

Tvärteknikprojektet

Preliminär strukturdesign för en supersonisk tung attackrobot

Rolf Jarlås

TOTALFÖRSVARETS FORSKNINGSINSTITUT

Flygteknik FFA
172 90 Stockholm

FOI-R--0397--SE

Februari 2002

ISSN 1650-1942

Teknisk rapport

Rolf Jarlås

Tvärteknikprojektet

Preliminär strukturdesign för en supersonisk tung attackrobot

Sammanfattning

I denna rapport sammanfattas de diskussioner, bedömningar, analyser och beslut som lett fram till det i augusti 2001 aktuella förslaget gällande robotens strukturdesign. Avsikten med rapporten är att i stora drag dokumentera vägen fram till denna design och visa hur ökad kunskap och fattade beslut successivt har medfört en alltmer detaljerad bild av en möjlig design. I det aktuella projektets målsättningar ingår dels att leverera ett designförslag men även att utarbeta och utvärdera arbetsformer för tvärtekniska projekt vid FOI Flygteknik, FFA. De tekniska detaljerna har i princip utelämnats där de ej har varit nödvändiga för att exemplifiera arbetsgången, eller för att dokumentera vilka beräkningar och vilka antaganden som gjorts vid olika tidpunkter i samband med några viktiga beslut.

Innehållsförteckning

1	Inledning	7
2	Arbetsmetoder	9
3	Brainstorming.....	10
4	Konceptgenerering	11
5	Konceptutvärdering	13
	5.1 Konceptstudier.....	15
	5.2 Strukturberäkningar	16
	5.3 Sammanställning av strukturdelsvikter	23
6	Närliggande och pågående aktiviteter.....	24
7	Diskussion	25
8	Referenser.....	28
	Bilaga 1 Dimensioner för kroppens balkar och skal.....	29

1 Inledning

Försvarets Materielverk, FMV, var initiativtagare till att starta det s.k. tvärteknikprojektet med syfte att öka FFA's förmåga att i ett sammanhållet projekt utnyttja kompetensen inom signaturanpassning, flygmekanik, hållfasthet, aeroelasticitet och aerodynamik. Valet av objekt för den tekniska studien har gjorts i dialog med FMV. FMV specificerade det tekniska målet för en tung attackrobot, vilket finns beskrivet i projektspecifikationen för tvärteknikprojektet [Projektspec]. Deltagarna i projektet har genom att arbeta med denna målsättning fått en inblick i hur önskemål och krav formulerade utifrån deltagarnas olika utgångspunkter inverkar på robotens utformning och prestanda. Dessutom har nätverk såväl inom FFA som gentemot olika svenska aktörer skapats. Deltagarnas allmänna flygtekniska kompetens och deras kännedom om vilka kompetenser och metoder som finns tillgängliga på FFA inom andra flygtekniska discipliner än den egna har också förstärkts.

På FFA utsågs en styrgrupp, en projektledare samt en projektgrupp. En projektledare och en projektgrupp finns på motsvarande sätt vid FMV. FFA's projektgrupp har regelbundna protokollförda möten med FMV's projektledare vilken vidarebefordrar frågor till övriga deltagare i FMV's projektgrupp. Den första uppgiften för FFA's projektgrupp var att ta fram projektspecifikationen [Projektspec.] som efter inhämtande av synpunkter från FFA's styrgrupp fastställdes som version 1.3. Beställaren FMV valde därefter att finansiera projektet med undantag för vissa studier främst gällande flygmekanik, styrautomatdesign och taktiska krav. I projektspecifikationen beskrivs en plan för hur arbetet inleds med framtagandet av ett större antal koncept vilka senare minskas till ett fåtal konfigurationer för fortsatta simuleringar och experimentella studier i vindtunnel.

I korthet kan kraven på roboten sammanfattas på följande sätt. Roboten skall transportera en tung 2,2 meter lång stridsdel en lång sträcka i överljudsfart och avslutningsvis efter inbromsning till underljudsfart genomföra en avancerad manöver. För en konventionell robot resulterar denna manöver i en hög lastfaktor. Kravet på låg radar- och IR-signatur är prioriterat inom en sektor från horisonten upp till 45°. I dialog med FMV har data bestämts för en tänkt framtida turbojetmotor med avsevärt bättre prestanda än dagens motorer. I samförstånd med FMV har beslut också fattats om att utelämna vissa tekniska studier som en anpassning till de för dagen

tillgängliga resurserna vid FFA. Bl.a. har omfattningen av de flygmekaniska simuleringarna reducerats kraftigt till följd av personalbrist.

Efter ett inledande avsnitt om arbetsmetoder följer ett antal avsnitt som i stort sett i kronologisk ordning beskriver hur arbetet har fortskridit med tyngdpunkten på det arbete som inverkat på strukturdesign och strukturhållfasthet. Rapporten avslutas med en diskussion som beskriver författarens uppfattning om projektet i dagsläget och vilken kunskap och erfarenhet projektet hittills givit.

2 Arbetsmetoder

Parallellt med skrivandet av projektspecifikationen med dess tidplaner och målsättningar fördes diskussioner om lämpliga arbetsformer. Deltagarnas tekniska ansvarsområden fastställdes och de data som deltagarna var beroende av att få levererade till sig för att kunna genomföra nödvändiga beräkningar gick igenom. På uppmaning av FFA's projektstyrgrupp minskades projektets kalendertid, jämfört med projektgruppens förslag, till 24 månader. Ett kontorsrum möblerades som ett ständigt tillgängligt mötesrum för projektgruppen.

Antalet deltagare i projektgruppen har varierat i tiden från fem till sju personer. Samtliga i projektgruppen har under huvuddelen av projektets tid även arbetat med andra arbetsuppgifter som ej berört projektet.

Projektgruppens bemanning:

Beräkningsaerodynamik	Ola Hamné Projektledare
Beräkningsaerodynamik	Johannes Johansson
Experimentell aerodynamik	Johan Agrell, Dag Eriksson
Flygmekanik och arbetsmetoder	Sven Keski-Seppälä
Hållfasthet	Rolf Jarlås
Radarsignatur	Sven Erik Sandström

Johan Agrell har som chef för experimentell aerodynamik främst deltagit vid planeringen av vindtunnelförsök. Lars Forsell (flygmekanik) deltog under skrivandet av projektplanen. Sven Erik Sandström kom med i projektet efter att projektplanen skrivits färdigt och slutade vid FOI när projektet pågått i ett knappt ett år. Sven Keski-Seppälä slutade vid FFA efter ca 6 månader av projektet.

Därutöver har flera personer vid FFA varit verksamma. T.ex. har aeroelastiska analyser genomförts av Hamid Rabia (Hållfasthet). Vid ett fåtal mötestillfällen har Maria Sjöblom och Dag Wallström båda från FOI/Ursvik deltagit i syfte att kompensera för den plötsligt uppkomna bristen på kompetens inom flygmekanik vid FFA. Uppdragsledare vid den första serien vindtunnelprov i FFA's transoniska vindtunnel S4 blir Anna Svärd (tidigare Ekblom).

Som projektledare på FMV har Björn Johnsson deltagit i de möten som hållits mellan FFA's projektgrupp och FMV. Erik Prisell vid

FMV har varit behjälplig med motordata. I FFA's projektstyrgrupp har Hans Dellner ersatts av Peter Göransson som ordförande. Johan Agrell och Anders Blom kvarstår som ledamöter. Martin Svenzon, Ingemar Lindblad, Ingemar Lind och Peter Caap som tidigare tillhörde projektstyrgruppen har samtliga slutat vid FFA. I. Lindblad har därvid ersatts av Torsten Berglind.

Projektledaren har kallat till möten efter behov. Vid diskussioner om konfigurationsutformningar och konceptgenerering har samtliga i projektgruppen deltagit. När det gäller beräkningar och överslag har dessa gjorts individuellt av den som varit tekniskt ansvarig för berörd disciplin. Den beräkningsmetodik som använts redovisades därefter i projektgruppen tillsammans med förutsättningar och resultat. Många frågeställningar som lämnats för individuella analyser har varit mer generella och har genomförts av deltagarna beroende på eget intresse och i mån av tid. Denna arbetsform kräver alltså att projektdeltagarna är lojala med projektet och är intresserade av projektet. Om så ej är fallet finns en uppenbar risk att verksamheten mellan mötestillfällena blir för liten. För att minska denna risk har arbetet varit koncentrerat till vissa mer intensiva perioder och däremellan har aktivitetsnivån varit avsevärt lägre. En delutvärdering av tillämpat tvärtekniskt arbetssätt har gjorts se [FFAP-F-371].

3 Brainstorming

Ett tjugotal personer vilka representerade FFA's flygtekniska discipliner inbjöds i juni 2000 till en s.k. brainstorming när de tekniska kraven fastställts. Projektgruppen sammanställde därefter resultaten och diskuterade vilka av de idéer som framkommit som borde undersökas närmare. Genom arbetet med sammanställningen underlättades också formuleringen av ett antal fundamentala frågeställningar. Som exempel kan nämnas: Hur kan den höga lastfaktor åstadkommas som krävs för slutmanövern?; Kan man fälla stridsdelen som en styrd bomb?; Hur skall stridsdel, motor och luftintag placeras?; Hur skall kroppen utformas för att uppfylla radarsignaturkraven?; Vilka vingplanformer kan vara aktuella och vilken vingyta krävs vid cruise respektive slutmanöver?; Hur kan en godtagbar manöverförmåga erhållas?

