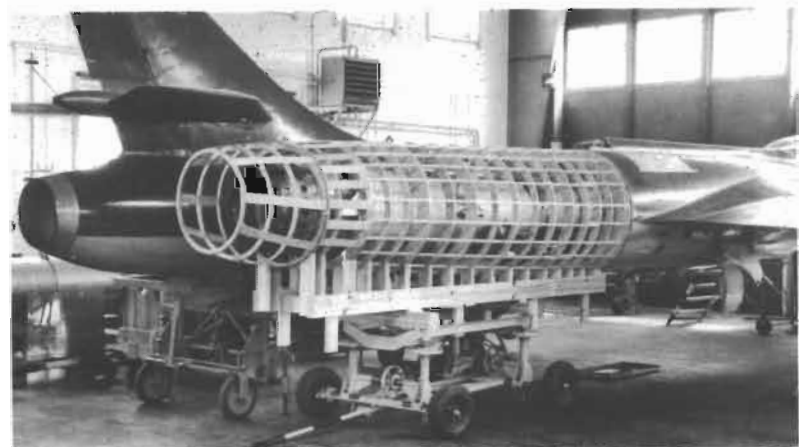
Han lyckades. En "Dover" med EBK kördes i SFA:s rammrigg inom anbefalld tid och med lyckat resultat.

Hans nästa stora uppgift blev att förbättra J29:ans stigprestanda genom att konstruera en EBK som skulle ge minst 25 % dragkraftstillskott. Det stora problemet låg i det begränsade utrymmet i flygplanet. Men detta löste Svantesson på ett genialt sätt genom att integrera flammhållarna med diffusorn, något som han senare fick patent på.

Prototyperna tillverkades vid CVM och Svantesson körde själv – nattetid – "plåtburkarna" på taket av sin gamla Fiat ner till Trollhättan för provkörning dagen därpå.

Slutresultatet blev utomordentligt. Flygplan J29F fick stigprestanda av världsklass och dragkraftsökningen blev hela 30 % med tänd EBK.

Svantesson konstruerade även två prototyper till en EBK för flygplan J34 HUNTER, men dessa prov avbröts på grund av problem med kylningen och flygplanstrukturen.





Östen Svantesson tar ur Konungens hand emot det Ahlbergiska stipendiet på Kungl Vetenskapsakademien 1971.

Han blev sedan, i samarbete med specialisterna vid SFA, huvudansvarig för utvecklingen av EBK:n till *flygplan 32* och *35*.

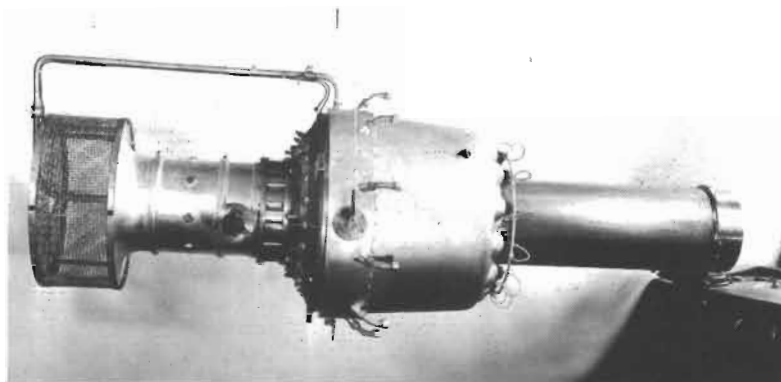
Östen Svantesson var internationellt känd som EBK-expert och fick, tillsammans med Nils Hedsäter vid SFA, år 1963 mottaga *Thulin-medaljen*. En av hans sista idéer var att förse flygplan med en så kallad "aft fan", eller "aktersnurra" som den döptes till lite mera skämtsamt. Projektet kom ganska långt innan det avbröts till förmån för arbetet med *flygplan 37*.

Östen Svantesson pensionerades sommaren 1970, då 66 år gammal. Men han tyckte inte om detta; ansåg sig fortfarande ha en hel del att ge. Han var efter sin pension en ofta sedd gäst uppe på sin gamla byrå. Alltid hade han då någon ny idé att tala om. Endast någon månad före sin bortgång 1981 kom han upp på Flygmotorbyrån och lämnade sina synpunkter på det då aktuella projektet *B3LA*.

Östen Svantessons största utmärkelse var när han år 1971 på Kungl Krigsvetenskapsakademien mottog det *Ahlbergiska stipendiet* ur kung Gustaf VI Adolf:s hand.

RMX – eget motorprojekt

KFF Robotbyrå hade i oktober 1947 hos SFA (nuvarande *Volvo Flygmotor*) låtit beställa utveckling och framtagning av en experimentturbojetmotor avsedd för ett robotprojekt Rb 312. Motorn benämndes "*Rumba*" och skulle vara av engångstyp. Tre



Tabell 1
Preliminära krav på
motor till Rb 312

Diameter:	600 mm
Vikt:	150 kg
Dragkraft:	7500 N (750 kp) SLS 2750 N (275 kp) Höjd = 10 km Fart = 900 km/h
Spec. bränsle- förbrukn.:	0,14 kg/Nh (1,4 kg/kph)
Livslängd:	Cirka 1 timme

stycken experimentmotorer beställdes. Vid samma tid inledde Flygmotorbyrån en del kompressorförsök vid CVM. Bakom dessa försök fanns Östen Svantesson, som hade idéer om hur en förenklad centrifugalkompressor kunde byggas. Svantesson såg det som potentiellt möjligt att utveckla en enkel och billig turbojetmotor för robotar. Med kännedom om SFA utveckling av "Rumba" satte han raskt igång med en konstruktion som blev konkurrent till "Rumba" nämligen RMX eller – som den också kallades – "Östan". Konstruktionsarbetet skedde på Motorbyråns sektion 3, i en liten grupp av fem personer under ledning av Svantesson. Hans idérikedom ledde fram till en mycket enkel och billig motor, i stort utförd i enbart rostfri plåt och med många intressanta konstruktionstekniska lösningar.

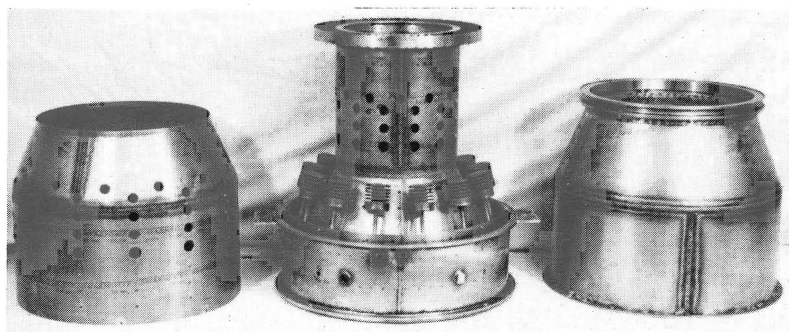
Konstruktionsteamet bestod i övrigt av Nils Yngve Persson, Gunnar Thunholm, Arvid Gudmundsen och Lars Hällebo. Det berättas fortfarande idag om Svantessons orädsla för de då gällande teorierna och hur han, med några snabba drag med en grov snickarpenna, angav nya kurvaturer etc..

Intressanta lösningar var bland annat kompressor, brännkammare och turbin.

Kompressorn, som hade initierat idén RMX, var uppbyggd i plåt, där själva navkonturen byggdes upp med hjälp av balsafillets för att få rätt strömningskanal.

Brännkammaren, också unik och helt enligt Svantesson idéer, var ringformig och försedd med 21 förångningsbrännare. Dessa förångningsspridare – "svampar" – möjliggjorde ett mycket enkelt bränslesystem av lågtryckstyp. Turbinen, av axialtyp, utformades som två skivhalvor och bladfoten försågs med ett genomgående hål, så att samtliga blad hölls på plats av en stor stålring utförd av rundstång. För de första prototyperna försågs RMX med en turbin försedd med kortade RM1-blad och konventionell grantoppsinfästning. Detta förfarande, att använda redan utvecklade turbinblad, snabbade upp framtagningen av motorprototyper.

Beräkningar och ritningar utfördes på KFF och hårdvaran togs fram på CVM. En provbock byggdes också upp på CVM, utomhus i en enkel barack omgärdad av sandsäckar. Arbetet gick bra och en prototyp fanns klar för provning i december 1948.

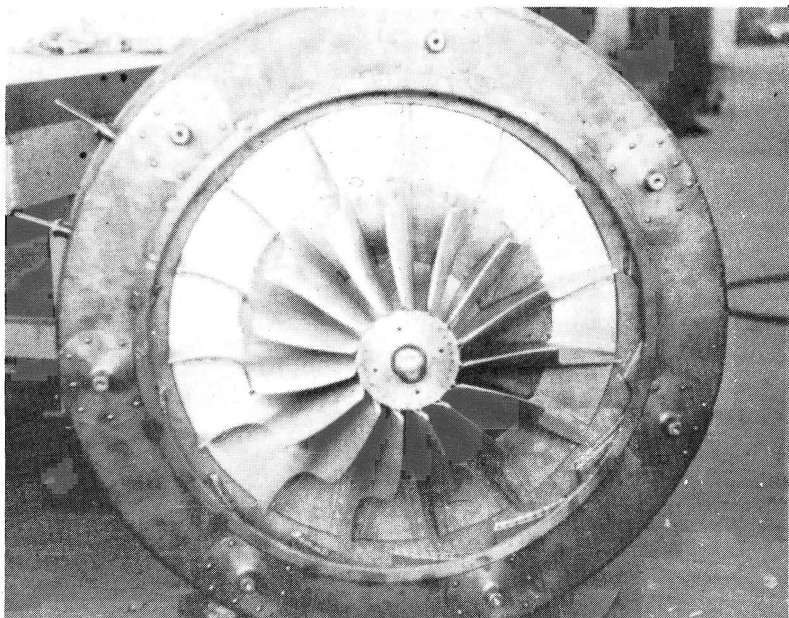


RMX – brännkammare med förångningsspridare.

