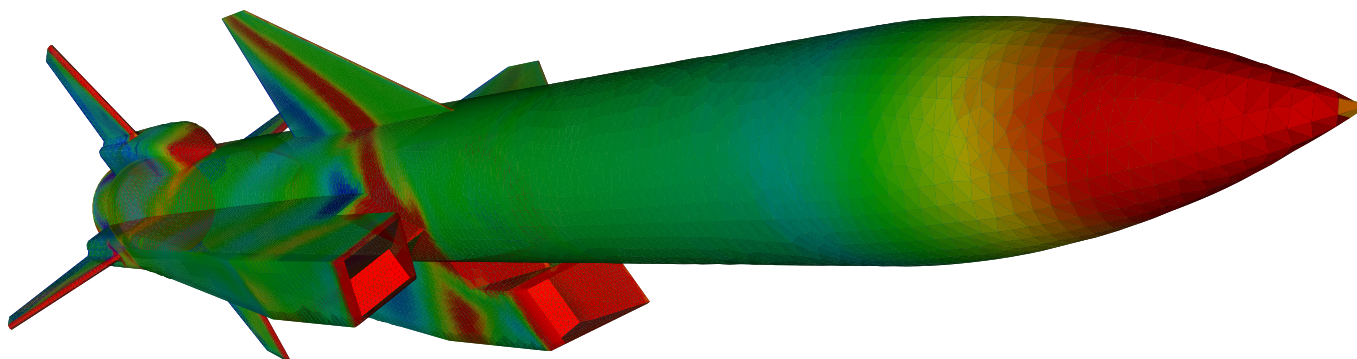


Magnus Tormalm

Ramjetrobotprojektet

Framtagning av kompletterande simuleringsunderlag för Rb73



Magnus Tormalm

Ramjetrobotprojektet

Framtagning av kompletterande simuleringsunderlag för Rb73

Sammanfattning

En ramjetmotormodell, som tagits fram av Volvo Aero Corporation (VAC), har implementerats i FFA's beräkningsprogram EURANUS och EDGE. Vid en tidigare analys av den nya ramjetmodulen togs ett aerodynamiskt underlag för en ramjetrobot (Rb73) fram och jämfördes med empiriska beräkningar från VAC (ref 1). Denna analys visade att luftintagens geometri skiljde sig mellan de två robotmodellerna som VAC respektive FFA använt. För att eliminera detta fel, modifierades geometrin på luftintagen och nya beräkningar genomfördes på FFA. Denna rapport redovisar resultatet av de nya beräkningarna.

Resultaten visar på fortsatta stora skillnader mellan FFA och VAC. Det är framförallt motståndet som skiljer sig mellan de olika underlagen men även dragkraften skiljer sig. I FFA's underlag är motståndet ca 20% högre vilket medför att motormodulen inte kan generera tillräckligt med dragkraft på lägsta höjd. Genom att noga studera de olika delbidragen, visade sig orsaken ligga i ytterligare skillnader i robotgeometrin, främst då i rodren. Med hjälp av handboksmetoder är det dock möjligt att i stort förklara skillnaderna i motståndet. Skillnaderna i dragkraft beror på CFD modellens förenklade geometri av intagsrampen men framförallt på grund av problematiken att korrekt kunna hantera bleedflödet. Om exakt samma yttre geometri använts av både VAC och FFA borde resultaten blivit jämförbara vilket visar att metodiken med den nyligen implementerade ramjetmodulen fungerar.

Förutom framtagningen av det nya aerodataunderlaget genomfördes även en studie av nätförfining. Genom att adaptera nätet i två steg erhöles en bättre upplösning av strömningen vilket gav ca 3% skillnad i totala motståndet.

Trots det något nedslående resultatet visar ramjetmetodiken på en stor potential. Ett problem som fortfarande inte är löst är just frågan om bleedflöde från luftintaget. För att kunna skapa ett korrekt modellunderlag krävs troligen separata luftintagsräkningar för att uppskatta bleedflödet. En bleedmodell kan sedan förhoppningsvis implementeras i beräkningsprogrammen.