I sammanställningen från brainstorming-mötet finns följande kommentarer och förslag som fortfarande är mer eller mindre relevanta för de konfigurationer som är aktuella i augusti 2001. Farkosten behöver ingen fena om dragkraftsvektorisering (TVC) används; Vingen bör ha ett litet sidoförhållande och en stor vingyta;

Krutraketer kan användas för att klara slutmanövern; Farkosten bör bromsa före slutmanöver med luftbromsar, motorbroms eller med en bromsande manöver; För att roboten skall kunna göra en snabbare slutmanöver bör den vara instabil i tipp-led i underljuds fart; För att ge roboten ett lågt cruise-motstånd i överljuds fart behövs en mycket slank kropp med spetsig nos och vingar med svept framkant; För att kompensera för tryckcentrumvandringen vid övergången från överljuds- till underljuds flygning kan trimtankar med bränsle vara en lösning; En robot som är försedd med utfällbara vingar vilka används endast vid slutmanövern i underljuds fart har lägre cruise-motstånd och lägre radarmålarea vid överljuds flygning.; Genom att ge avkall på slutmanöverkravet kan robotens vingyta minskas (Behovet av vingyta för slutmanöver är oberoende av slutmanöverhastigheten); En robot med ett trekantigt kroppstvårsnitt får mindre radarmålarea i de flesta riktningarna jämfört med en robot med ett cirkulärt kroppstvårsnitt.

4 Konceptgenerering

Vid framtagandet av koncept för vidare studier stod det snart klart att tekniska lösningar som det ej fanns möjlighet att bedöma, analysera, eller prova, inte heller borde tas med i de koncept som skulle bearbetas vidare. Därmed uteslöts t.ex. lösningar där stridsdelen skulle separeras från plattformen inför slutmanövern. Mer eller mindre futuristiska motorer och kraftigt flygmekaniskt instabila konfigurationer uteslöts också. I vissa fall inverkade önskemålet om att skapa tvärtekniska frågeställningar på hur vissa arbetsmoment genomfördes och på vilket stadium vissa föreslagna koncept förkastades.

Ett ur struktursynpunkt viktigt beslut var att inte inteckna framtida förbättringar av materialhållfasthet och styvhet vid strukturdimensionering av de studerade koncepten. Däremot ansågs förbättrade analysmetoder möjliggöra en ökning av tillåtna medelspanningsnivåer. Stagnationstemperaturen vid den specificerade marsch-hastigheten, Machtalet $M=1.5$, bedömdes till omkring 140 °C. Denna temperatur innebar att epoxi som i allmänhet används i vanliga kolfiberkompositer ej kunde väljas för farkostens nos respektive vingens framkant. Aluminium befanns vara möjligt att använda men styvhets- och hållfasthetsvärdena behövde reduceras med i grovt sett 10 % jämfört med värden vid rumstemperatur. För de överslag och beräkningar som genomförts har aluminium respektive aluminium-honeycomb genomgående använts som strukturmateriäl. Hittills har syftet med beräkningarna främst varit att ge underlag för

att förkasta koncept som definitivt inte kan leda fram till en realiserbar robot.

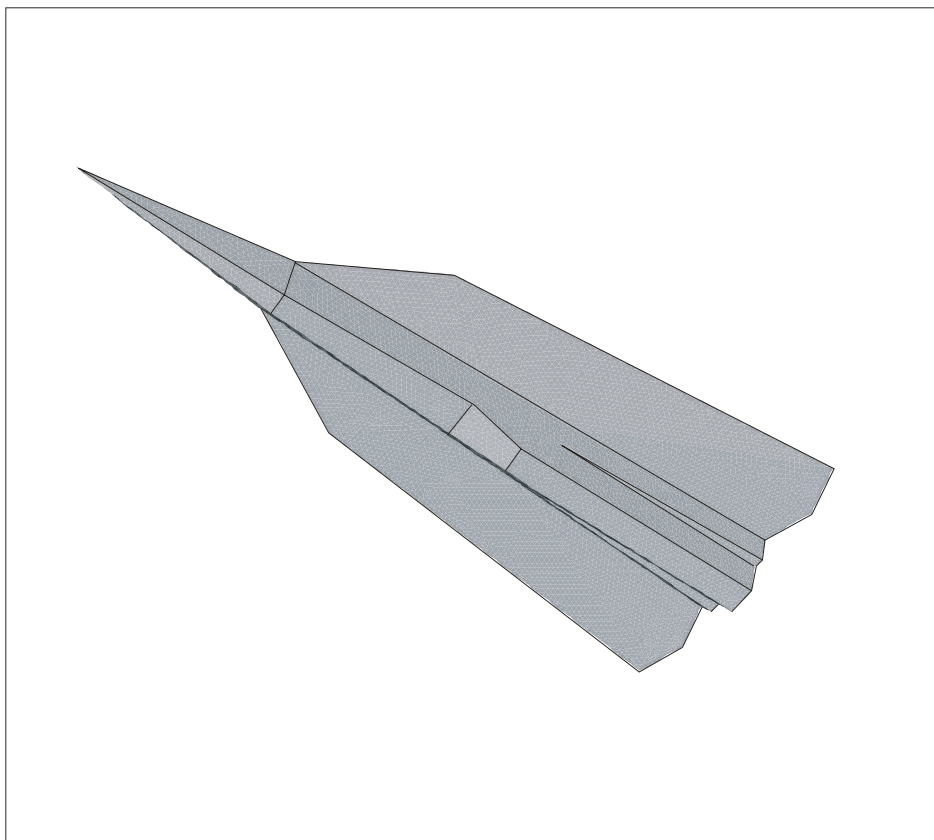
Vid cruise i överljudsfart ansågs det viktigt att av motståndsskäl hålla nere vingtjockleken. För att kunna jämföra viktsökningen med motståndsminskningen gjordes därför hållfasthetsberäkningar för både homogena mycket tunna vingar och avsevärt lättare byggda vingar, tex. konstruerade som sandwichstruktur med en kärna av aluminium-honeycomb eller tillverkad i aluminium med gridlock-teknik [Goodrich]. För att inte förhastat utesluta någon lösning accepterades i de inledande analyserna mycket höga spänningsnivåer.

Några överslag gjordes mycket tidigt baserade på teknisk balkteori för att uppskatta vingtjocklekar för homogena respektive byggda vingar vid en antagen spännvidd på knappt 0.8 m. Vid dessa överslag antogs att robotens vikt var 1000 kg och att vingen vingplanform var rektangulär med en vingytan på 16 m². Slutmanövern antogs vara i form av en kvartscirkulär dykning med radien 100 m vid Machtalet $M=0.5$ och den maximala lyftkraftskoefficienten antogs vara $C_{Lmax}=1$. En homogen vinge krävde en vingrotstjocklek på minst 8 mm och mer realistiskt omkring 12 mm. Motsvarande uppskattning för en byggd vinge var 11 mm med 1 mm skinntjocklek respektive drygt 13 mm med 2 mm skinntjocklek. Med en optimal variation av skinntjockleken beräknades en total vikt för det lättare byggda vingparet på drygt 40 kg. Någon form av rotsprygel skulle tillkomma för att möjliggöra infästningen i kroppen. Skinntjockleken blev dock ohanterligt tunn för yttre delen av vingen. Med konstant skinntjocklek fördubblades vikten. De studerade vingarnas torsionsstyrka var mycket låg vilket bedömdes vara ett problem om tryckfördelningen skulle visa sig variera kraftigt i korda-led. Detta kan dock åtgärdas med ett lågt viktsstraff genom att vingens (kärnans) tjocklek ökas. Med hjälp av data för andra tunga robotar kunde strukturvikten uppskattas till 500 kg för en robot i viktsklassen 1.5 ton.

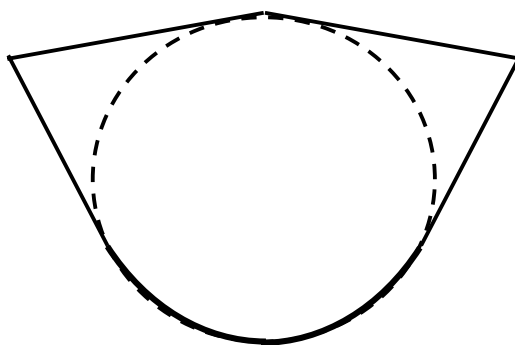
5 Konceptutvärdering

De koncept som utkristalliserades hade alla det gemensamt att motorn placerats bakom stridsdelen och att luftintaget med luftkanal placerades på undersidan av signaturskäl. Ett överslag visade att för cruise behövdes i princip inga vingar utan kroppen gav tillräcklig lyftkraft. Bränslevikten uppskattades till omkring 250 kg för en robot med önskad vingyta vilken bestäms av önskad radie på slutmanövern. Totalvikten bedömdes till mellan 1.5-2 ton och längden till omkring 7 meter. Behovet av installerad dragkraft för en cirkulär cylindrisk idealiserad robot utan vingar och med konisk nos uppskattades till omkring 14 kN. Eventuella vingar för att klara slutmanövern beräknades för cruise kräva ett dragkraftstillskott på 0.7 kN per kvadratmeter vingyta (D.v.s. ytterligare 6kN för ca. 8 m² vingar) vid marschhastigheten, $M=1.5$. Till detta tillkommer karuselleffekten av att ökad dragkraft medför en större motor som i sin tur ökar tvärsnittsarean och därmed motståndet och så vidare.