Provbocken var mycket enkel. Som startmotor användes en 8 hk *Rotax* elstartmotor, som med en svängarm svängdes fram mot kompressorinloppet och greppade med en enkel klokoppling. Ström till startmotorn erhöles från en svetsomformare. Motorn saknade tändstift. Den tändes på så sätt att en tekniker först snapsade motorn med bensin genom ett hål i brännkammarmanteln med hjälp av en trycksatt blåslampa. Genom samma hål tändes därefter bensinen manuellt med hjälp av en gengaständsticka, samtidigt som startmotorn aktiverades. Vid tändningen – som skedde med en dov smäll – gällde det sedan att snabbt skruva igen hålet i brännkammarmanteln och lämna provcellen. När stabiliserat tomgångsvarv uppnåtts – cirka 4 000–5 000 varv – kopplades startmotorn ur.

Provcellens manöverrum var mycket enkelt utrustat. Motorn saknade reglersystem, så regleringen skedde öppet med visuell återkoppling av varvtal och utloppstemperatur. Bränslepumpen var elektrisk och flödet avlästes med hjälp av rotametrar.

Utprovningen på CVM leddes av bland andra Gunnar Thunholm som, nu i januari 1986, fortfarande är verksam på Flygmotorbyrån.



RMX – centrifugalkompressorn med balsa-fillets.

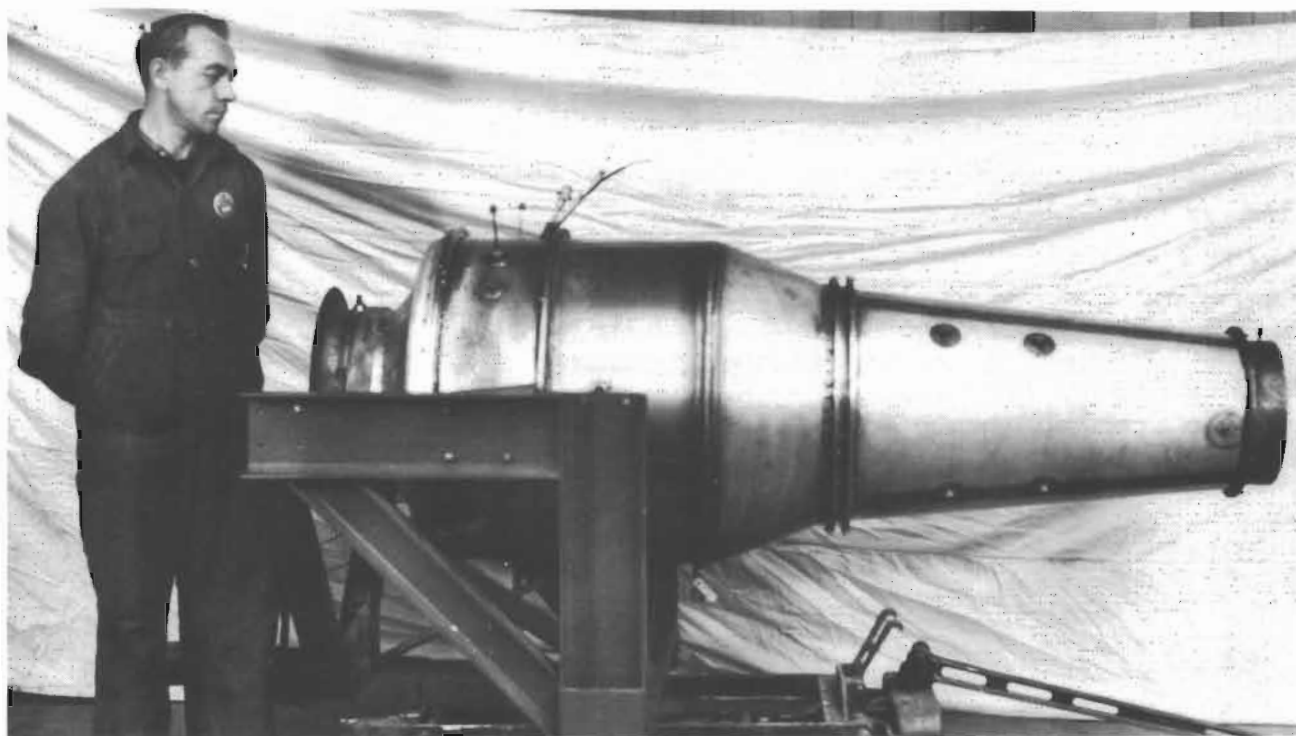
Tabell 2
Beräknade prestanda RMX

Dragkraft:	6400 N (640 kp) SLS
Spec. bränsleförbrukn:	0,14 kg/Nh (1,4 kg/kph)
Turbininloppstemp:	800°C

Turbininloppstemperaturen bedömdes kunna höjas till 900°C varvid dragkraften i SLS-fallet kunde ökas till 7250 N (725 kp).

Tabell 3
Övrig data RMX

Diameter:	800 mm
Längd:	1870 mm
Vikt:	260 kg
Varvtal:	13400 rpm



Dåvarande plåtslagaren Nilsson, CVM, poserar vid Svantessons intressanta turbojetprojekt – RMX 2.

Försöken var till en början trevande. Provverksamheten gick dock förvånansvärt bra, trots inkörningsproblemen, men inte helt utan missöden. Gunnar Thunholm berättar om en episod som inträffade när man skulle starta om på nytt – sedan motorn stoppat – utan att invänta den så kallade "avsvälningen". Under stoppet sprutade fortfarande bränsle in i "förångnings-svamparna" och när så motorn startades på nytt accelererade den snabbt upp i varv, helt opåverkbar av gasreglaget, på grund av det kvarvarande bränslet i förångningsspridarna. Gunnar minns hur varvtalsfrekvensen bara ökade och ökade... sedan blev det "tyst". En eldboll, följt av en fruktansvärd knall, förtalte om utgången. "Det var den gången vi gjorde hopprep av motorn" berättar Gunnar med ett leende.

Projektet *RMX* gick vidare, med modifieringar och nya versioner som bedömdes så intressanta att en motormix mellan "Rumba" och *RMX* sågs som en lösning för Rb 312. Kostnadsbilden ger en intressant jämförelse. *SFA "Rumba"* bedömdes kosta cirka 30 000 kronor, medan *RMX* skulle betinga endast 10 000 riksdaler(!).

Priset på *RMX* är en historia för sig. När kostnaderna för framtagning diskuterades med CVM, så bedömdes tillverkningskostnaden understiga 10 000 kronor men då opponerade sig CVM styresman: "här gör vi ingen flygmotor under 10 000 kronor!"

10 000 kronor fick stå kvar.

Rb 312 lades så småningom ner, i huvudsak på grund av problem med autopiloten, vilket även kom att innebära slutet för både *RMX* och "Rumba".

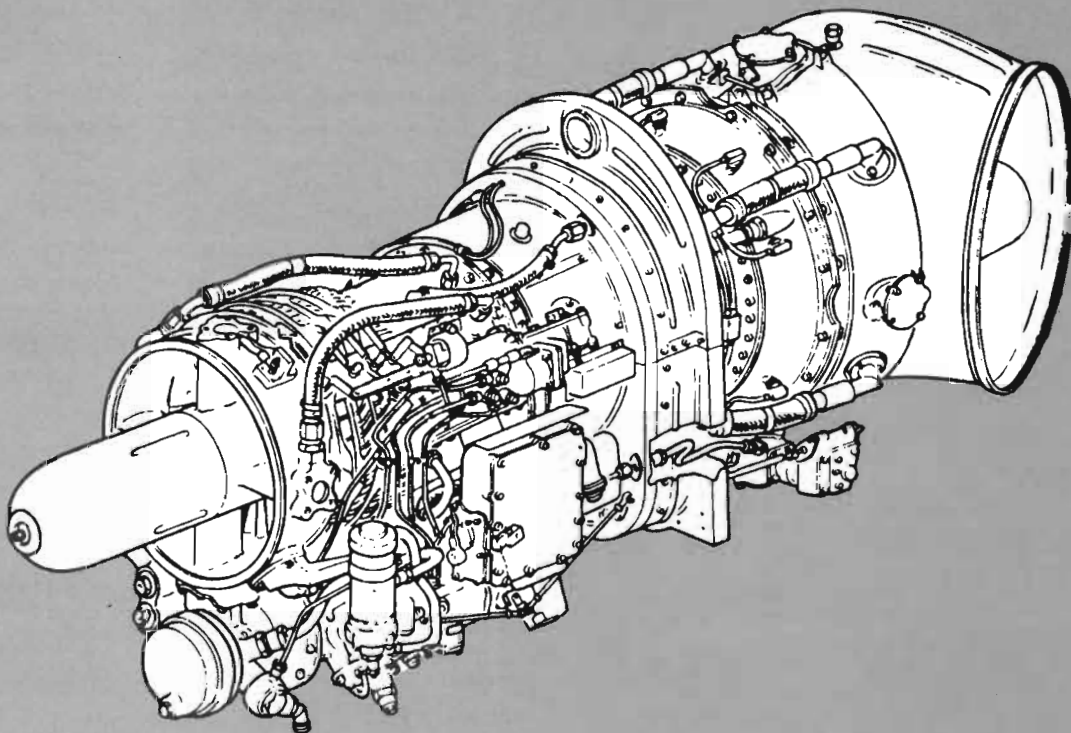
Varför Rolls Royce "Gnôme" i våra helikoptrar?