Innehållsförteckning

Sammanfattning	3
Förteckning över Figurer	7
Förteckning över Tabeller	9
Nomenklatur	11
1 Bakgrund	13
1.1 Historik	13
1.2 Tidigare studie	13
1.3 Projektdeltagare	13
2 Geometri	15
2.1 RB73 geometrin	15
2.2 Modifiering av ursprungliga geometrin	18
3 Nätgenerering	21
4 Resultat	23
4.1 Beräkningsprogrammet EDGE	23
4.2 Aerodynamiskt underlag	23
4.3 Jämförelse av normalkraft	24
4.4 Jämförelse av dragkraft	24
4.5 Jämförelse av motstånd	30
4.5.1 Motstånd på kroppen	33
4.5.2 Motstånd på vingar	34
4.5.3 Motstånd på luftintag	34
4.5.4 Motstånd på roder	34
4.6 Adaption av nätet	35
5 Aerodynamisk Databas	39
5.1 Rb73 referensdata	39
5.2 Rb73 normalkraft	40
5.3 Rb73 tangentialkraft	41
5.4 Rb73 dragkraft	42
5.5 Rb73 ramjetmodul	43
5.6 Rb73 delbidrag	44
5.7 VAC data, Rb73 aerodynamik	45
5.8 VAC data, Rb73 ramjetmodul	47
5.9 Rb73 efter adaption av nätet	48
6 Slutsats	49
Referenser	51
Appendix A	53
Document information	59
Dokument information	61

Förteckning över Figurer

Fig. 0-1	Definitionen av koordinatsystem och krafter.....	12
Fig. 2-1	CFD modellens kroppsgeometri (m).....	15
Fig. 2-2	CFD modellens vinggeometri (m).....	16
Fig. 2-3	CFD modellens rodergeometri (m).....	16
Fig. 2-4	CFD modellens roderkåpa (m).....	17
Fig. 2-5	CFD modellens luftintags geometri (m).....	17
Fig. 2-6	CFD modellens dysgeometri (m).....	18
Fig. 2-7	Modifierad luftintagsgeometri.....	19
Fig. 2-8	Modifiering av basytan.....	20
Fig. 3-1	De olika ytpatcharna på kroppen.....	21
Fig. 3-2	Ytnätet på kroppen.....	21
Fig. 3-3	Ytnätet kring luftintaget.....	22
Fig. 3-4	Vingens ytnät.....	22
Fig. 3-5	Rodrets ytnät.....	22
Fig. 4-1	Normalkraft, $\alpha=10^\circ$, höjd=0 m.....	24
Fig. 4-2	Definition av dragkraft.....	25
Fig. 4-3	Total dragkraft, $\alpha=0$, höjd=0 och 11 km.....	26
Fig. 4-4	Dragkraft i dysans minsta sektion, $\alpha=0$, höjd=0 och 11 km.....	27
Fig. 4-5	Massflöde luftintag, exklusive bleed, $\alpha=0$, höjd=0 och 11 km.....	27
Fig. 4-6	Luftintagens totaltemperatur, $\alpha=0$, höjd=0.....	28
Fig. 4-7	Totaltemperatur i luftintaget (K), Mach=2.51, $\alpha=0$, höjd=0.....	29
Fig. 4-8	Totaltemperatur i dysans inlopp, $\alpha=0$, höjd=0.....	29
Fig. 4-9	Totaltrycket i dysans inlopp, $\alpha=0$, höjd=0.....	30
Fig. 4-10	Totalt motstånd för Rb73, $\alpha=0$, höjd=0.....	31
Fig. 4-11	Friktionsbidrag, $\alpha=0$, höjd=0.....	31
Fig. 4-12	Motståndsbidrag från klackar mm, $\alpha=0$, höjd=0.....	32
Fig. 4-13	Delbidrag till motståndet vid Mach=2.51, $\alpha=0$, höjd=0.....	33
Fig. 4-14	Jämförelse av motståndsbidrag, $\alpha=0$, höjd=0.....	33
Fig. 4-15	Luftintagens delbidrag, Mach=2.51, $\alpha=0$, höjd=0.....	34
Fig. 4-16	Ytnätet på intags-randen till motorn före adaption.....	36
Fig. 4-17	Ytnätet på intags-randen till motorn efter 1:a adaptionen.....	36
Fig. 4-18	Ytnätet på intags-randen till motorn efter 2:a adaptionen.....	36
Fig. 4-19	Ytnätet på kroppen före adaption.....	37
Fig. 4-20	Ytnätet på kroppen efter 1:a adaptionen.....	37
Fig. 4-21	Ytnätet på kroppen efter 2:a adaptionen.....	37
Fig. 4-22	Ytnätet på bakkroppen före adaption.....	38
Fig. 4-23	Ytnätet på bakkroppen efter 1:a adaptionen.....	38
Fig. 4-24	Ytnätet på bakkroppen efter 2:a adaptionen.....	38