Denna tidiga uppskattning kan jämföras med den senaste uppskattningen av behovet av installerad dragkraft som blev 25 kN för en robot med den kroppsform som visas i figur 1. Robotkroppen är avsedd för en signaturanpassad robot som på grund av högre luftmotstånd har utformats för att rymma en avsevärt större motor än för den cirkulär cylindriska idealiserade roboten. För att klara slutmanövern skulle denna robot ha vingar. Eventuellt kan vingarna göras utfällbara så att dessa kunde vara infällda på robotkroppens översida under anflygningen. Denna signaturanpassade robotkropp har avsevärt större tvärsnittsarea och därmed större våt yta än den ovan nämnda idealiserade cirkulära roboten. Relativt sett får denna robot också en trubbigare nos vid samma längd vilket bidrar till motståndsökningen. En mindre del av skillnaden i tvärsnittsarea beror på att hänsyn i detta fall tagits till det utrymme som krävs av strukturskäl. Den största delen av skillnaden i uppskattningen av behovet av installerad dragkraft beror på att den signaturanpassade mer triangulära kroppen skall rymma en cirkulär motor som dessutom är större.



Figur 1a. Robotkropp tillsammans med ett vingpar betraktad snett underifrån.



Figur 1b. Schematisk bild av kroppsvärsnitt vid motorn.

En referenskonfiguration samt tre tänkbara konfigurationer definierades för den fortsatta studier.

1. Konventionell konfiguration. En referenskonfiguration med cirkulärt tvärsnitt som ej var radaranpassad och som användes vid diskussioner om anflygningen.
2. Fast konfiguration. Robot med fasta vingar med tillräcklig vingyta för slutmanövern
3. Re-konfiguration. Rekonfigurerbar, dvs. vingarna skulle vara utfällbara. Vingarna var ledade med ”piano-gångjärn” längs kroppssidan och låg infällda på ryggen av kroppen under cruise-fasen. Dessa vingar hade följaktligen lågt sidoförhållande.
4. Krutkonceptet. En kropp med stridsdel, motor och en krutmotor men utan vingar. Små roder eller TVC skulle användas för att styra. Krutmotorn skulle brinna under den korta slutmanövern och då generera en kraft som motsvarade vingarnas lyftkraft i de övriga konfigurationerna.

Fördelarna med alternativen tre och fyra bedömdes vara lägre cruise-motstånd och signatur under anflygningen. För farkosten med utfällbara vingar bedömdes det också vara enklare att få låg tryckcentrumvandring mellan överljud med infällda vingar och underljud med utfällda vingar. Senare genomförda beräkningar baserade på fysikalisk optik bekräftade att den fasta konfigurationen har avsevärt större radarmålearea än konfigurationerna tre och fyra. Den fasta konfigurationen bedömdes också få större IR-signatur eftersom dragkraftsbehovet förväntades bli större och på grund av bidraget från de av friktionsmotståndet varma vingframkanterna.

5.1 Konceptstudier

Inledande flygmekaniska simuleringar gällande krutkonceptet genomfördes [FFAP-F-370] innan personalbrist inom det kompetensområdet förhindrade fortsatta flygmekaniska studier av koncepten två och tre. För krutkonceptet tydliggjordes det att en viss vingyta förmodlingen skulle krävas för att kunna undvika alltför höga anfallsvinklar under retardationen till den fart med vilken slutmanövern skulle genomföras. Retardationen tog också väldigt lång tid för den slanka farkosten varför luftbroms rekommenderades för krutkonceptet. Simuleringarna visade även att farten vid slutmanövern behövde vara tämligen låg. Orsakerna var dels tiden som krävdes för att öka respektive minska tipp-vinkeln till önskade värden, men också att krutmotorns dysdiameter blev orimligt stor vid

de korta brinntider som krävdes vid en slutmanöver med hög fart. Studierna av krutkonceptet har avslutats, delvis beroende på att det skulle krävas omfattande flygmekaniska simuleringar för en bedömning av om kravspecifikationen kan uppnås och delvis för att det finns uppenbara tekniska risker i konceptet som FFA inte har möjligheten att analysera. Som exempel på svårbedömda tekniska risker kan nämnas risken för sneddragning från krutraketerna och att de utströmmande krutgaserna kan komma att påverka farkostens roderverkan.

Behovet av flygmekaniska simuleringar för de andra koncepten tydliggjordes eftersom även dess koncepts realiserbarhet kräver att man visar hur negativ anfallsvinkel byggs upp utan att farkosten förlorar höjd. Diskussioner om alternativa slutmanövrar har förts, men därmed minskar inte simuleringsbehovet. Till viss del kan man kompensera dessa brister genom att prioritera att ge roboten goda flygmekaniska egenskaper med hjälp av stora roderytor och genom att utesluta konfigurationer med stor tryckcentrumvandring.

En för de tre alternativa konfigurationerna gemensam kroppsform som i ett senare skede kan detaljanpassas till respektive konfiguration definierades inför den första omgången vindtunnelprov. Denna kroppsform, tillsammans med ett vingpar anpassat för rekonfiguration, visas principiellt i figur 1. Av signaturskäl men också för att rymma en eventuell utfällbar vinge med tillräcklig spännvidd utkristalliserades sig en kropp med i princip triangulärt tvärsnitt och med ett av hörnen riktat nedåt. Den nedåtriktade spetsen fasades av och gjordes rundad för att minska tvärsnittsarean och radarsignaturen. Tvärsnittets översida har en längd som ökar linjärt i kroppens längdriktning för att möjliggöra en rät gångjärnslinje för konfigurationen med utfällbara vingar. För att inte i onödan öka kroppens tvärsnittsarea bakom motorn infördes urskärningar i kroppens bakre del. Kroppstvärsnittet bakom motorn fick därigenom formen av ett grovt "T" så att motorutloppet skulle kunna medge TVC i såväl tipp som gir.

5.2 Strukturberäkningar

En balkmodell med endast sju element från nos till akter färdigställdes för en inledande undersökning av kroppens egen-svängningsfrekvenser. Kroppstvärsnittet tänktes vara ett trapetsformat rör. Den totala massan för farkosten antogs vara 1630 kg. Vikten bestämdes genom att ett antal gissade vikter för olika delar av en tänkt farkost summerades. De i röret tänkta godstjocklekarna

antogs variera mellan 3 och 6 mm beroende på läget i längdsled, vilket medförde att rörets vikt blev 215 kg. Denna vikt betraktades som 1/3 av hela strukturvikten för vinge och kropp. Lägsta egensvängningsfrekvensen, f , beräknades till 31 Hz. Vid ljudhastigheten vid havsytan, 340 m/s, och med en antagen karakteristisk längd, c , på 7 m erhöles en reducerad frekvens, k , vid Machtalet $M=1.5$ på:

$$k = \frac{c f}{2V_{\infty}} = \frac{7 \cdot 30.9}{2 \cdot 1.5 \cdot 340} = 0.21$$

Genom att med differensmetod manuellt beräkna derivator av lägsta egensvängningsfrekvensen som funktion av tänkt godstjocklek för respektive balk kunde en mer optimal tjockleksfördelning bestämmas. Trots en reduktion av vikten på det tänkta röret till 187 kg kunde lägsta egensvängningsfrekvensen ökas till 38 Hz vid oförändrad totalvikt. Största godstjocklek hade därvid ökat till 10 mm för delen mellan stridsdelens tyngdpunkt och motorns främre del. Modellen förbättrades genom att införa ett mer realistiskt mindre tvärsnitt framför luftintaget och ett större bakom. Efter ytterligare några iterationer var den största godstjockleken 12 mm, det tänkta rörets vikt var 285 kg och lägsta egensvängningsfrekvensen var 40 Hz. Som en konsekvens av dessa beräkningsresultat fördes i projektgruppen en diskussion om hur motorinloppet kunde utformas så att avståndet mellan stridsdel och motor kunde göras kort för att minska robotens längd. Den triangulära kroppsformen som samtidigt diskuterades medförde att bränsleutrymme fanns tillgängligt på sidorna av stridsdel respektive motor vilket medförde att robotens längd kunde hållas nere. En beräkning visade att kroppen skulle klara de böjspänningar som krutkonceptets krutmotor, avsedd för slutmanöver-Machtalet 0.4, skulle generera.