För anskaffning av 1960-talets helikoptrar tillsattes en kommitté som bestod av representanter för Armén, Marinen och Flygvapnet. Målsättningen var att komma fram till en gemensam helikoptertyp för alla tre försvarsgrenarna. Upphandlande myndighet för helikoptrar var vid denna tid Marinförvaltningen.

Efter att ha kompromissat sig fram till att två helikoptertyper skulle anskaffas, nämligen *Boeing VERTOL 107* och *Bell UH1*, licenstillverkad i Italien av *Agusta (Agusta-Bell 204)*, begärde kommittén flygmotorbyråns hjälp vid val av motor. Kravet ställdes också att de två helikoptrarna skulle ha samma motortyp för att minska kostnaderna för utbildning, publikationer och underhåll.

Boeing VERTOL 107-prototypen hade en "Lycoming"-motor av samma typ som i *Bell UH1*. Det hade framkommit att *Boeing* i serieproduktionen skulle övergå till *General Electric (GE)*

RM 8 - Pratt & Whitney JT8D - en väldig motor som utvecklar 6.700 kp (med EBK 11.800 kp).



Motor typ TM2C

T58. Agusta hade skrivit kontrakt med *de Havilland* på "*Gnôme*" *H1000*-motorn, som var en licenstillverkad *T58*.

Armén ville ha "*Lycoming*"-motorn, som US Army hade beställt utvecklingen av, för sin *Bell UH1*. Den var anpassad till de krävande förhållanden som helikoptern var tänkt att operera i. Bland annat var kompressorn ganska okänslig för *FOD**). Dock fick detta alternativ avskrivas på grund av att motorns profil avvek väsentligt från *T58* och *H1200*, vilket skulle ha framtvingat separat produktionsline hos *Boeing VERTOL* och *Agusta*. Detta kunde inte accepteras, varken från tids- eller kostnadssynpunkt.

Turbomeca försökte väcka intresse för en av sina motorer som dock skulle ha inneburit lång och dyrbar utprovning.

I detta läge återstod *T58* och *H1200*. Skillnaden mellan dem var mycket liten, bortsett från helt skilda reglersystem. *T58* hade hydromekaniskt och *H1200* elektroniskt reglersystem. *De Havilland* hade valt ett elektroniskt reglersystem beroende på att det gick fortare att utveckla ett sådant än att få igång en licenstillverkning av det hydromekaniska.

General Electric hade lagt ner så stora kostnader på utveckling av det hydromekaniska systemet att de var tvungna att använda det.

Det som slutgiltigt fällde utslaget vid val av motor var att *GE* ännu inte hade utvecklat en reduktionsväxel för motorn till *Bell*-helikoptern. *GE* föreslog därför att *T58* skulle väljas och reduktionsväxeln köpas från *de Havilland*. Men de var väl medvetna om situationen och priserna på växlar kunde inte förhandlas ner till en acceptabel nivå och framför allt ej till rimliga leveranstider. Man valde istället *H1200*-motorn. Den var billigare än *T58*. Klart subventionerad på grund av *de Havilland's* intresse att komma in på den europeiska marknaden.

I båda helikopter-kontrakten hade beslutats att dåvarande *KFF* skulle stå som leverantör av motorerna. Dock kunde *de Havilland* inte leverera *H1200* i tid till *Agusta*, utan *KFF* tvingades acceptera ett antal *H1000* som sedan konverterades till *H1200*.

Under de gångna åren har, genom olika modifieringar, likheten mellan *T58* och *Gnôme* blivit avsevärt mindre. Båda motortyperna finns i stort antal i flera hkp-typer, där dock den senaste användningen i *VERTOL 107* är unik i världen.

Från 1950-talets ursprungsmotor på 876 kw har effekten höjts avsevärt och i sitt senaste utförande, som är alternativet vid ett motorbyte i *HKP4* idag, har *Gnôme H1400-1* en maximal uttagbar effekt av 1238 kw och *T58-100 1120 kw*. Detta har gjorts inom det ursprungliga skalet.

Även reglersystemen har under åren förbättrats och där har givetvis möjligheterna varit bättre för det elektroniska systemet.

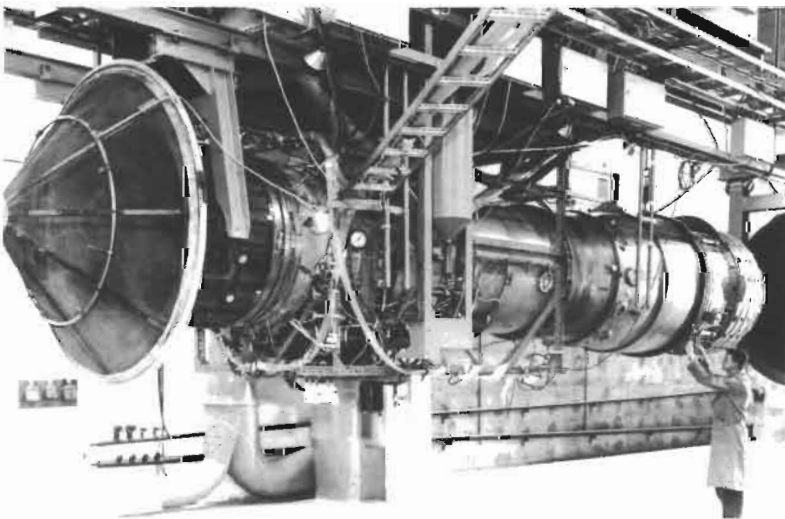
*) *FOD* =av eng. *Foreign Objects Damage* sv. *Föremål som Orsakar Driftstörning*. *Red.anm.*

Motor RM8 – kraftfullt val av KFF?

Den 6 december 1962 presenterades Sveriges nya enhetsflygplan för första gången för allmänheten av dåvarande CFV, generallöjtnant Lage Thunberg. Flygplan 37 *VIGGEN*'s framdrivningssystem, som skulle möjliggöra flygplanets höga prestanda tillsammans med lång räckvidd och kort landningssträcka, var naturligtvis av stort intresse. I flygplankonceptet ingick en EBK-försedd bypass-motor av *Pratt & Whitney*-konstruktion, som skulle utvecklas av *Svenska Flygmotor AB*, ävensom en PWA-layout till ett utloppsmunstycke av ejektor-typ kombinerat med en unik dragkraftsreversering. Den officiella presentationen hade dock föregåtts av en mycket intressant period under vintern 1961-62 då det egentliga motorvalet gjordes.

Som ersättning för attackflygplanet 32 *LANSEN* och senare även för *J35 DRAKEN*, hade *SAAB* – omkring 1960 – börjat studera ett enhetsplan med krav på landningsbanor kring 500 meter. Flera flygplankonfigurationer förekom av vilka ett delta-vingat och ett nosvinge-försett flygplan var de mest intressanta.

Tidigare jetmotorer hade varit en-axliga och naturligtvis inte heller av dubbelströmstyp (sk bypass), men sådana hade nu börjat komma, inte minst på den civila sidan där en låg bränsleförbrukning är minst lika viktig som för militära motorer. Samarbetet med engelska motortillverkare hade varit helt dominerande för de tidigare flygplanen. Det var därför helt naturligt att nära diskussioner fördes med *Rolls Royce* och *Bristol Siddley* när det gällde motorvalsfrågan. Förutom dessa tillverkare hade dock amerikanska *Pratt & Whitney* börjat blanda sig i leken med sin *J75* som var i full produktion för *F-105 THUNDERCHIEF* och *F-106 DELTA DART* samt civilt (som *JT4*) för *Boeing 707* och *DC-8*. Ett annat alternativ från *PWA* var en utveckling till en militär motor med EBK av den civila bypassmotorn *JT8D* för *Boeing 727* och *737* samt *DC-9*. Ett av *Rolls*



RM 8 – Pratt & Whitney JT8D – en väldig motor som utvecklar 6.700 kp (med EBK 11.800 kp).

Royce förslag var *RB 168-3R*, en utvecklad version av bypassmotorn "*Spey*". *Bristol Siddeley's* motorförslag var en EBK-försedd version av "*Olympus*" som fanns i bombplanet *VULCAN*. Motorn var också under utveckling för *BAC TSR-2* i en EBK-försedd överljudsversion och även i en avancerad civil version för *CONCORDE*.

I slutet på september 1961 arbetade *SAAB* med ett stort antal möjliga flygplansalternativ av vilka fyra betecknades som huvudalternativ:

- *1508 Deltavinge med RB 168 + två vertikalt monterade lyftmotorer.*
- *1552 Deltavinge med RB 168 försedd med deflektorer (vridbara munstycken som kunde riktas snett nedåt) samt en RB 153 monterad i stjärten.*
- *1562 Deltavinge med "Olympus", försedd med deflektorer*
- *1561 Pilvinge med "Olympus", försedd med deflektorer.*

JT8D-motorn fanns då inte med som något huvudalternativ. Troligen för att *SAAB* tidigare fått direktiv från *KFF* att endast militärt färdigutvecklade motorer, eller militär samutveckling, kunde komma ifråga.