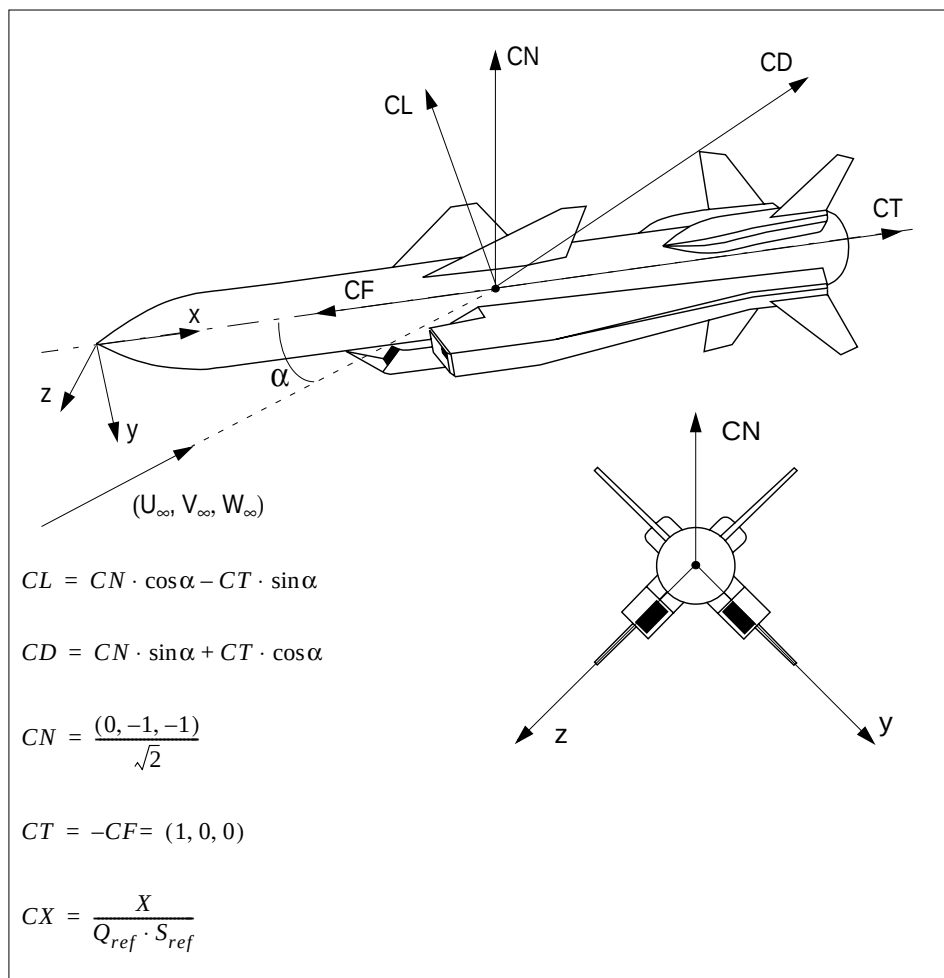
Förteckning över Tabeller

Tab. 4-1	Beräknade flygfall.....	23
Tab. 4-2	Antal element i de adapterade näten.	35
Tab. 5-1	Referensdata vid CFD beräkningar av Rb73..	39
Tab. 5-2	Normal- och lyftkraft för Rb73, CFD-beräkningar.....	40
Tab. 5-3	Motstånd för Rb73, CFD-beräkningar	41
Tab. 5-4	Dragkraft för Rb73, Ekvivalenstal $\phi=1$, CFD-beräkningar	42
Tab. 5-5	In- och utdata från VAC's ramjetmodul vid CFD beräkningar	43
Tab. 5-6	Delbidrag för Rb73 vid CFD beräkning.	44
Tab. 5-7	VAC data för Rb73, alfa=0 grader.....	45
Tab. 5-8	VAC data för Rb73, alfa=10 grader.....	46
Tab. 5-9	Beräknade data från VAC motorunderlag	47
Tab. 5-10	VAC data för ramjetmodulen.	47
Tab. 5-11	Normalkraft efter adaption av nätet.	48
Tab. 5-12	Tangentialkraft efter adaption av nätet.	48
Tab. 5-13	Dragkraft efter adaption av nätet.....	48
Tab. 5-14	In- och utdata från VAC's ramjetmodul efter adaption.	48

Nomenklatur

C_A	Inströmningstal
CAD	Computer Aided Design
CD	Motståndskoefficient
CET89	NASA Chemical Equilibrium Thermodynamics code
CF	Dragkraftskoefficient
CFD	Computational Fluid Dynamics
CL	Lyftkraftskoefficient
CN	Normalkraftskoefficient
CT	Tangentialkraftskoefficient
EARSM	Explicit Algebraic Reynolds Stress Model
far1(2)	Luftintagskåpa intag 1(2)
FFA	Flygtekniska försöksanstalten
H	Höjd
innv1(2)	Inre sidoväggar i luftintag 1(2)
L/D	Noslängd/kroppsdiameter
läp1(2)	Inre del av bakre läpp i luftintag 1(2)
outv1(2)	Yttre väggar (fasning) i luftintag 1(2)
P	Statiskt tryck
P0	Stagnations tryck
R	Gaskonstant
RANS	Reynolds Averaging Navier-Stokes
Rb73	Robot 73
rdfr	Roderkåpa
rmp1(2)	Ramp i luftintag 1 (2)
S_{ref}	Referensyta, robotkroppens tvärsnittsarea = 0.032365 m ²
T	Statisk temperatur
T0	Stagnations temperatur
t/c	Tjocklek/korda (roder eller vinge)
U	Hastighetskomponent i x-led
V	Hastighetskomponent i y-led
W	Hastighetskomponent i z-led
VAC	Volvo Aero Corporation
q	Dynamiskt tryck
α	Anfallsvinkel
ϕ	Ekvivalenstal förbränning
γ	c_p/c_v = Ratio of specific heats
∞	Friström

Fig. 0-1. Definitionen av koordinatsystem och krafter.