Med tanke på den förväntade höga lastfaktorn vid slutmanövern var vingplanformer med litet sidoförhållande (liten spännvidd) till stor fördel ur hållfasthetssynpunkt. Givetvis vore det möjligt att åstadkomma en vinge med stor spännvidd och tillräcklig hållfasthet genom att öka vingtjockleken, men det skulle medföra ett ökat överljudsmotstånd. Hållfasthetsanalyserna fokuserades därför på vingar med vingplanformer med liten spännvidd. En inledande fladderanalys för en rektangulär byggd vinge med kordan 7 m och semispännvidden 0.76 m visade inga tendenser till fladder. Vridstyvheten för en bakkropp med två millimeters godstjocklek bedömdes, genom att beräkna kroppens förvridning orsakat av två tänkta roder med arean 0.3 m^2 . Robotens tröghetsmoment i tipp-led

samt uppskattade gränser för tyngdpunktsläget levererades för de inledande flygmekaniska simuleringarna.

För att tidigt i projektet få en uppskattning av vilken lyftkraft som kunde förväntas fanns två alternativ. Från grundläggande mekanik hämtades uttrycket $F=mV^2/R$ för centrifugalkraften vid en cirkelrörelse med radien, R . Tidigt i projektet kunde varken robotens massa, m , eller hastigheten vid slutmanövern, V , uppskattas med någon större noggrannhet. Däremot framgick önskvärd slutmanöverradie, R , i princip av kravspecifikationen. Den dimensionslösa lyftkraftskoefficienten definieras av, $C_L=L/(qS_{ref})$, där L är farkostens lyftkraft, q är det dynamiska trycket och S_{ref} är en lämpligt vald referensarea. För att erhålla den cirkelrörelse som önskas i slutmanövern måste givetvis den genererade lyftkraften motsvara centrifugalkraften. I det senare uttrycket ges det dynamiska trycket, q , direkt av flyghöjd och hastighet. Den maximala lyftkraftskoefficienten C_{Lmax} tycktes dessutom vara känd med tämligen god noggrannhet jämfört med andra osäkerheter när man väl valt en konfiguration med liten spännvidd. För en vinge med en bakåtsvept framkant och liten spännvidd visade en CFD-beräkning att tryckfördelningen över vinge och kropp blev tämligen jämn, utom nära vingens framkant. Den lokala trycktoppen nära vingens bakåtsvepta framkant orsakade dock inte någon större spänningskoncentration längs vingroten. Tidiga överslag med antagande om $C_{Lmax}=1$, baserade på den projicerade arean av vingar och kropp, och ett jämnt fördelat tryck har därför fått större relevans än vad som var rimligt att tro när överslagen gjordes. Att behovet av projicerad area, S_{ref} , av vingar och kropp blev en direkt funktion av kvoten m/R innebar att man tidigt kunde diskutera vilka krav på slutmanöverradien, R , som var realistiska utifrån önskemål om maximal storlek på roboten. Därefter kunde relationen mellan strukturvikt och hastighet i slutmanövern undersökas. Det fanns dock en brytpunkt i slutmanöverhastigheten, V , under vilken farkosten inte dimensionerades av hastigheten i svängen utan i stället av fladder. Denna brytpunkt befanns vara mycket beroende av konfigurationsval och strukturdesignval.

Ett överslag gjordes för en byggd vinge med större semispännvidd, 2 m, en maximal vingsjocklek på 66 mm och en trapetsformad vingplanform, liknande den på flygplanet Lockheed F-104. För en slutmanöver med $M=1$ och $C_{Lmax}=1$ (alternativt $M=0.7$, $C_{Lmax}=2$) erhöles en vikt för vingparet på över 500 kg. Uppenbart måste hastigheten vid slutmanöver vara betydligt lägre och spännvidden måste minskas. Vid nästa beräkning valdes $M=0.3$, $m=1300$ kg och en semispännvidd på 0.8 m. Ett homogent vingpar med i

spännviddsled linjärt varierande tjocklek från 8 mm vid vingroten till 2 mm vid spetsen beräknades väga 145 kg. Tillåten spänning antogs vara 300 MPa vilket får anses vara mycket högt. För samma vingyta beräknades vikten öka som roten på spännvidden. Ökades Machtalet till 0.5 gick vikten för vingparet upp till 220 kg. Om en byggd vinge (sandwich-konstruktion) valdes med dubbelt så stor vingprofil-tjockleken eller mer så kunde vikten reduceras till ca 1/3 dvs. drygt 70 kg. Till detta uppskattades något tiotal kilogram tillkomma, för den i det byggda fallet mer komplicerade infästning mot kroppen.

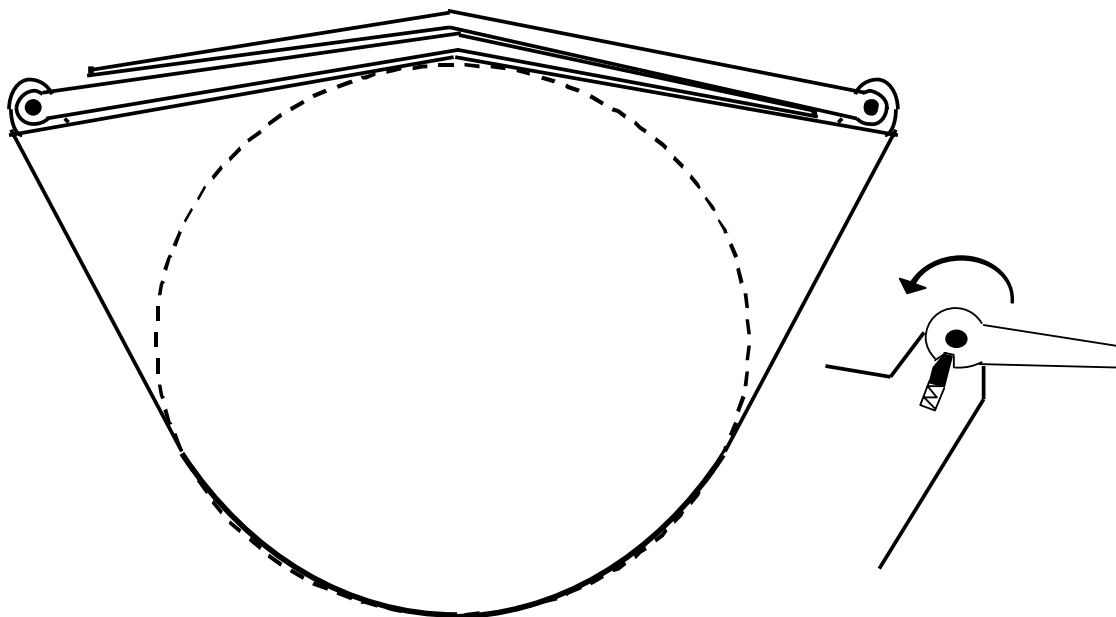
CFD-beräkningar genomfördes av Johannes Johansson med den beskrivna triangulära kroppsformen och ett stort antal vingplanformer. Beräkningarna gjordes för att finna konfigurationer med liten tryckcentrumvandring mellan cruise-fallet i överljudsfart med låg anfallsvinkel och slutmanöverfallet i underljud med hög anfallsvinkel. Både vingplanformer som kunde rymmas infällda på kroppsryggen och vingplanformer som endast kan användas för den fasta konfigurationen analyserades. Typiskt erhöles vid de stationära beräkningarna maximala lyftkrafts-koefficienter, C_{Lmax} , på omkring 1.1, baserade på den totala projicerad yta för vingar och kropp. Tryckfördelningen i spännviddsled över en av de analyserade vingplanformerna resulterade i ett vingrotmoment som ganska väl överensstämde med det vingrotmoment som erhöles för ett jämnt fördelat tryck. Inför diskussionerna om den första serien vindtunnelprov gjordes en hållfasthetsberäkning med hjälp av en finit element modell av främre delen av en tänkt homogen vinge med 60 graders svepningsvinkel och en linjärt varierande tjocklek i spännviddsled. Den tryckfördelning som beräknats i CFD-analysen användes vid lastberäkningen. Beräknade högsta spänningar vid vingroten stämde förvånansvärt väl överens med de spänningar som beräknats med teknisk balkteori och med grova antaganden om ett jämnt fördelat tryck över hela kropps- och vingytan. Den svepta framkanten medförde att de högsta vingrotspänningarna uppkom längre bak relativt vingrotens framkant än för en vinge med rak framkant. För den svepta vingen orsakade dessutom inte den lokala trycktopp som uppkom nära vingens framkant lika markant höjda vingrotspänningar inom en liten sträcka i korda-led som för en rak vingframkant.

Flygmekaniska simuleringar för krutkonceptet visade på ett behov av luftbroms för detta koncept. Med den design av luftbromsen som valdes för hållfasthetsberäkningen krävdes minst 22 kg material för två luftbromsar om vardera 0.2 m². Praktiskt sett bedömdes den totala vikten för luftbromsarna till närmare 40 kg. Viktsuppskattningen innefattade även vikten för hydraulcylinder och lokala förstärkningar

av kroppsstrukturen. Det har senare visat sig finnas andra troligen mer viktoptimala konstruktioner. Tillsammans med en mer optimistisk bedömning av hur stort påslag som borde läggas på den teoretiskt framräknad vikten kan kanske detta innebära en totalvikt på omkring 30 kg.