På Motorbyråns projektsektion hade man under hösten 1961 fört diskussioner med motortillverkarna beträffande de olika motoralternativen och sektionschefen, Per Hanson, och Östen Svantesson hade mer och mer börjat favorisera *PWA*-alternativet och då speciellt *JT8D*. I presentationer för dåvarande souchefen, generalmajor G Falk, och chefen för flygplanavdelningen, Åke Sundén, lyckades man övertyga ledningen för *KFF* att *JT8D* var det man skulle ha. Orsakerna var flera, bland annat hade motorn en förhållandevis låg bränsleförbrukning med släckt EBK samtidigt som dragkrafttillskottet med tänd EBK var mycket stort dock med den nackdelen att bränsleförbrukningen ökade kraftigt. Motorn var därför mycket lämplig för ett kombinerat attack- och jaktflygplan. Motorn sades också vara väl etablerad och fordrade ett minimalt underhåll. Sannolikt hade man också inom *KFF* börjat tycka att *Rolls Royce* priserna börjat bli väl höga.

I början av december 1961 hade *SAAB's* tekniske direktör, Lars Brising, underhand nåtts av meddelandet att *KFF* allvarligt funderade på "*nosvingeplanet 1534*" med *JT8D*.

Vindtunnelprov med nosvinge, som var försedd med klaffblåsning – med kompressorluft från motorn – hade då visat mycket bra resultat varför dragkrafttillskott från deflektorer eller lyftmotorer inte behövde tillgripas. För att klara kraven på kort rullsträcka vid landning måste i stället dragkraftreversering användas (Klaffblåsningen slopades senare eftersom motorns dragkraft minskade för mycket varvid omdragningsmarginalerna blev oacceptabla och den lägre landningsfarten därmed inte kunde utnyttjas. Det hade också visat sig att nosvingen var tillräckligt effektiv utan blåsta klaffar).

En av projektingenjörerna vid SAAB's förprojektgrupp, Arne Lakomaa, kommer än i dag ihåg hur Brising en dag meddelade gruppen: "Försök malla ihop något kvickt med nosvinge och JT8D för generalerna kommer i morgon".

Ett antal snabbutredningar gjordes, vilka presenterades för KFF den 9 december 1961 varvid Falk meddelade att Flygförvaltningen beslutat välja flygplanalternativet med motor JT8D-22. Detta kraftfulla beslut kom, för de flesta inblandade, som en mycket stor överraskning och startade en rad aktiviteter på SAAB, SFA och PWA.

Redan den 29 december 1961 hade PWA haft ett, av *US Department of State* godkänt, licensavtal klart vilket slutligen tecknades 26 maj 1962 mellan KFF och PWA. SAAB, som egentligen hade ganska litet underlag på motorn, besökte PWA första gången i februari 1962 varvid det framkom att någon reverser (*strålbroms*) inte på allvar diskuterats med PWA. PWA lyckades ändå få fram ett förslag hur det skulle lösas i kombination med ett ejektormunstycke. Endast modellprov fanns då utförda med en sådan anordning. Ansvaret för utvecklingen lades, på PWA's förslag, på SAAB som kontrakterade Rohr i USA för detaljkonstruktionen.

För SFA var projektet en oerhört stor utmaning, eftersom den största delen av utvecklingen, samt nästan all utprovning av motorn, skulle ske i Trollhättan. En kraftig förstärkning av resurserna skedde därför både på ingenjörssidan och utprovningssidan. Ett antal nya provbockar byggdes av vilka en medgav motorprov med flygplanets kompletta stjärtkon inklusive reverseringsanordningen.

Förmågan hos den svenska industrin, som den uttrycktes av PWA's Sales Manager, Robert Baer, i ett brev daterat 17 oktober 1961 till general Å Sundén, kom inte på skam:

"We were very favorably impressed with the facilities in use and the workmanship on aircraft engine parts in process both at the Flygmotor Plant and its next door subcontractor, SAAB, which we also visited".

Det senare avsåg SAAB's så kallade plåtverkstad, vilken numera är överflyttad till *Flygmotor*.

Hela projektet *Motor RM8*, som den kom att heta i Flygvapnet officiella beteckningssystem, betydde naturligtvis mycket för SFA framtid.

Utvecklingsarbetet kom att präglas av ett mycket gott samarbete mellan PWA, SFA och KFF. I stort sett kom också motorn att uppfylla de krav som ställts för flygplanversionerna AJ, Sk och S37.

För JA37 däremot behövdes en motor med bättre funktionsegenskaper på höga höjder samt, på grund av jaktversionens högre landningsvikt, även något högre dragkraft för att ge tillfredsställande säkerhetsmarginaler vid landning.

En B-version av motorn, med ny lågtryckskompressor och trestegsfläkt i stället för tvåstegs samt förbättrad turbin, framtogs därför på 70-talet.

Utvecklingen av den civila motorn till en militär motor har dock visat att problemen kraftigt undervärderades när motorvalet gjordes. Sannolikt gjordes aldrig någon fullständig analys för att optimera motorn till de uppdragsprofiler som flygplanet beräknades få. Dessutom var användningen av fläktmotor oprövad i militära sammanhang vilket senare visade sig ge problem vid de höga anfallsvinklar som ett deltaflygplan har vid låg fart samt vid de tryckstörningar som uppträder i fläktkanalen vid EBK-användning.

Skillnaden i sätt att använda motorn undervärderades också kraftigt. Den civila motorn går med konstant pådrag – som är lägre än max-pådrag – och med konstant fart på mest ekonomiska höjd. Den militära har många korta uppdrag med hög fart, låg höjd och många pådragsändringar med mycket stor del vid max-pådrag och med tänd EBK. Trots att motorerna är av samma standard har detta medfört att exempelvis intervallet mellan motoröversynerna är upp till 20 gånger kortare på den militära motorn. Bortsett från standarddetaljer som skruvar och muttrar finns det idag av motors cirka 40 000 detaljer endast ett fåtal som är gemensamma med den civila motorns.

Valet av motor var svårt och de alternativ som fanns var osäkra. Eftersom motorvalsfrågan har en så vital betydelse för hela flygplanssystemet både tekniskt och ekonomiskt så har detta fått betydligt större uppmärksamhet, exempelvis i JAS39-projektet.

Motor RM8 har dock, sedan förbättringar succesivt införts, med tiden visat sig bli en motor med god flygsäkerhet och mycket god tillgänglighet.

De flesta flygförarna upplever att motorn finns där och gör sitt jobb utan att fordra någon speciell uppmärksamhet, vilket troligen är det bästa betyg en förare kan ge en flygmotor.

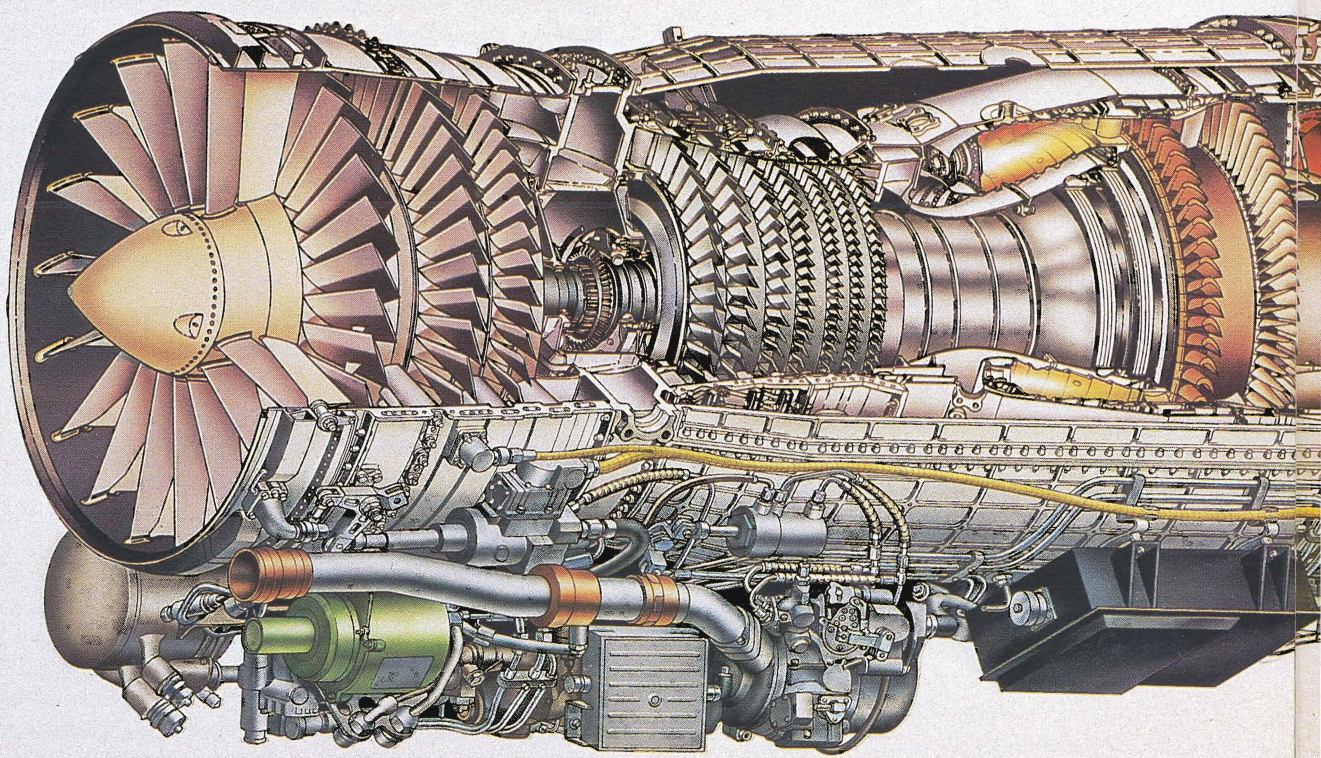
Var det då ett bra motorval som gjordes av KFF?