1 Bakgrund

1.1 Historik

Under 1980-talet utfördes i Sverige en projektstudie för en ny rammotordriven jaktrobot med beteckningen Rb73. I arbetet deltog flera stora företag, bla Saab, Ericsson, Volvo och FFA. Studien lades ner efter ett par år, men omfattande data finns fortfarande kvar. Bland annat genomfördes ett antal vindtunnelprov på FFA. Idag är det återigen aktuellt med en rammotordriven robot för det Svenska Flygvapnet. Denna robot kallas Meteor och utvecklas gemensamt av flera europeiska länder.

Med CFD metoder har det länge varit möjligt att räkna fram den yttre aerodynamiken med relativt god noggrannhet. FFA har utvecklat två beräkningsprogram, EURANUS för strukturerade nät och EDGE för ostrukturerade. Tidigare har det dock inte varit möjligt att samtidigt beräkna dragkraften på en robot eftersom ingen modell av motorfunktionen har funnits för att generera tryck och de heta gaserna från motorutloppet. Sedan 1998 har det därför pågått studier på FFA för att implementera en sådan modell direkt i strömningslösaren. Under 2000 implementerade slutligen Stephen Conway (ref 1) en prestandamodell av en ramjetmotor som VAC utvecklat under många år.

1.2 Tidigare studie

Huvuddelen av arbetet inom ramjetrobotprojektet utfördes av Conway och Johansson och har redovisats i en tidigare rapport (ref 1). Resultaten var lovande men vissa geometriska skillnader fanns mellan den modell av Rb73 som FFA analyserade jämfört med de data som VAC tagit fram. FFA använde ett något större luftintag, som baserades på vindtunnelmodellen, medan VAC räknade med ett luftintag som det amerikanska företaget TMC, The Marquardt Company, utvecklat för en snarlik robot. En jämförande studie var därför svår att göra.

1.3 Projektdeltagare

Detta projekt har finansierats av FMV genom Torulf Jansson på KC Vapen. Studien pågick under 2001 fram till 15 september. Projektets deltagare har under denna period varit:

Magnus Tormalm	FOI, FFA Projektledare
Heino Tamvel	VAC
Gösta Rosander	Konsult (tidigare VAC)
Ola Hamnér	FOI, FFA
Johannes Johansson	FOI, FFA
Maria Sjöblom	FOI, Ursvik
Dag Wallström	FOI, Ursvik
Sören Hasselrot	FOI, Grindsjön

2 Geometri

2.1 RB73 geometrin

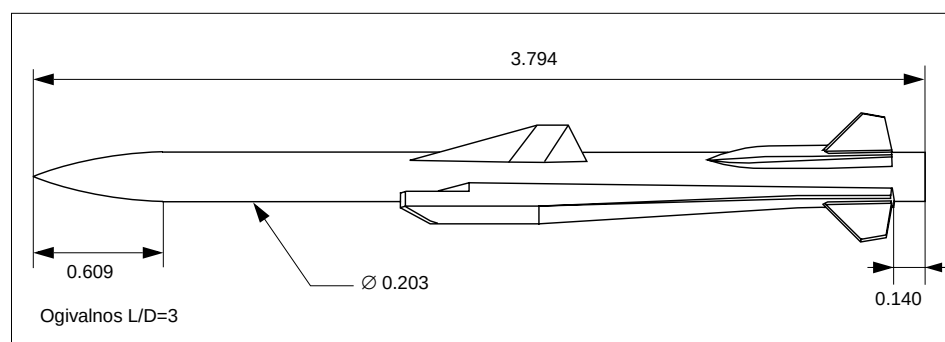
Eftersom ramjetrobotprojektet kantats av osäkerhet kring vilken geometri som analyserats, redovisas här en komplett beskrivning av robotgeometrin.

CFD beräkningarna i denna rapport baseras på en modellgeometri som vindtunnelprovats på FFA 1988. Denna geometri finns beskriven i H. Iderfelts rapport (ref 3) och betecknas RB73-M2. Flera alternativ av vingar och roder provades till robotkroppen, men CFD beräkningarna är enbart utförda med de vingar som betecknas W1 och de roder som kallades F2. Vindtunnelmodellens geometri har erhållits dels från ovan nämnda rapport och dels från ett ritningsunderlag som VAC tillhandahöll.