Hur roboten skulle utformas för att erhålla en låg radarsignatur diskuterades vid många tillfällen. Radarmålarean kan påverkas genom robotens geometriska utformning och genom att använda radarabsorberande material. I tidskriften Aviation week (Nov. 20 2000), finns en översiktsartikel där bl.a. s.k. MagRAM diskuterades. En vikt på 4.6 kg/m^2 angavs. För flygplanstillämpningar hävdades att detta material möjliggjorde avsevärt förenklade procedurer efter återmontering av inspektionsluckor mm. jämfört med om andra signaturreducerande tekniker använts.

En utfällbar vinge förutsätter en lätt, stark och styv gångjärnsled med en låsmekanism. En principiell utformning vilken bedömdes vara mycket kompakt togs fram och visas här i figur 2. Gångjärnsmekanismens ytterdiameter beräknades till 45.4 mm. Den infällda vingens spännvidd utgjorde med denna utformning drygt 90% av kroppsryggens bredd. För att hitta en nära optimal utformning av de ingående komponenterna: vingöra, kroppsöra, axel och låssprint gjordes en s.k. extensiv sökning i två steg. I det första steget genomsöktes ett relativt stort omfång i dimensioner för att finna tillåtna lösningar. I det andra steget undersöktes dimensioner i närheten av de tidigare funna tillåtna lösningarna för att hitta de lättaste utformningarna. I varje steg undersöktes ca. 6000 utformningar med hjälp av ett antal enkla handboksformler. Extravikten orsakad av utfällningsmekanismen beräknades till totalt 72 kg för en utformning som dimensionerats för en lastfaktor, $n_z=33$ och robotvikten 1500 kg. Detta för en vinge med semispännvidden 0.8 m och kordan 5 m. Utfällningsmekanismen klarar ett vingrotmoment på drygt 13 kNm per meter vingkorda.

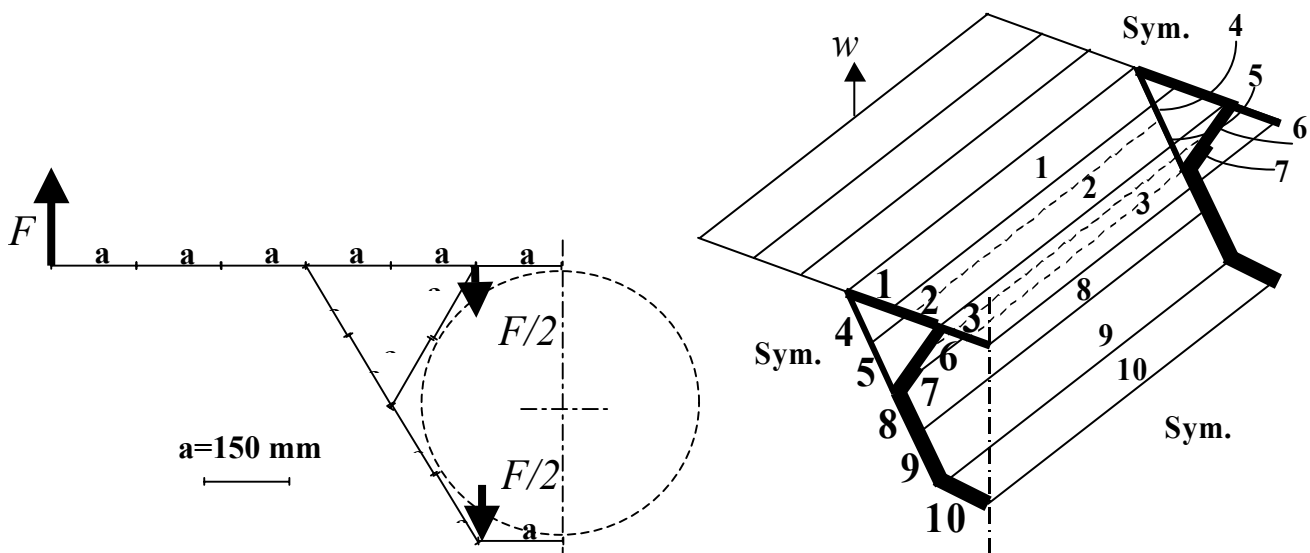


Figur 2. Tvärsnitt av konfiguration med utfällbar vinge monterad på gångjärnsled. Av radarsignaturskäl nödvändiga Anpassningar framgår ej i figuren.

Den motståndsvinst som infällda vingar skulle medföra uppskattades motsvara 80 kg bränsle och 40 kg lättare motor. Därutöver skulle radarsignaturen reduceras kraftigt och troligen också IR-signaturen. Nackdelarna ansågs dels vara ökad komplexitet och ökad teknisk risk i och med utfällningsförloppet. Att förse de utfällbara vingarna med roder i bakkant skulle ytterligare öka komplexiteten. Återstående alternativ vore att ha separata, förmodligen i kroppen pivot-upphängda, roder eller att använda dragkraftsstyrning, TVC som komplement. TVC i kombination med utfällbara s.k. gridroder diskuterades också. Tillräcklig roderverkan för slutmanövern befarades därvid vara ett problem, speciellt auktoritet i roll. Transport-tekniskt förmodades den mer kompakta roboten med infällda vingar vara en fördel. Eftersom taktiska simuleringar ej ingår i projektet ansågs det svårt att bedöma vinsten med låg signatur under anflygningen jämfört med en troligtvis större signatur under den korta tiden från den tidpunkt då vingarna fälls ut fram till nedslaget. Något formellt krav på radarsignatur under slutfasen finns ej i projektspecifikationen.

Robotens aeroelastiska egenskaper påverkas givetvis av dess massa och kroppens böjstyvhet. I bilaga 1 visas den metod som användes för att bestämma tänkbara dimensioner i kroppsspant och skinn inför de aeroelastiska beräkningarna. En något förenklad geometri användes vid dessa beräkningar vilket framgår av figur 3. Dimensionerna ($a=150$ mm) betrakades som typiska för ett tvärsnitt i

robotens bakre del. Den karakteristiska längden, a , var givetvis tänkt att vara mindre längre fram i roboten. Inledningsvis användes vid fladderanalyserna de skinn tjocklekar och spanttvärsnitt som beräknats på det sätt som beskrivs här även för spant och skinn belägna längre fram i robotens kropp. Lyftkraften antogs vara ett jämnt fördelat tryck över ving och kropp. Resultanten F antogs angripa halvvägs ut från vingroten vilket innebar att moment och tvärkraft vid vingroten blev approximativt korrekt. Av figuren framgår att tröghetskrafterna motsvarande vingens lyftkraft antas vara lika fördelad mellan två punkter. Den i verkligheten uppkomna fördelningen påverkas av hur bland annat stridsdelen och motorn är upphängda i den omgivande strukturen.



Figur 3. Schematisk beskrivning av den FE-modell som användes för bestämning av balktvärsnitt och skaltjocklekar

En relativt enkel FE-modell med 20 balkelement och 117 skalelement användes för att bestämma en *möjlig* kroppsutformning. Notera att det i modellerna fanns skalelement motsvarande balkelementen 6 och 7, samt att dessa element på ett viktseffektivt sätt minskade vingens utböjning, w .

Spantens viktandel visade sig vara låg jämfört med skinnens vilket möjligen indikerade att en kortare spantdelningen borde ha valts. I praktiken kan det dock finnas andra skäl, tex. ekonomiska till att begränsa antalet spant.

Den framräknade kroppen fick en alltför låg böjstyvhet i längdsled vid kroppsböjning i vertikalplanet. De relativt tjocka skinnen på kroppens översida nära vinginfästningen kompletterades därför med en längsgående balk på kroppens undersida från luftintaget och bakåt. Det återstår att beräkna en lämplig utformningen av förstyvningarna kring luftintaget, så att kroppens böjstyvhet i längdsled blir tillräcklig mellan stridsdel och motor. Att dessa förstyvningar utformas så att styvheten blir tillräcklig bedömdes vara mycket viktigt. Det förväntades också att vissa paneler måste tillföras en ökad böjstyvhet med hjälp av stringers för att dessa skall få acceptabla bucklings-egenskaper.

Med den på detta sätt framtagna kroppen har aeroelastiska analyser genomförts. Resultaten visade att det inte var möjligt att välja en homogen vinge på grund av att fladder uppkommer. Resultaten för byggda vingar med en tjocklek vid vingroten på 28 mm, och en vikt för vingparet på omkring 110 kg, visade att de ej var fladderbenägna vid underljudsfart. Beräkningar gjorda vid ett antaget Machtal på 1.5 har givit ett kritiskt s.k. fladder-Machtal på ca. 1.7 vid en antagen farkostvikt på 1400 kg. Analyserna har visat att för att undvika fladder får farkostens vikt inte blir för stor i relation till kroppens böjstyvhet i längdsled (böjning i vertikalplanet).

5.3 Sammanställning av strukturdelsvikter

För närvarande (Augusti 2001) gäller sammanfattningsvis följande uppskattningar av strukturdelarnas vikter.