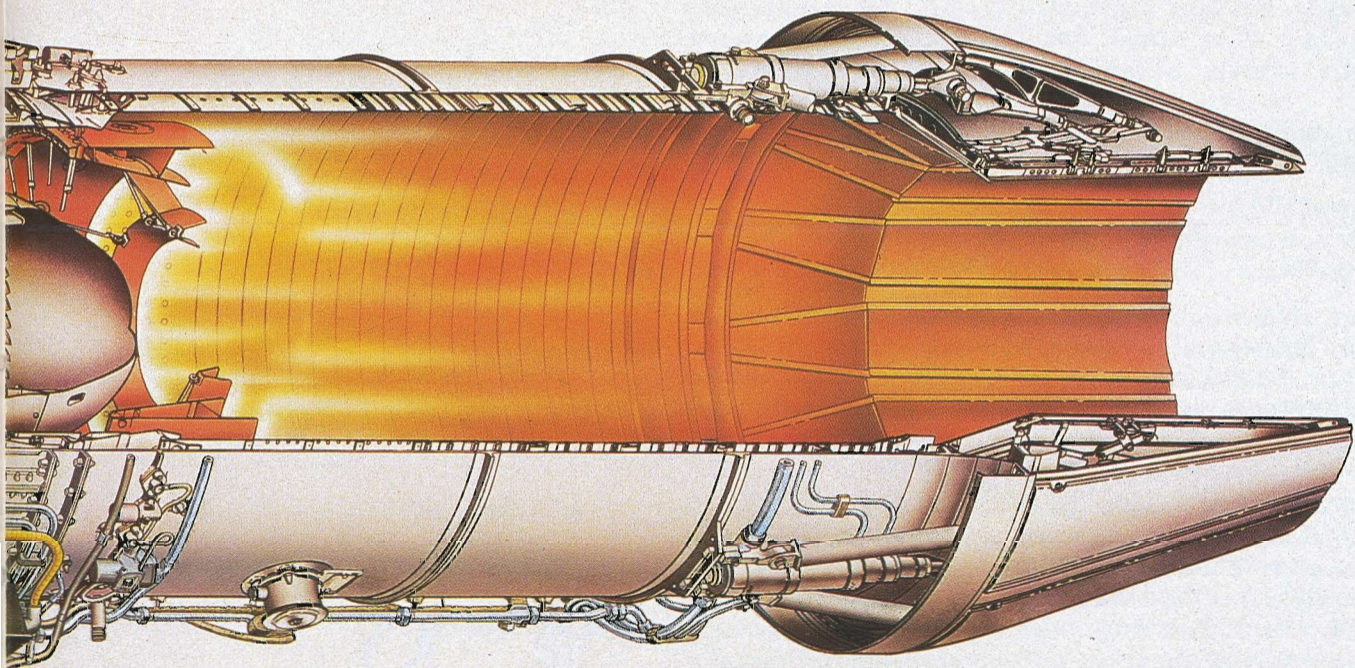
Egentligen skulle vår kund – Flygvapnet – svara på den frågan men vi, som har arbetat med RM8 sedan början på 60-talet, kan konstatera att det minimala underhållet i varje fall inte har blivit verklighet ännu. Motorn har, ända tills nu, varit en av de största EBK-försedda motorerna i världen och är, med sina två hydromekaniska regulatorer för gasgeneratorn och efterbrännkammaren, ganska komplex. Motorn var definitivt inte väletablerad 1962. Visserligen hade *JT8D* konstruerats med den militära *J52*-motorn som grund men den civila bypassmotorn *JT8D* var obeprövad. I själva verket flög den första gången 9 februari 1963 i en *Boeing 727* och de tre första experimentmotorerna på *SFA* var levererade ur *JT8D-1* förserie.

En hel del erfarenheter fördes dock över från den militära *PWA*-motorn *TF-30*, som hade stora likheter med RM8 exempelvis vad gällde reglersystem och efterbrännkammare.

TF-30 låg som projekt hela tiden något före RM8 och flög första gången i december 1964. *TF-30* nämndes aldrig med sitt rätta namn vid de tekniska diskussionerna med *PWA* utan man refererade alltid till den som – "that other engine"!

Definitivt kan nog konstateras att motsvarande tekniska





GENERAL ELECTRIC F404-**RM12**

stöd, som lämnats av PWA, hade inte "Olympus"-motorn fått om man valt den. TSR-2 lades nämligen ner av engelsmännen 1964, medan JT8D-motorn fortfarande är i full produktion. Man kan förstås spekulera i om KFF beslut – att inte licenstillverka över 800 "Olympus"-motorer – kan ha bidragit till beslutet att lägga ner projektet TSR-2. Det inte England lyckades med kunde dock Sverige genomföra; att bygga ett avancerat enhetsflygplan i vilket RM8 väl fyller sin plats.

RM12 för JAS

I maj 1980 beslutade Sveriges riksdag att satsa pengar på en studie. Avsikten med denna var att föreslå ett flygplan som skulle ersätta samtliga typer av VIGGEN, det vill säga ett JAS-flygplan – *Jakt, Attack, Spaning*. Regeringen och svensk flygindustri satsade tillsammans 400 miljoner kronor på studien.

I denna studie jämfördes i huvudsak tre olika motoralternativ för JAS:

- General Electric (GE) F404
- Pratt & Whitney (PWA) PW1120
- Turbo Union (TU) RB199

Samtliga tre motoralternativ avsåg en enmotorinstallation.

GE F404 förslag var ett enmotorderivat, baserat på den redan för F-18 HORNET utvecklade F404-GE-400. PWA huvudalternativ, PW1120, var ett derivat av F100-motorn i F-16, och var ursprungligen baserad på studier mellan FMV, VFA och PWA.

PW1120 valdes senare av Israel till "LAVI-projektet". TU förslag till JAS var en enmotorversion av RB199 som utvecklats som tvåmotorinstallation för MRCA TORNADO.

Dessutom PWA F100, Snecma M88, Snecma M53-P2 och GARRETT/VFA TFE 1042-7 – den senare avsedd för ett tvåmotoralternativ, men samtliga föll bort av olika anledningar. Då kontraktet mellan FMV och IG JAS skrevs under, i juni 1982, hade man valt GE:s F404J vilken nu har fått beteckningen GE F404/RM12.

Detta val av motoralternativ motiverades som det mest fördelaktiga för flygplanssystemet, främst då ur kostnad- och prestandasynpunkt.

Som ett exempel kan nämnas att ett val av PW1120 hade medfört ett större flygplan; därmed högre totalkostnader för JAS-systemet – för samma antal flygplan.

F404 startade som ett privatfinansierat projekt 1971. Från början kallad YJ101 var den avsedd att driva Northrop F-530 COBRA, föregångaren till YF-17 (senare F-18).

Då motorn konstruerades balanserade GE prestanda och vikt mot kostnader och risktagande.

Konstruktionskonceptet man använde var att den högteknologi som tillämpades också skulle vara tillförlitlig.

För att piloten skulle få en problemlös motor ställdes krav på *restriktionslös trottelmantering och stallfritt uppförande inom flygenvelopen*. Detta resulterade i en HT-kompressor med 25 % stallmarginal, fläkten utrustades med ställbara inloppsledskenor för distorsionstålighet.

Ett kombinerat hydromekaniskt, elektroniskt reglersystem reglerar gasgenerator och EBK. Reglersystemet har redundanta funktioner.

Motorn är uppbyggd enligt ett modulkoncept för att ge ett enklare och billigare underhåll. Den är uppbyggd i sex moduler som, var och en, kan bytas på relativt kort tid.

F404/RM12 skiljer sig från tidigare *F404* versioner i:

- *ny fläkt med 10 % ökad flödeskapacitet och ökad fågeltålighet*
- *modifierad statorreglering i högtryckskompressorn (HTK)*
- *ökad trycknivå*
- *högre turbinloppstemperatur*
- *förbättrad material i turbin och efterbrännkammare (EBK)*
- *modifierad efterbrännkammare (EBK)*
- *digitalt reglersystem*
- *enmotor-utförande*

Motorns storlek gör att den sitter i flygplanets "akter" med ungefär samma utsträckning i längd som fenan.

Den har en statisk maximal dragkraft av 80 kN (8000 kp) och med släckt EBK 54 kN (5400 kp).

Motorns utvecklingspotential spänner från 400-versionens 71 kN (7100 kp) till den föreslagna Growth III med 100 kN (10000 kp) i dragkraft.

Tillväxtversion II utnyttjar den nya fläktens hela kapacitet genom att lågtrycksturbinen förses med nya material som tål högre temperatur. Brännkammartemperatur och tryck ökas, vilket möjliggörs genom att förbättra kylningen av flamröret och belägga detta med ett termiskt skyddsskikt. Även högtrycksturbin och EBK modifieras. Eventuellt kommer även högtryckskompressorn att modifieras. Tillväxtversion III realiseras med ökad intagsarea och flödeskapacitet hos fläkten, ny lågtrycksturbin och en större EBK och ökad utloppsarea.

Senaste milstolpen, på vägen till en typgodkänd motor, var första start i provbock på Volvo Flygmotor i januari 1985. Nästa stora milstolpe blir första flygningen under -87.



Aerodynamik

Svensk flygplandesign har ända från fyrtioalet uppvisat okonventionella aerodynamiska konstruktioner. *B17*, den första helsvenska störtbombaren hade exempelvis ett landställ som fälldes bakåt, upp emot vingens undersida och som kunde fällas ut och tjäna som luftbroms vid branta dykningar. Konstruktionen var kanske inte helt lyckad, men unik.