CFD modellens geometri skapades i ett CAD verktyg på FFA's konstruktionsavdelning. Data från vindtunnelmodellens ritningar skalades upp med en faktor 5.64 (fullskala) och kunde efter många vedermödor läsas in i vårt nätgenereringsprogram, TRITET, där ett ostrukturerat volymnät genererades.

Geometrin för CFD modellens kropp redovisas i figur 2-1 nedan. Den bakre kroppsförlängningen på 0.14 m fanns inte på den verkliga robot 73 utan tillkom genom ett missförstånd när dysan skulle implementeras i CAD underlaget (ref 1). Misstaget upptäcktes först efter att ett stort antal beräkningar genomförts. Förlängningen har dock ringa inverkan på motstånd och lyftkraft. Dessutom påverkas inte bakkroppen nämnvärt av motorstälarna. Eftersom geometrin använts i hela den föregående studien, så har samma geometri använts även under denna studie.

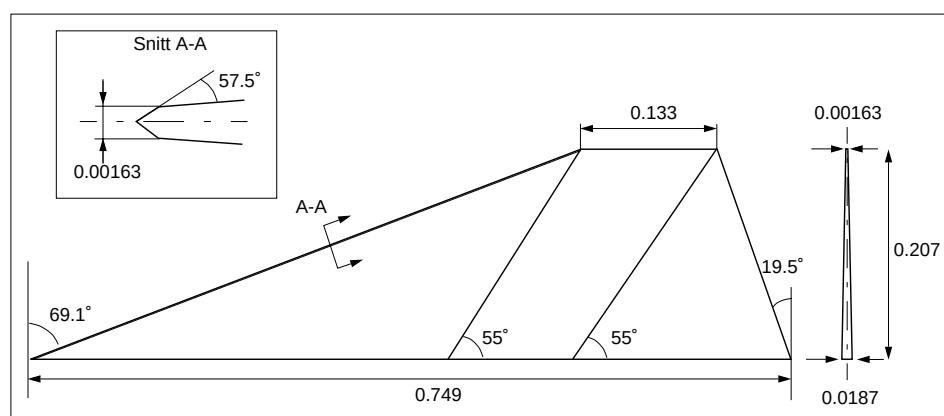
Fig. 2-1. CFD modellens kroppsgeometri (m).



Vinggeometrin för CFD modellen visas i figur 2-2. Geometrin baseras på den vinge som kallas W1 i ref 3. På vindtunnelmodellen är vingens framkant rundad med en radie av 0.14 mm vilket skulle motsvara en radie på 0.79 mm i CFD modellen. För att underlätta nätgenereringen gjordes istället en fasad framkant enligt snitt A-A i figur 2-2. Detta skapade en skarp och väldefinierad avlösninglinje vilket underlättar beräkningarna vid höga anfallsvinklar. Vingens bakkant och vingspets har en tjocklek av 1.63 mm. Rotkordans plangeometri är en dubbelknäckt kil där mellanpartiet har en tjocklek av 18.7 mm. Detta mellanparti ligger mellan de två 55 graders knäckarna.

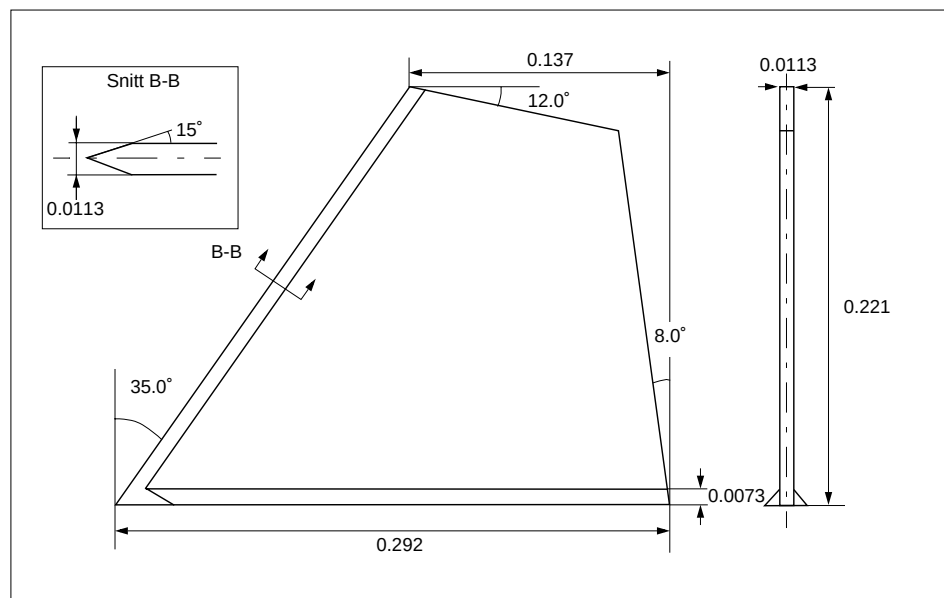
De två kroppsvingarna är placerade i 90 graders vinkel relativt varandra och i 45 graders vinkel snett uppåt från robotens horisontalplan. Vingarnas spets ligger 1.600 m från robotens nos. Vissa skillnader finns mellan vindtunnel- och CFD modellens vingar. Exempelvis är CFD modellens rotkorda på 0.749 m något kortare jämfört med de 0.766 m som en uppskalad vindtunnelmodell borde ha. Dessutom är framkantsvepningen marginellt mindre med 69.1 grader jämfört med vindtunnelmodellens 70 grader. Detta gäller även CFD modellens bakkantsvepning på 19.5 grader jämfört med 20 grader. Dessa två något mindre vinklar bidrar till att spetskordan på CFD geometrin är lite större med 0.133 m jämfört med 0.121 m trots att rotkordan är något mindre. Anledningen till dessa skillnader kan bero på approximationer som gjordes för att förenkla CAD arbetet.