Kroppstvärsnitt (36 kg/m):		
10 st. spant		21 kg
skinn		161 kg
Kroppsstyvhet i längdsled, komplettering med 3m balk längs undersidan		70 kg
Vingar med planform U60, $M=0.4$, $m=1500$ kg, $n_z=11.1$, $\Delta c_p=1.15$		
Byggda vingar	$H_{rot}=35$ mm	89 kg (paret)
	$H_{rot}=28$ mm	110 kg (paret)
Homogena vingar	$H_{rot}=11.5$ mm	(220 kg (paret))
(ej realiserbart alternativ pga. fladder)		
Utfällningsmekanism "gångjärn mm" ($n_z < 33$)		72 kg

Diverse uppskattningar	
Motorupphängning	5 kg
Stridsdelsupphängning	10 kg
Nos	10 kg
Tankväggar	30 kg
Akter+motorutlopp	40 kg
Fena+infästning	10 kg
Luftkanal före motor	10 kg
Beslag, fästelement och skarvar	70 kg

S:a uppskattn. 185 kg

Total skrovvikt

$$m_{min}=21+161+70+ 89 +185=526 \text{ kg}$$

$$m_{max}=21+161+70+220+72+185=729 \text{ kg}$$

$$\Delta m=203 \text{ kg}$$

Som synes består viktsberäkningen i detta skede till omkring 30% av diverse uppskattningar. Det vore givetvis en fördel om dessa uppskattningar i större omfattning baserats på erfarenheter från befintliga robotar. Med en inte alltför stor arbetsinsats kan man alternativt räkna igenom även dessa delar av strukturen på liknande sätt som redan gjorts för stora delar av strukturen. Man måste dock komma ihåg att det i detta skede av projektet fortfarande finns en tämligen stor osäkerhet kring dragkraftsbehovet och därmed motorstorleken. Konsekvensen när det gäller strukturvikten av denna osäkerhet är förmodligen större än osäkerheten i uppskattningarna ovan.

6 Närliggande och pågående aktiviteter

Tillverkning av vindtunnelmodeller har inletts. En kropp med ett tiotal vingplanformer kommer att provas under hösten 2001 [Johansson]. En beräkningsmodell för statisk aeroelasticitet och fladder har gjorts av Hamid Rabia. Modellen beskriver såväl kropp som vingar. Denna modell har som antyttts börjat användas för studier av fladder och kommer senare att anpassas för statisk aeroelasticitetsanalys av roderaktivitet. Behovet av bl.a. torsionsstyvhet i kroppen kommer därvid också att kunna undersökas. För närvarande beaktas ej fenans elasticitet vid de aeroelastiska analyserna. Under hösten skall två litteraturstudier gällande adaptiva strukturer respektive radarabsorberande materials mekaniska egenskaper avslutas. Följande hållfasthets- och aeroelasticitets-relaterade analyser är planerade att genomföras längre fram.

- Beräkning av roder- och aktuatorlasternas inverkan
- Bestämning av roder- och fen-effektivitet (statiskt aeroelastiska effekter)

- Bestämning av de påkänningar som uppkommer vid utfällningsögonblicket. Dessa påkänningar är beroende på utfällningshastigheten. Av flygmekaniska skäl önskas ett snabbt utfällningsförlopp.
- Vingarnas infästning i kroppen blir mindre styv för utfällbara vingar beroende på gångjärnsmekanismen. Denna minskade styvhet innebär att risken för fladder ökar vilket bör undersökas separat för detta fall.
- Beroende på utformningen av vingens infästning i kroppen kan de aeroelastiska egenskaperna påverkas. Därför kommer det att vara viktigt att undersöka hur styv vingens infästning i kroppen blir vid den kommande detaljkonstruktionen.
- Konsekvenserna av att vid analysen välja andra infästningspunkter för stridsdel och motor (se figur 3), bör undersökas.
- De vikter som endast uppskattats ovan bör beräknas.
- Utformning av förstävningarna kring luftintaget
- Buckling av kroppspaneler

7 Diskussion

Den verksamhet som bedrivits har till stor del varit inriktad mot att diskutera och tänka igenom allmänna flygtekniska frågeställningar för den aktuella flygfarkosten. Under det första året har roboten efter hand konkretiserats. En hel del tid har gått åt till att försöka säkerställa att alternativa lösningar inte uteslutits på felaktiga grunder eller att de helt enkelt glömts bort. Det framgår av beskrivningarna ovan att osäkerheten om laster och vikter inledningsvis var stor och att det först på senare tid har varit meningsfullt att annat än i undantagsfall göra annat än enkla överslagsberäkningar. Systematiska parameterstudier som t.ex. visar hur större bygghöjder å ena sidan minskar farkostens strukturvikt men å andra sidan ökar tvärsnittsarean och därmed motståndet vilket i sin tur ökar motor och bränslevikt har inte gjorts. En sådan studie kompliceras bl.a. av att resultaten är så starkt beroende på hastigheten för slutmanövern och att fladder behöver beaktas.

I princip har de genomförda fladderberäkningar gjorts för strukturer som först dimensionerats för att klara slutmanövern med en specificerad hastighet och massa. På relativt vaga grunder valdes en slutmanöverhastighet för en statiska dimensionering och därefter har undersökningen av risken för fladder påbörjats. Försvårande för en regelrätt optimering är dels att fladderanalysen på det sätt den genomförts har krävt en hel del "handarbete" med såväl indata som framför allt utvärdering. Det bör också påpekas att det är känt att fladderanalyser ger mycket otillförlitliga resultat i det transoniska området.

I takt med att roboten kommer att få tydligare drag ökar också kravet på att "rätt" materialdata, materialval och konstruktionslösningar används. Kraven på tillförlitlighet hos de beräkningsmetoder som används ökar också. De grova finita elementmodeller som beskrivits har i bästa fall bidragit till att ge en indikation om vilken strukturvikt som erfordras och en ungefärlig uppfattning om hur denna vikt skall fördelas. I den etapp som kommer närmast skall avsevärt mer tillförlitliga metoder användas, samtidigt som antalet analyserade utföranden minskas. Från att arbetet hittills har inneburit att undersöka vilka robotkonfigurationer som bedöms möjliga övergår arbetet till att finna en mer optimal robotutformning inom den relativt snäva klass av robotar som definieras av de koncept som valts ut, samt att med noggranna beräkningar visa att denna robotutformning är realiserbar.

Det finns ett policybeslut som FFA har tagit i samråd med FMV, vilket innebär att externa beställare till vindtunnelprovning, även innefattande verkstadsarbete med vindtunnelmodeller, i allmänhet skall ha högre prioritet än t.ex. detta projekt. Syftet med policybeslutet är att genom god service till externa kunder erhålla hög beläggning i FFA's vindtunnlar. En konsekvens av detta är att konstruktion och tillverkningen av vindtunnelmodeller för den första serien prover tog cirka 35 veckor mot planlagda 12 veckor enligt projektspecifikationen. Detta medför givetvis att resultaten av vindtunnelproven kommer att vara tillgängliga som underlag för bl.a. hållfasthetsberäkningar under en relativt liten del av projekttiden. Som exempel på en konsekvens av detta kan nämnas att de fladderanalyser som genomförts behandlar en i princip godtyckligt vald vingplanform bland dem som kommer att provas, i stället för som planerat den vingplanform som vid vindtunnelprov visat sig vara bäst.

För realistiska bedömningar och beslut krävs också att man tar hänsyn till krav som normalt inte ställs inom de discipliner som FFA behärskar. Dessa krav på strukturens utformning kan bl.a. vara konsekvenser av produktionstekniska eller kostnadsmässiga krav. Krav av den typen kan t.ex. vara att kroppen inte bör ha för många spant. De tjockväggiga spant som förutsätts vid beräkningarna kräver maskinbearbetning och de kan ej tillverkas av profilämnen och blir därför rimligen ganska dyra. Förmodligen kan dock modern tillverkningsteknik som höghastighetsbearbetning (HSM) reducera kostnaden för tillverkningen. Att göra roboten så uppbyggd att den är möjlig att tillverka och montera och kanske även konstruerad så att stridsdel och motor kan demonteras för underhåll inverkar givetvis också på vikt och prestanda. Dyra materialval kan också ifrågasättas för ett engångsvapen, samtidigt som goda prestanda kan värderas mycket högt. I dessa typer av frågeställningar kan det vara lämpligt att följa praxis inom området, eller att konsultera FMV för att försöka få konsekventa bedömningar.

Det kan konstateras att personalomsättningen både i FFA's projektstyrgrupp och i projektgruppen har varit hög. Behovet av att föra protokoll över styrgruppens beslut är tämligen uppenbart. Frågan om hur det successivt genomförda arbetet skall dokumenteras utan att skapa en alltför betungande byråkrati är mer komplicerad. Många olika arbetssätt är tänkbara. En möjlighet är att varje projektdeltagare för en kronologisk projektdagbok som översiktligt beskriver deltagarens pågående aktiviteter och fundamentala resultat och beslut. Ett andra arbetssätt kan vara att dokumentera utifrån vilken (fysisk) del av roboten som arbetet avser och/eller sammanhörande funktion. Som exempel kan nämnas bränsletankar-räckvidd och roderitor-manöverförmåga. Det är dock uppenbart att entydiga kopplingar mellan robotdel och funktion ej kan skapas i alla situationer. Ett tredje arbetssätt för dokumentation vore att projektgruppen successivt definierar fundamentala frågeställningar och att projektdeltagarna dokumenterar sitt arbete inom respektive frågeställning separat. Detta arbetssätt skulle kunna medföra att flera projektmedlemmars arbeten sedan kan samlas under gemensamma rubriker. Det första av de föreslagna arbetssätten är säkerligen det minst byråkratiskt medan det tredje arbetssättet kan bidra till att strukturera de fundamentala frågeställningarna.