B18 hade kabinen placerad osymmetriskt på kroppens vänstra sida för att ge bättre sikt och utrymme.

J21 hade skjutande propeller placerad mellan stjärtbommar – främst för att få bra sikt framåt och kunna bära tung beväpning i nosen.

Högre hastigheter – slankare vingprofiler

Alla flygplan, fram till 1950, hade maxfarter som låg långt under ljudhastigheten. Vingarna var raka och vingprofilerna ganska tjocka.

J29:an, vårt första pilvingade flygplan hade vingframkanten svept 25°. Pilvingen, som senare på 50-talet blev allmänt förekommande på flygplan med höga underljudsprestanda, tillät en slankare profil samtidigt som tjockleken kunde bibehållas tillräcklig ur hållfasthetssynpunkt.

Kompromissen mellan tillräckligt hög lyftkraft för att kunna landa vid låg fart, lågt motstånd och god stabilitet vid hög fart, är dock svår att göra. För att prova ut flygegenskaperna vid landningsfart byggde man en vinge i halvskala. Den provades på ett litet skolflygplan *SAAB 91 SAFIR*. *29:an* var från aerodynamisk synpunkt och även i andra avseenden ett mycket avancerat flygplan internationellt sett.

Den svenska profilen

Med flygplan *35 DRAKEN* togs det definitiva steget till flygning i överljudsfart. *35:an* konstruerades främst för flygning i området mellan ljudfart och dubbel ljudfart på hög höjd. I detta fartområde måste vingprofilen vara slankare än vad man kunde åstadkomma med pilvingar.

SAAB 210 – "Lill-Draken" efter landning med bromsskärm. en sådan kom också att införas i den slutliga fullskaleversionen av flygplan 35.



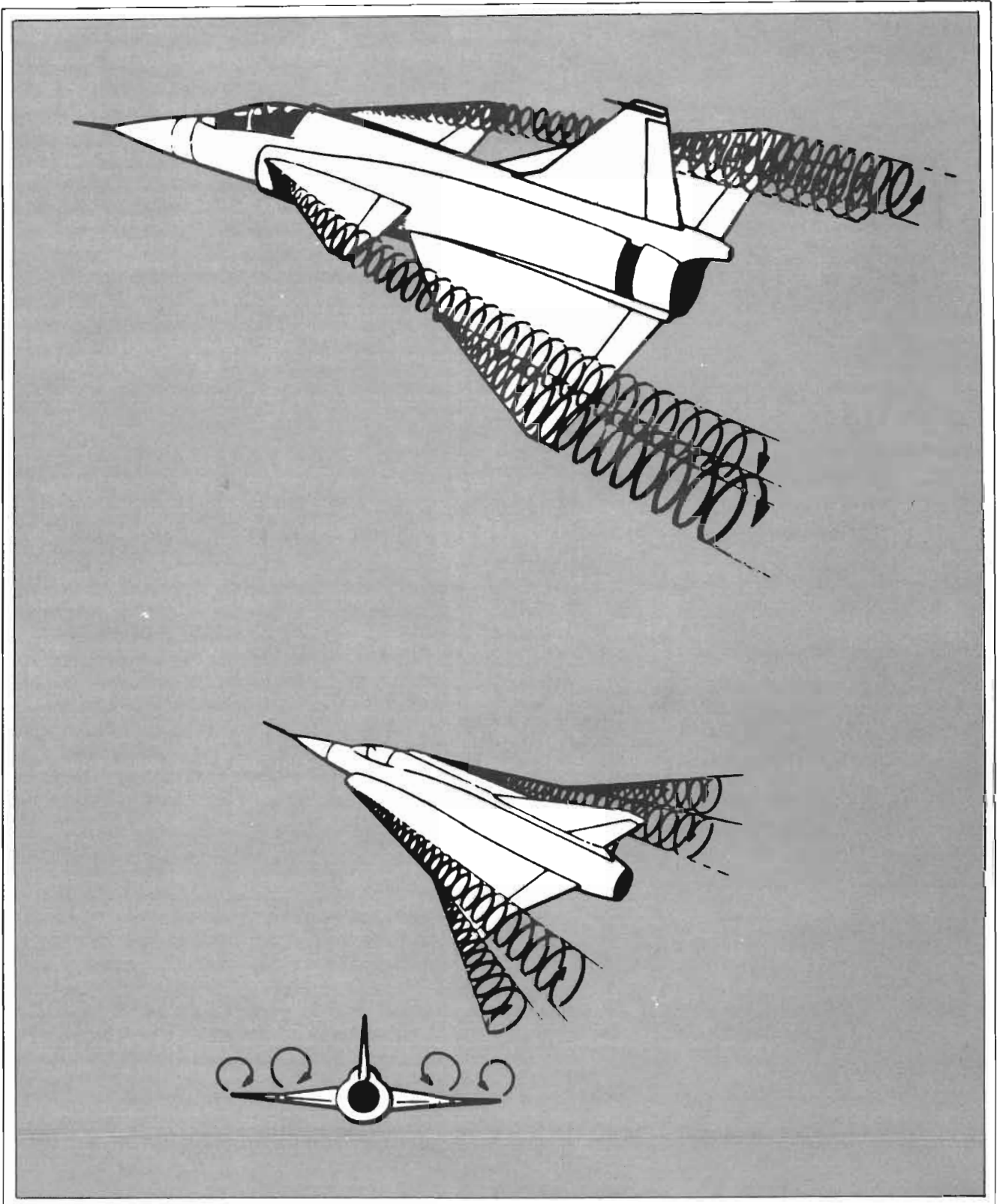
Idén till den *dubbla deltavingen* föddes och denna planform visade sig ha bättre egenskaper än man trodde från början. Genom att den inre vingen sträckte sig utefter nästan hela flygkroppen åstadkom man en slank profil. Vingen kunde ändå göras så tjock att den kunde intrymma motorns luftintag i framkanten. Härigenom fick man en mycket liten frontarea, vilket ger lågt motstånd, samtidigt som konstruktionen blev mycket robust. Det var den ena positiva effekten med denna vingtyp, den andra var det system av virvlar som skapades med denna planform. Dessa virvlar ökade strömningshastigheten på vingens översida och därmed också lyftkraften; viktigt vid låga farter i samband med start och landning.

De goda lågfartsegenskaperna bekräftades med bland annat en "swingline-modell" och "Lill-Draken", ett bemannat provflygplan i ungefär halv skala. Överljudsmotståndet mättes bland annat med hjälp av modeller som byggdes upp omkring en vanlig 13,5 cm attackraket.

Genom de erfarenheter och kunskaper om virvelströmning som arbetet med *flygplan 35* gav, kunde grunden läggas till utformning av *flygplan 37* karakteristiska deltavinge och nosvinge-konfiguration.

Mot slutet av 60-talet hade vi också lärt oss i Sverige att bygga tunnare vingar, inte minst på grund av att starkare lättmetall-smiden av aluminium-silverlegeringar blev tillgängliga.

Med *37:ans* vingplanform skapas en virvelströmning som starkt påminner om *35:ans*. I *37-fallet* är den emellertid effektivare och genom nosvingens klaff mera anpassningsbar till de flygfall då extra hög lyftkraft behövs. En mycket omfattande studie över alternativa placeringar av nosvingen i förhållande till huvudvingen gjordes i vindtunnel.



På föregående sida: virvelbildningarna från flygplan 35 (dubbel-delta) och flygplan 37 (kanard-figuration) kan ses som ganska likartade.

Ytterligare ett steg i finslipningen av *kanard*-konfigurationen – som *flygplan 37* vingkonfiguration brukar kallas – har gjorts i projekt *JAS39*. Här har man försett huvudvingen med en rörlig nosklaff och gjort *hela* nosvingen rörlig. Härigenom har man gjort det möjligt att ännu mer kontinuerligt anpassa *kanard*-konfigurationen så att den arbetar optimalt, med bästa möjliga kombination av lyftkraft, motstånd och stabilitet i alla flyglägen.

Inledningsvis nämndes att de svenska flygplankonstruktionerna har kännetecknats av ganska okonventionella aerodynamiska lösningar.

Dubbeldelta-konfigurationen och den nu utvecklade *kanard*-konfigurationen var båda en gång unika i världen. Numera ser man *kanard*-konfiguration infördd på flera framtida projekt, både i Europa och USA.

Hög kompetens krävs och finns

Det aerodynamiska kunnandet bakom våra svenska konstruktioner finns vid *Saab-Scania*, *FFA*, *KTH* och *FMV*. Genom ett gott lagarbete, där det ibland är ”högt i tak” vid diskussioner om såväl konstruktion som arbetsformer, har ett kvalificerat forum för tillvaratagande av nya idéer kunnat skapas.

Beräkningsmetoderna har drastiskt förbättrats genom tillgång till kraftfulla datorer. Vindtunnlar av varierande storlekar och prestanda finns vid *FFA*, *KTH* och *Volvo Flygmotor*. Även här har man ofta givit sig på okonventionella lösningar. På *Volvo Flygmotor* drivs exempelvis vindtunnlarna med tryckluft från ett jättelikt berggrum, där man åstadkommer övertrycket genom att låta vatten från en älv forsa från cirka 85 meters höjd.

Det brukar sägas att aerodynamik är något av svartkonst. Många överraskningar, såväl positiva som negativa, har drabbat konstruktörerna i samband med provflygning av nya projekt.