Fig. 2-2. CFD modellens vinggeometri (m).



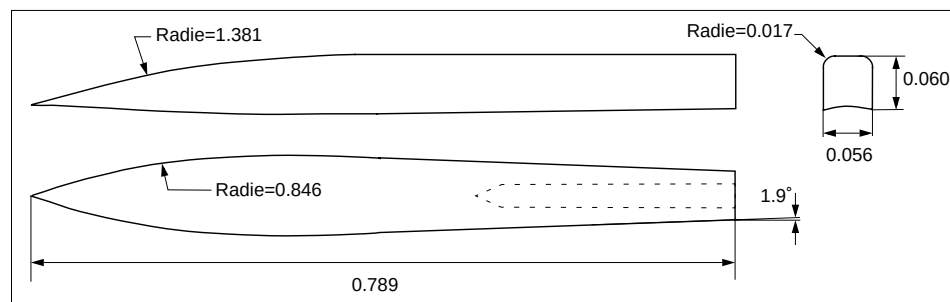
CFD- och vindtunnelmodellens roder består av en plan platta med en fasad framkant enligt figur 2-3. I vindtunnelproven kallas detta roder för F2. I nedre kanten på rodet utefter rotkordan finns en trekantig förstärkningslist som ansluter mot roderservokåpan eller förlängningen av luftintagen. De fyra rodren är placerade i kryssform i 45 grader vinkel från horisontalplanet. Rodrens spets ligger 3.362 m från robotens nos

Fig. 2-3. CFD modellens rodergeometri (m).



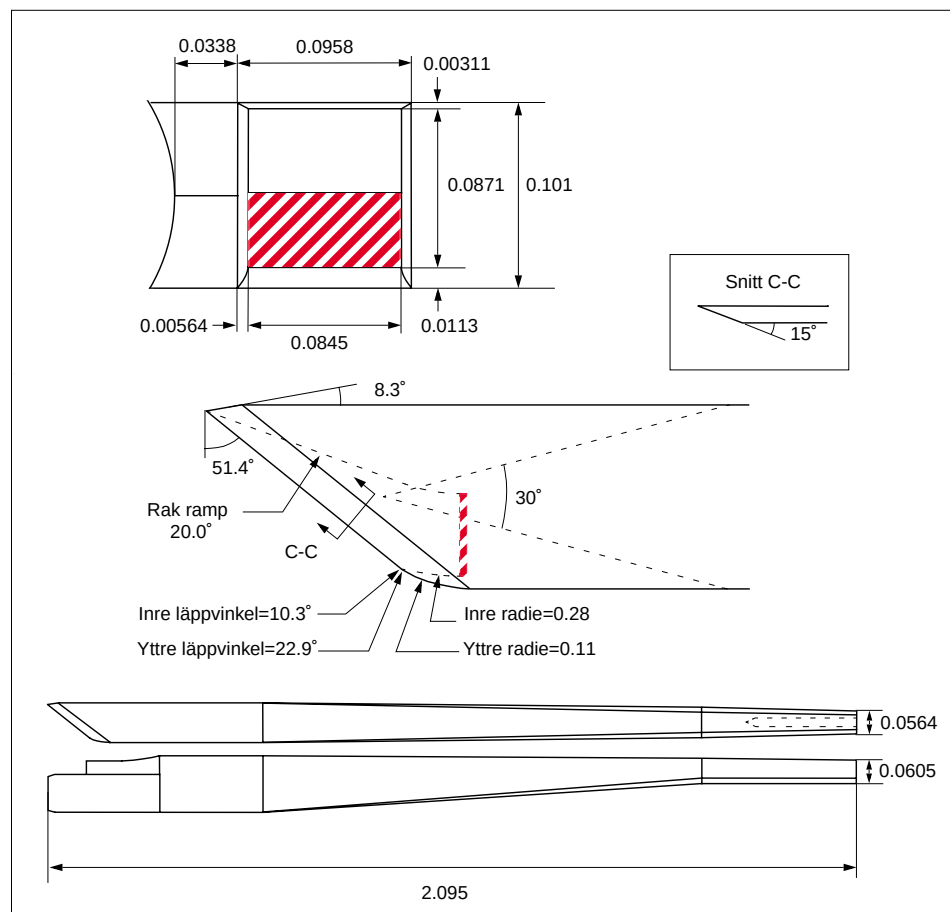
Den enda skillnaden mellan CFD och vindtunnelmodellens roder är spetskordans svepningsvinkel. I CFD modellen är den 12 grader mot vindtunnelmodellens 15 grader, vilket ger en marginellt större area på CFD modellen. De två roderkåpornas geometri stämmer väl med vindtunnelmodellens. Ritningsunderlaget är dock angivet med många kurvaturer. Dessa kurvaturer är tyvärr relativt dåligt upplösta i CFD modellen.