En konsekvens av personalomsättningen är att på gott och ont ställs frågor av nytillkomna projektdeltagare som redan behandlats vid tidigare tillfällen. Samtidigt riskerar vissa potentiella problem att förbli oidentifierade om nytillkomna deltagare inte ser sig som representant för ett helt kompetensområde, med ansvar för att formulera de frågeställningar som skall analyseras, utan uppfattar sin uppgift som att genomföra en specifik begränsad arbetsuppgift.

I dagsläget kan man konstatera att medlemmarna i projektgruppen har fått en ökad inblick i vilka kompetenser och resurser som finns vid FFA och givetvis också vilka brister som finns. Den allmänna flygtekniska kompetensen har definitivt stärkts för projektgruppens medlemmar samtidigt som nya nätverk har bildats. De dialoger med enskilda specialister och de större möten, bl.a. "brainstorming" och en statuspresentation som hållits (mars 2001) har också bidragit till att fler FFA-anställda i någon mån fått del av liknande kunskap.

En erfarenhet så här långt är att det förefaller vara mycket svårt att från början ha en strukturerad plan för vilka bedömningar och överslagsberäkningar som skall göras i vilket skede. Givetvis kan ett mer strukturerat arbetssätt utarbetas om varje projekt har stora likheter med ett föregående, t.ex. om varje projekt skulle behandla tvåsitsiga jet-

skolflygplan. I ett sådant fall kan den inledande konceptgenereringsfasen förkortas genom en strukturerad omvärldsbevakning som resulterar i sammanställningar över till exempel uppskattad strukturvikt som andel av totalvikten. I annat fall förefaller det vara så att varje projektgrupp kommer att skaffa sig sin specifika arbetsform där behov av bedömning, beräkningar och beslut fattas under projektets gång. Möjligen kan arbetsformerna på sikt förbättras genom att de erfarenheter som erhållits förs vidare till efterföljande projekt.

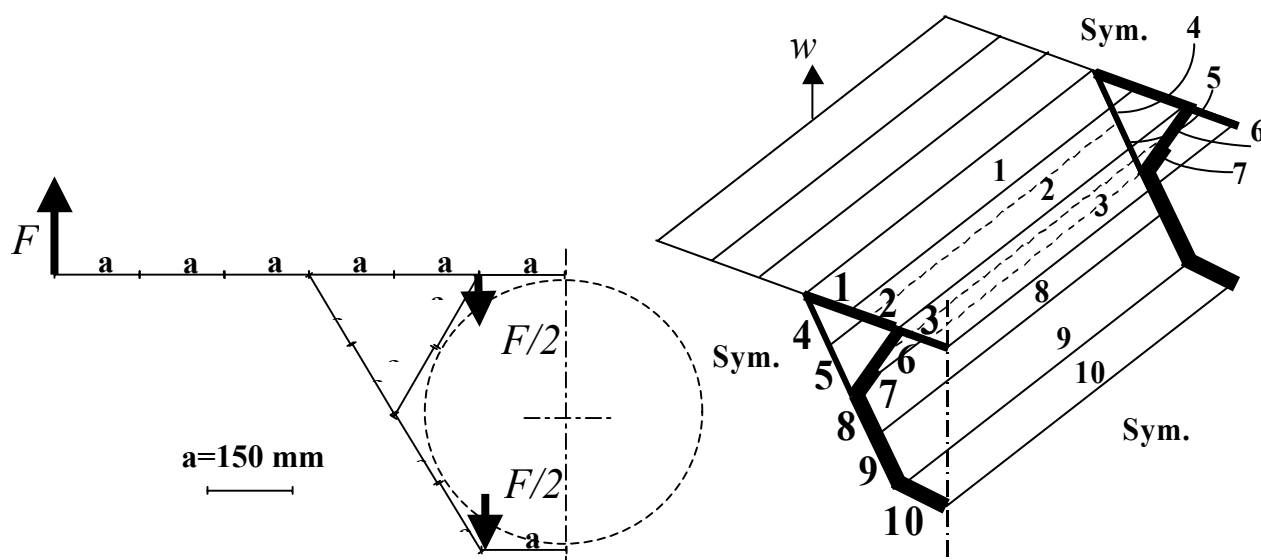
8 Referenser

- Projektspec. Keski-Seppälä S. (ed.), "Projektspecifikation TvärTeknikProjektet, En konceptstudie av en supersonisk tung attackrobot", Vers. 1.3, FFA, Bromma, 2000 (Arbetspapper)
- FFAP-F-371 Keski-Seppälä S., "Tvärtekniskt arbetssätt, Preliminär utvärdering av projekt TTP", FFAP-F-371, Flygtekniska Försöksanstalten FFA, Bromma, 2000
- Goodrich <http://www.rohr.com/html/gridlock.html>, Goodrich Aerostructures 2001
- FFAP-F-370 Keski-Seppälä S., "Flygmekaniska studier, Preliminär utvärdering inom projekt TTP", FFAP-F-371, Flygtekniska Försöksanstalten FFA, Bromma, 2000
- Johansson Johansson J., Eriksson D., Hamnér O., Jarlås R., "Tvärteknikprojektet-Modellgeometrier för Vindtunnelprov 1", FOI-D-0010-SE, ISSN 1650-1942, FOI Avdelningen för flygteknik FFA, Stockholm, 2001

Bilaga 1 Dimensioner för kroppens balkar och skal

Målsättningen med denna deluppgift var att komma fram till realistiska dimensioner för kroppens balkar och skal. Kännedom om dessa dimensioner krävdes för genomförandet av fladder-analyserna. Med kännedom om dessa dimensioner kunde dessutom farkostens strukturvikt uppskattas och kraven på utrymme i farkosten som krävdes av hållfasthetsskäl kunde ställas upp.

En något förenklad geometri användes vid dessa beräkningar. Dimensionerna ($a=150$ mm) betrakades som typiska för ett tvärsnitt i robotens bakre del. Den karakteristiska längden, a , var givetvis mindre längre fram i roboten. Inledningsvis användes vid fladderanalyserna de skinntjocklekar och spanttvärsnitt som beräknats på det sätt som beskrivs här även för spant och skinn belägna längre fram i robotens kropp. Lyftkraften antogs vara ett jämnt fördelat tryck över vinge och kropp. Resultanten F antogs angripa halvvägs ut på vingen från vingroten sett vilket innebar att moment och tvärkraft vid vingroten blev approximativt korrekt. Av figur B1 framgår att tröghetskrafterna motsvarande vingens lyftkraft antas vara jämnt fördelad mellan två punkter. Den i verkligheten uppkomna fördelningen påverkas av hur bland annat stridsdelen och motorn är upphängda i den omgivande strukturen.



Figur B1. Schematisk beskrivning av den FE-modell som användes för bestämning av balktvärsnitt och skaltjocklekar

En relativt enkel FE-modell med 20 balkelement och 117 skalelement användes för att bestämma en *möjlig* kroppsutformning. Notera att det i modellerna fanns skalelement motsvarande balkelementen 6 och 7, vilket gör att torsionsboxar med triangulära tvärsnitt bildas längs respektive vingrot. Symmetrirandvillkor infördes i det främre och bakre tvärsnittet genom kroppen och i det längsgående symmetrisnittet.

Följande strategi användes för att finna en kombination av skinntjocklekar, t_i , och balkdimensioner, h_j, t_j, b_j som gav en "liten" utböjning, w , en låg strukturvikt, rimliga balktvärsnittsformer och tillåtna spänningsnivåer, σ .

0. Spantdelningen antogs vara 600 mm ($=4a$). Av tidsskäl användes *ej* detta mått som en fri parameter.

1. Mycket styva balktvärsnitt valdes inledningsvis för spanten. En startgissning valdes för skinntjocklekarna. Utböjningens beroende av ändrade skinntjocklekarna $t_1 \dots t_{10}$ beräknades. Därefter itererades några varv m.a.p. skinntjocklekarna.

$$\frac{\Delta w}{\Delta t_i}, i = 1..10, \quad \sigma_i, \sigma_j < 75 \text{ MPa} \Rightarrow t_1 \dots t_{10}, \Rightarrow w = 54,6 \text{ mm}$$

2. Med fixerade skinntjocklekar reducerades balkarnas bygghöjder, h_j , och därmed böjstyvheten. Reduktionen av bygghöjderna gjordes för att erhålla ett litet kroppstväsnsnitt vilket ansågs viktigt av luftmotståndsskäl. Först reducerades bygghöjderna uniformt och därefter itererades några varv m.a.p. bygghöjderna.

$$\frac{\Delta w}{\Delta h_j}, j = 1..10, \quad \sigma_i, \sigma_j < 120 \text{ MPa} \Rightarrow h_1 \dots h_{10}, \Rightarrow w = 63,5 \text{ mm}$$