Bra resultat kan endast nås med kombination av experiment och beräkningar och på båda områdena går utvecklingen snabbt. Svenska aerodynamiker deltar i flera internationella forskningsprogram och presenterar ofta viktiga resultat vid aerodynamiska kongresser. Än så länge hävdar vi oss i Sverige alltså ganska gott i den internationella konkurrensen.

Med den satsning som på senare tid har gjorts, både vad gäller superdatorer och vindtunnelteknik, har vi – förhoppningsvis – chansen att fortsätta detta en lång tid framöver.



struktur

Flygplanstruktur i moderna stridsflygplan har som sin viktigaste funktion, dels att ta upp de laster som verkar på flygplanet, dels att utgöra en plattform för de system som flygplanet bär för att kunna utföra sin uppgift.

Lasterna som ett flygplan utsätts för under ett uppdrag kan uppdelas i:

- *Luftlast*
- *Masslast*
- *Laster från motor*
- *Sättningslast* (vid landning)
- *Marklast* (under taxning)
- *Separationslast* (vid robotavfyrning)

Därtill kommer yttre mekanisk påverkan i form av regn, hagel, fågelkollisioner, temperaturpåkänningar, tanktryck m m. . . Dessutom skall flygplanstrukturen kunna uppta dessa laster under en specificerad livslängd och med erforderlig säkerhetsfaktor.

Dagens militära flygplan blir mer och mer att betrakta som bärare av sofistikerade system (navigering, målinmätning, vapen m m. . .). Flygplanstrukturens andra stora uppgift är att utgöra plattform för dessa system. Denna roll kan ibland stå i motsats till den primära, lastupptagande, rollen.

Det ställs många krav på strukturen i moderna stridsflygplan, men tre krav dominerar dimensioneringsarbetet:

- *Hög hållfasthet*
- *Hög styvhet*
- *Låg vikt*

Av dessa står de två första i motsats till det sista. Detta faktum, plus de ständigt ökande kraven på prestanda, har tvingat fram nya dimensioneringskoncept och nya material.

Utvecklingen

Under flygets barndom, fram till 30-talet, bestod flygplanets struktur vanligtvis av en lätt och stark, bärande innerstruktur – ofta en fackverkskonstruktion av trä – som kläddes med ett aerodynamiskt hölje – mestadels av duk – vilket alstrade den

erforderliga lyftkraften. Begränsningar i konstruktionens hållfasthet och styvhet medförde att den erforderliga vingytan fick delas upp på en övre och en undre vinge som dessutom måste stegas upp med strävor och linor – det vill säga ett biplan.

Trots att alla de grundläggande elementen för modern flygplan konstruktion förelåg redan 1915 – monoplandet, metall som byggnadsmaterial, den självbärande vingen och den självbärande flygkroppen – skulle det dröja ända till mitten av 30-talet innan dessa konstruktionsprinciper blev standard. Från fackverkskonstruktion och stagad dubbelvinge gick utvecklingen således mot en metallkropp där själva skalytan deltar i lastupptagningen och en självbärande metallklädd vinge. Mest kända av dessa första "moderna" flygplan är *Boeing 247* (1933), *Douglas DC-2* (1934) och *Douglas DC-3* (1935).

Parallellt med utvecklingen av nya konstruktionsprinciper har nya, starkare och lättare material tagits fram. Från trä, duk, lim och vajer har utvecklingen gått, via aluminium och stål, till dagens avancerade aluminiumlegeringar, titan och fiberkompositer. Kraven, ofta motstridiga, har varit hög hållfasthet och styvhet, låg vikt samt goda utmattnings- och brottseghetssegenskaper. Därtill har kraven på temperaturlåghet ökat i takt med de allt högre flyghastigheterna.

Dimensioneringskriterier

I dag dimensioneras flygplanstruktur efter fyra grundläggande koncept:

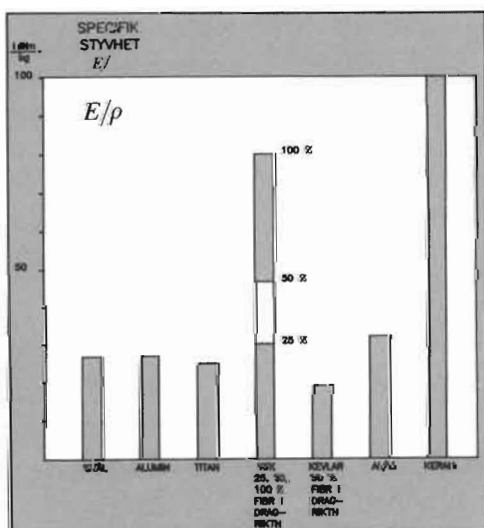
- *Hållfasthet*
- *Styvhet*
- *Livslängd*
- *Skadetålighet*

Kravet på hållfasthet innebär att strukturen dimensioneras så att spänningen, multiplicerad med någon säkerhetsfaktor, ej tillåts överstiga den för materialet tillåtna. Detta uppnås genom lämpligt val av material, geometri, fästelement etc. . .

Kravet på styvhet innebär att strukturen dimensioneras utgående från krav på maximal deformation och utböjning. Hit hör även problemområdena som fladder och roderaktivitet. Styvhet uppnås genom lämplig utformning av konstruktionen (skaltjocklek, förstävningar, sandwichkonstruktioner, bygghöjd etc. . .) och rätt materialval.

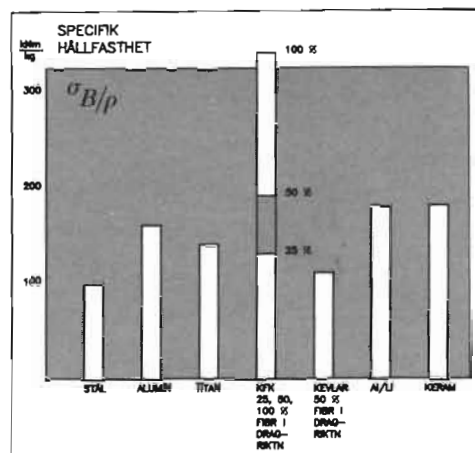
Krav på livslängd innebär helt enkelt att strukturen, efter ett specificerat antal flygtimmar, fortfarande ska uppfylla ställda hållfasthets- och styvhetskrav. Detta uppnås genom att anpassa spänningsnivån, baserad på dimensioneringsspektrum, till för materialet tillåtna värden. Faktorer utöver den nominella spänningsnivån som påverkar utmattningssegenskaperna är ytfinhet, spänningskoncentrationer, korrosionsangrepp, repor m. . .

Skadetålighet är det nyaste dimensioneringskonceptet och utarbetades i USA på 70-talet efter ett antal oförklarliga have-



rier och tillbud. Filosofin innebär att man dimensionerar strukturen med antagandet att man, redan när flygplanet tas i bruk, har en liten skada belägen på de mest kritiska ställena i strukturen. Dimensioneringen av dessa kritiska detaljer (koppel, roderinfästningar etc. . .) anpassas så att dessa initialskador ej växer till kritisk storlek under flygplanets hela livslängd. Dessa antagna skador kan härröra från materialdefekter, produktions-skador eller hanteringsskador vid montering eller under drift. Storleken på dessa potentiella skador anpassas efter vad som kan upptäckas i tillverkningskontrollen så att skador över denna storlek upptäcks av kontrollen. Skador som är mindre kan passera utan att innebära någon risk för flygplanet under hela livstiden.

I Sverige är flygplan JAS39 det första flygplan som från början dimensionerats efter alla dessa fyra koncept.



FMV roll

FMV roll i flygplanstrukturfrågor är trefaldig:

- Vidmakthållande av flygplan i tjänst
- Anskaffning av nya flygplan
- Forskning inom området

Vidmakthållandeverksamheten fyller en mängd funktioner. Varje flygplan i tjänst utsätts för "åverkan" i många olika former. Dels den som är förknippad med flygplanstrukturens normala, lastupptagande funktion, dels sådan som uppstår genom oförutsedda händelser – kollisioner på marken, hanteringsskador, fågelkollisioner etc. . . I samtliga dessa fall är det FMV uppgift att inspektera, ta fram och godkänna reparationsförslag samt se till att flygplanet återställs i luftvärdigt skick.

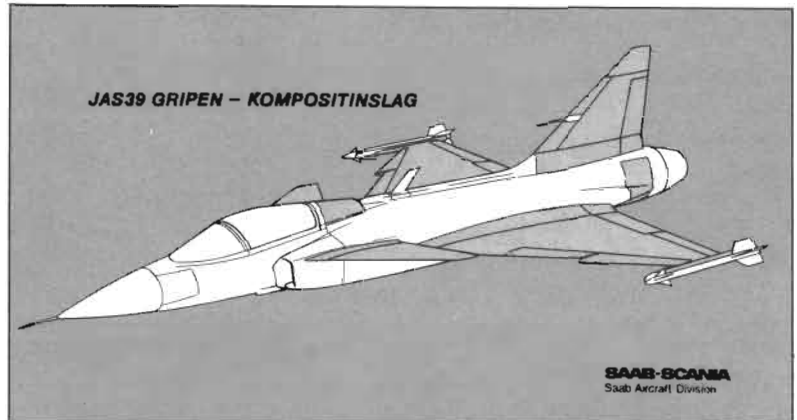
En annan viktig aspekt är det då och då återkommande önskemålet om gångtidslängning av flygplantyper vilka börjar närma sig slutet av sin strukturlivslängd. Det åligger i dessa fall FMV att i samarbete med tillverkaren utreda möjligheten till en sådan gångtidslängning, samt att vidtaga eventuellt erforderliga modifieringsåtgärder.