Fig. 2-4. CFD modellens roderkåpa (m).



De två luftintagen på Rb73 är placerade under kroppen i 45 graders vinkel. Geometrin för luftintaget är modifierad för att få samma totala luftintagsarea på 147.24 cm^2 som VAC använt i den jämförande studien. Luftintagsarean definieras som den projicerade arean sett rakt framifrån där sidorna begränsas av inre sidoväggarna och rampens och bakre läppens framkanter enligt figur 2-5. En detaljerat redovisning av ändringarna finns i kapitel 2.2.

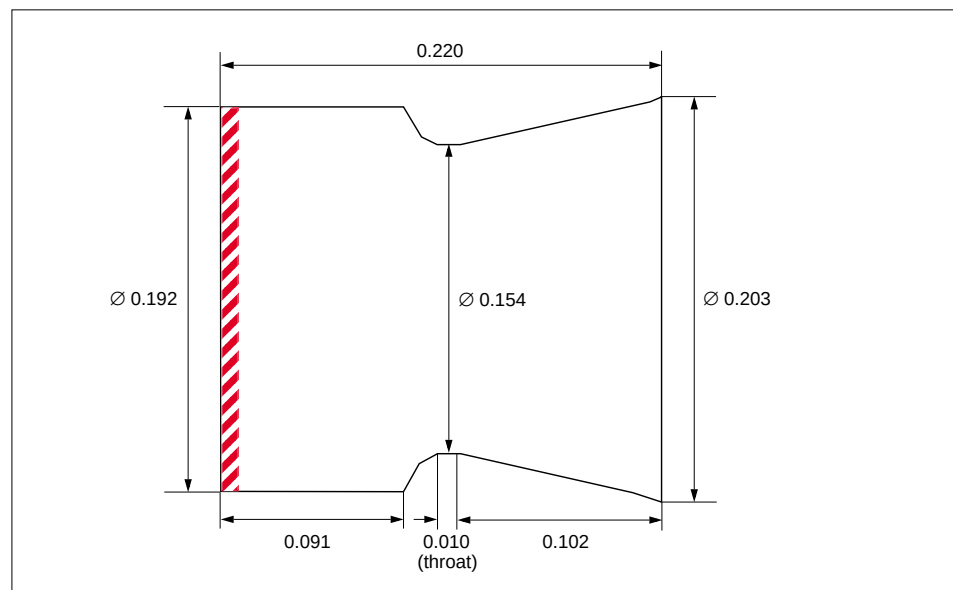
Fig. 2-5. CFD modellens luftintags geometri (m).



Förutom den medvetet förändrade intagsarean finns vissa mindre skillnader. Exempelvis har bakre intagsläppen andra vinklar samt en radie på 0.56 mm. CFD modellens bakre läpp består av en skarp kant med en inre läppvinkel på 10.3° och en yttre vinkel på 22.3° . Uppgifterna på radierna i figuren är tagna från ritningsunderlaget (uppskalade värden) och är inte uppmätta i CFD geometrin. Fasningsvinkeln för luftintagets sidovägg samt plogvinkeln är även de tagna från ritningarna. Luftintagets främre läpp är placerad 1.559 m från robotnosen. De två luftintagens kåpor sträcker sig ända bak till robotens bakkant där undre roder och roderservon får en naturlig placering. Luftintagens ramp är en kompromiss med en rak 20° kil istället för en kil + isentropisk kompressionsramp som vanligen används på en verklig robot.