3. Godstjocklekarna, t_b , i balkarna reducerades slutligen,

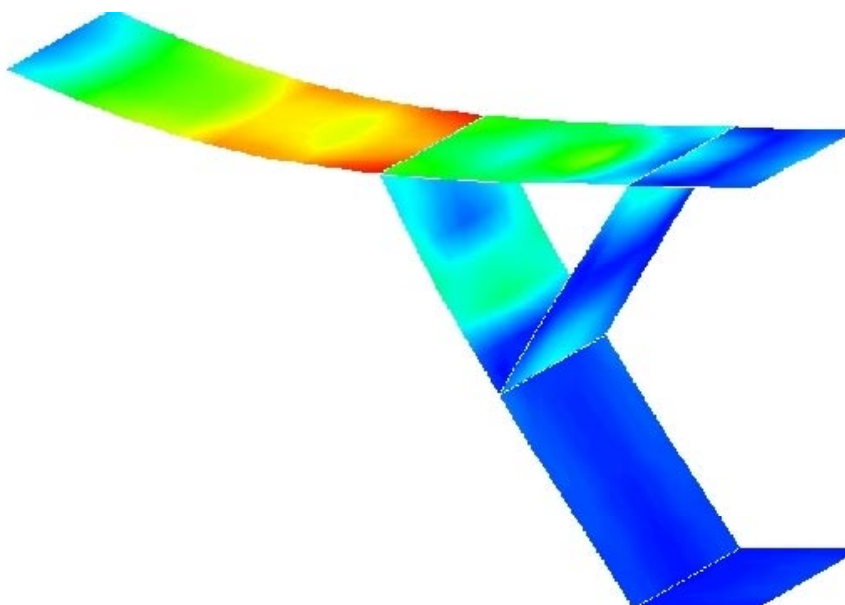
$$\sigma_i, \sigma_j < 150 \text{ MPa} \Rightarrow t_{b_1} \dots t_{b_{10}}, \quad w = 64,1 \text{ mm}$$

Detta värde jämfördes med utböjningen, w , vid en beräkning med en helt stel kropp vilken var 45,6 mm.

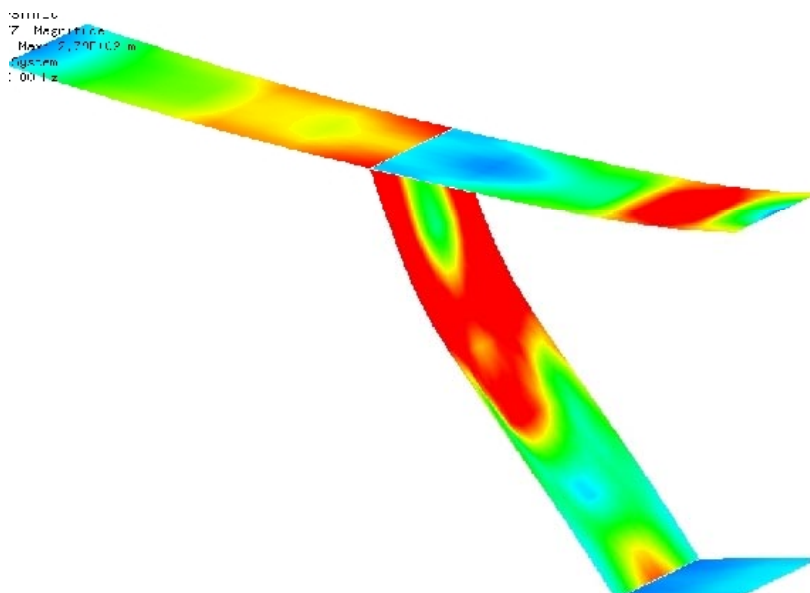
I förväg uppsatta avbrottsvillkor för itererandet användes *ej*, istället observerades beräknade spänningsnivåerna i strukturen och konvergenshastigheten i syfte att bedöma om ytterligare iterationer skulle medföra någon betydelsefull förbättring.

Förskjutningar och von Mises effektivspänningar visas översiktligt i figur B2 för två olika kroppsutföranden för att åskådliggöra nyttan av balkar och skal med nummer 6 och 7 i figur B1. I figur B2a visas erhållna beräkningsresultat för den kroppsutförning som bestämdes på det sätt som beskrivits ovan. Därefter visas i figur B2b motsvarande beräkningsresultat i det fall då balkar och skal med numren 6 och 7 har tagits bort. I det senare fallet har utböjningen, w , i det närmaste fyrdubblats och i stora delar av kroppen har den beräknade påkänningen blivit högre än högsta påkänningen i vingen, 215 MPa (röda områden). Påpekas bör att vyerna och förstoringen tyvärr är något olika i de två bilderna, vilket gör att den stora skillnaden i maximal utböjning kanske *ej* framgår så tydligt. Det är dock tämligen uppenbart att vingrotens rotation är avsevärt större i figur B2b än i B2a.

En tänkbar utveckling av utförandet i figur B2b vore att ersätta kvarvarande balkar med typiska flygplansspant (tvärskott) som i vissa kroppstvärsnitt skulle fylla utrymmet från stridsdel/motor ut till skinnet på kroppens utsida. Därigenom kan vinginfästningen lokalt bli tämligen styv vid dessa spant. Nackdelen jämfört med utförandet i figur B2a blir att kraftiga lastkoncentrationer då uppkommer lokalt i vingen vid dessa spant. Vid flygplanbyggnad löses detta lastkoncentrationsproblem genom införandet av en ofta komplex struktur av vingbalkar och spryglar som tar upp respektive fördelar lasten i vingen. En sådan lösning för den aktuella roboten bedöms vara kostsam att genomföra och det är inte säkert att den är praktiskt genomförbar med tanke på den begränsade vingtjockleken i det aktuella fallet.



Figur B2a. Förskjutningar och von Mises effektivspänningar beräknade för den optimerade kroppen.



Figur B2b. Förskjutningar och von Mises effektivspänningar beräknade när vissa skal och balkar exkluderats.

Utgivare Totalförsvarets Forskningsinstitut - FOI Flygteknik FFA 172 90 Stockholm	Rapportnummer, ISRN FOI-R--0397--SE	Klassificering Teknisk rapport
	Forskningsområde 7. Farkoster	
	Månad, år Februari 2002	Projektnummer E824649
	Verksamhetsgren 5. Uppdragsfinansierad verksamhet	
	Delområde 73 Flygteknisk forskning	
	Författare/redaktör Rolf Jarlås	Projektledare Ola Hamnér
Godkänd av Anders Blom		
Uppdragsgivare/kundbeteckning FMV		
Tekniskt och/eller vetenskapligt ansvarig Börje Andersson		
Rapportens titel Tvärteknikprojektet, Preliminär strukturdesign för en supersonisk tung attackrobot		
Sammanfattning (högst 200 ord) <p>I denna rapport sammanfattas de diskussioner, bedömningar, analyser och beslut som lett fram till det i augusti 2001 aktuella förslaget gällande robotens strukturdesign. Avsikten med rapporten är att i stora drag dokumentera vägen fram till denna design och visa hur ökad kunskap och fattade beslut successivt har medfört en alltmer detaljerad bild av en möjlig design. I det aktuella projektets målsättningar ingår dels att leverera ett designförslag men även att utarbeta och utvärdera arbetsformer för tvärtekniska projekt vid FOI Flygteknik, FFA. De tekniska detaljerna har i princip utelämnats där de ej har varit nödvändiga för att exemplifiera arbetsgången, eller för att dokumentera vilka beräkningar och vilka antaganden som gjorts vid olika tidpunkter i samband med några viktiga beslut.</p>		
Nyckelord attackrobot, förstudie, hållfasthet, tvärteknik, strukturdesign, projektarbete		
Övriga bibliografiska uppgifter	Språk Svenska	
ISSN 1650-1942	Antal sidor: 34 s.	
Distribution enligt missiv	Pris: Enligt prislista	

Issuing organization FOI – Swedish Defence Research Agency Aeronautics, FFA SE-172 90 Stockholm	Report number, ISRN FOI-R--0397--SE	Report type Technical report
	Research area code 7. Vehicles	
	Month year February 2002	Project no. E824649
	Customers code 5. Contracted Research	
	Sub area code 73 Aeronautical Research	
	Author/s (editor/s) Rolf Jarlås	Project manager Ola Hamnér
Approved by Anders Blom		
Sponsoring agency Swedish Defence Material Administration (FMV)		
Scientifically and technically responsible Börje Andersson		
Report title (In translation) Tvärteknikprojektet, Preliminary structural-design of a supersonic heavy attack-missile		
Abstract (not more than 200 words) <p>Discussions, estimations, analyses and decisions that have led to the preliminary structural design of the missile at hand are summarised in this report. The aim of this document is to draw a general picture of the path that has been taken, and to illustrate how the increased information gained and the decisions made have led to a clearer view of a feasible design. The objective is to propose a design and also to establish and evaluate methods for concurrent engineering practices at the department of Aeronautics, FFA. Technical details have been left out on purpose when they were not needed to exemplify the operating procedures, or when these details are important as documentation of the analysis and of assumptions used at a certain stage in the decision making process.</p>		
Keywords missile, long range, air to surface, preliminary design, structural strength, concurrent engineering		
Further bibliographic information	Language Swedish	
ISSN 1650-1942	Pages 34 p.	
	Price acc. to pricelist	