Vid nyanskaffning av flygplan ansvarar FMV, i sin egenskap av beställare, för att den levererade produkten uppfyller krav och prestanda enligt specifikation i avtalet. Speciellt i fallet JAS39 sker detta i form av en kontinuerlig uppföljning av leverantörens arbete samt godkännande och uppföljning av det verifieringsprogram som presenterats av leverantören. För strukturens del består detta av ett omfattande strukturprovningssprogram på skilda nivåer, vars ändamål är att verifiera strukturens hållfasthet, styvhet, livslängd m m. . .

Till yttermera visso skall FMV, i sin roll som luftvärdighetsmyndighet, utfärda luftvärdighetsgodkännande för den nya flygplantypen, både vad gäller provflygplan och serieutförande. För strukturens vidkommande innebär detta att tillverkaren måste presentera ett heltäckande och framgångsrikt genomfört

provprogram, som verifierar luftvärdigheten hos flygplansstrukturen och kan godkännas av FMV.

FMV finansierar en avsevärd del av den flygtekniska forskningen inom strukturområdet. Förutom att fördela medel deltar representanter från FMV i de styrgrupper vars uppgift är att planera denna forskning både på kort och lång sikt. Forskningsinsatserna anpassas på lämpligt sätt för att dels understödja pågående projekt, dels säkerställa en hög teknologinivå inom landet nu och i framtiden.



Framtiden

Det är knappast någon överdrift att säga att flygtekniken idag befinner sig i ett skede av snabbare utveckling än någonsin tidigare. Framsteg inom aerodynamik, motorteknik, styrsystem samt elektronik och datorteknik, möjliggör konstruktion av flygplanssystem med utomordentligt avancerade tekniska och taktiska egenskaper. Detta medför allt strängare krav även på strukturen. Vägen att tillgodose dessa går via förfinade beräkningsmetoder och mer avancerade material. Redan idag används optimeringsprogram och super-datorer för att i stor utsträckning erhålla ett maximalt utnyttjande av strukturen till lägsta vikt. I framtiden kommer optimering av strukturen att ske inte bara med avseende på vikten. Man kan tänka sig att strukturen totaloptimeras (åtminstone inom stora områden) med avseende på parametrar som vikt, styvhet, skadetålighet, geometri m m. . .

Utvecklingen på materialsidan går just in i ett nytt skede, där de avancerade fiberkompositerna ersätts av en andra generation med avsevärt förbättrade egenskaper, exempelvis högre slagåtlighet, lägre vikt, bättre temperaturegenskaper etc. . . Dagens aluminiumlegeringar kommer förmodligen inom loppet av några år att ersättas i allt högre utsträckning av den betydligt lättare aluminium/litium-legeringen. Vidare kan vi förvänta oss stora framsteg på produktionssidan i form av till exempel automation inom komposittillverkningen, superplastisk formning, precisionssmide m m. . .

styrning

Utförning av skrov och vingar ger varje särskild flygplantyp de egenskaper det uppvisar i luften – en viss aerodynamik. Tillsammans med det styrsystem det försetts med, bestämmer dessa aerodynamiska prestanda de flyg- och styregenskaper som flygplanet har och som upplevs av föraren när han manövrerar – i exempelvis luftstrid.

Moderna flygplan ges idag sådan utformning att prestanda, i form av fart, acceleration, stigförmåga o s v... optimeras. Härvid kommer man i konflikt med dess stabilitetsegenskaper, vilka försämras och därmed också flygegenskaperna.

För att lösa denna problematik har man i styrsystemen infört mätinstrument med förmåga att kunna mäta de faktorer som bestämmer flygegenskaperna. Med denna kännedom kan man sedan låta styrsystemet automatiskt kompensera för mindre bra egenskaper hos grundflygplanet. Därmed har också flygplanet givits en artificiell stabilitet; konstruktören blir nu fri att utforma skrov och vingar oberoende av krav på flygegenskaper.

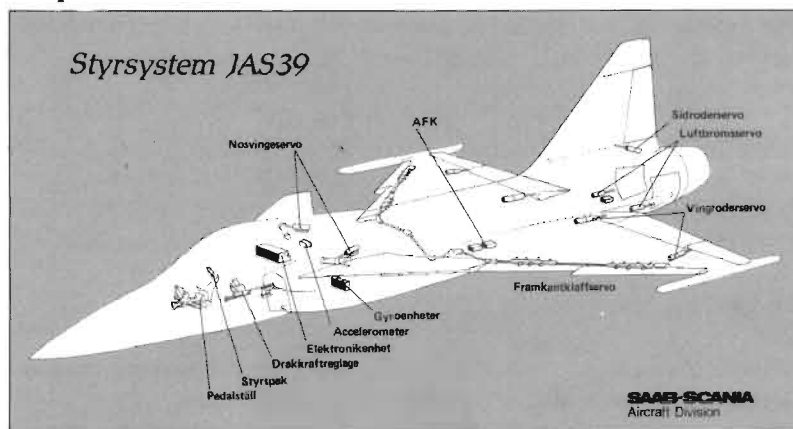
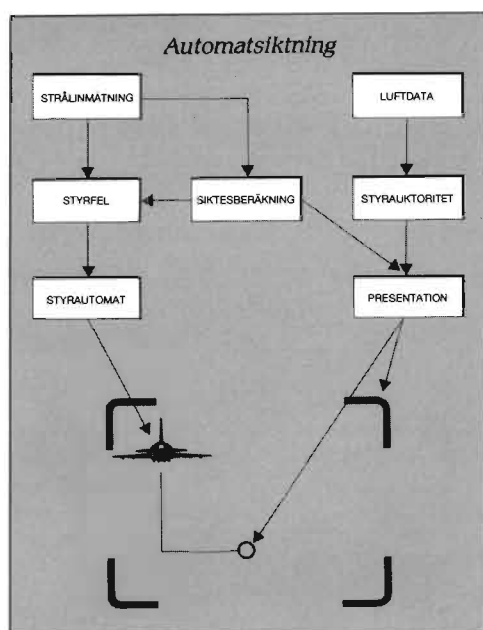
Följden blir att *säkra* flygegenskaper är beroende av ett väl fungerande styrsystem. Man har kallat dessa system *aktiva*, eller "*heltidsanställda*" styrsystem.

Att införa aktiva, "heltidsanställda" styrsystem kräver att säkerhetsfrågorna bevakas på ett mer intensivt sätt än tidigare. Speciell teknik utnyttjas för att höja säkerheten, så att styrsystemen förses med flera likadana kanaler för informationsbehandling. Resultaten, från dessa skilda kanaler, jämförs sedan innan de används för styrning av flygplanet. Om någon kanal avviker från de övriga tyder detta på ett fel och systemet kan då automatiskt koppla bort den felaktiga kanalen.

I och med den digitala teknikens intåg i styrsystemen, har dessa fått avsevärd förmåga att hantera och utnyttja information. Utöver att svara för flygplanets grundläggande stabilitet enligt ovan, kan de också ges uppgifter att forma och optimera de rörelser flygplanet utför på kommando från föraren. Denne flyger således inte längre flygplanet genom att röra roderytorna. I stället mäts styrimpulserna från förarens styrspakrörelser av styrsystemet, som sedan beräknar och genomför de roderrörelser som är erforderliga för att ge en optimal flygplanrörelse. Styrspaken är inte längre direkt förbunden med rodren, utan via en överföringsfunktion som kan vara av avsevärd komplexitet.

Styrsystemen kan givetvis ges förmåga att ta annan information än den föraren ger som underlag för styrning. På så sätt kan, genom att till exempel ta information från höjdmätare, fartmätare, navigeringssystem och stridsledning, genereras automatiska funktioner för höjdhållning, farthållning, navigering och ledning. När de digitala styrsystemen så upprättar kontakt med andra datorer i flygplanet, kan mycket komplexa funktioner åstadkommas.

Genom sin förmåga att röra flygplanets styrytor enligt mycket komplexa överföringsfunktioner kan – i de fall detta kan ge flygplanet tekniska, eller taktiska fördelar – det traditionella, koordinerade sättet att flyga helt överges. Om denna förmåga uppammas, genom att förse flygplanet med okonventionella styrytor – som exempelvis nosvingar och nosfena – kan kopplade storheter, som anfallsvinkel - lyftkraft och snedanblåsning (renflygning) frikopplas från varandra. På detta vis kan, med datorns hjälp, nya och okonventionella rörelser hos flygplanet skapas.



Om både möjligheten att förse styrsystemen med information genom sammankoppling med andra datorer och att förse flygplanet med okonventionella styrytor utnyttjas, kan helt nya sätt att uppträda förutses. Ett exempel på en sådan funktion är "automatisk peksiktning". Här har man, genom att använda nosplacerade styrytor, gjort det möjligt att röra flygplanets längdaxel utan att påverka lyft- och sidkraft. Detta gör det möjligt att styra ut planets nos utan att påverka fartvektorn. Man kan då "peka" med den flygplanfasta kanonen – åt sidorna och uppåt – utan att därför behöva ändra flygriktning. Detta nya rörelsemönster kombineras sedan med att siktet, via styrsystemdatorn, automatiskt styr ut det siktningsfel som beräknats ur måldata från ett målinmätningssystem. På så sätt kan ett jaktflygplan ges förmågan att, i situationer med mycket små tidsmarginaler till förfogande, bekämpa svåra mål med hög effektivitet.

Framtida militära flygplan kommer att utvecklas kraftigt vad gäller styrfunktioner. Ny teknik har här öppnat dörren till prestanda av en helt ny dimension.

Och den utvecklingen kommer att ske snabbt!