I figur 2-5 har intagsytan mellan ordinarie CFD beräkning och VAC's ramjet-modul markerats med en röd randigt yta/linje. Denna vinkelräta yta ligger 0.119 m från främre kanten av luftintagets ramp. Det är i detta snitt som det totala massflödet och genomsnittliga totaltemperaturen tas som indata till ramjetmodulen.

Fig. 2-6. CFD modellens dysgeometri (m).



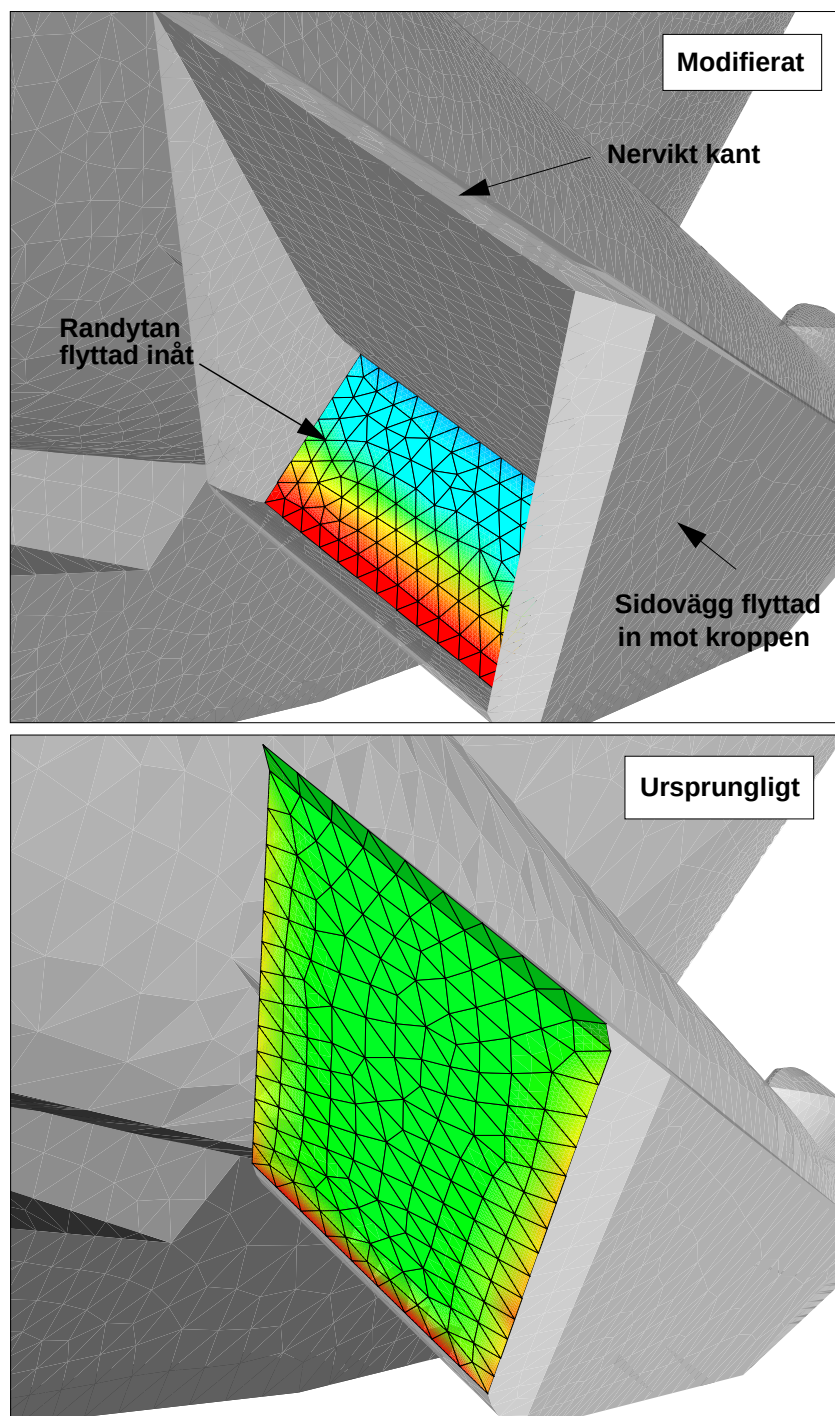
Slutligen så redovisas även geometrin för dysan på CFD modellen. Vindtunnelmodellen har ingen dysa eftersom stingen till vågen är infäst i denna del. Geometrin till dysan erhöles av VAC och implementerades av Stephen Conway. Dysan visas i profil i figur 2-6 ovan och har ett helt cirkulärt tvärsnitt. Den röda markeringen i dysans inlopp visar var utdata från VAC's ramjetmodul sätts som ett randvillkor.

2.2 Modifiering av ursprungliga geometrin

Eftersom de tidigare beräkningarna (ref 1) genomfördes med en större luftintagsarea, jämfört med VAC's underlag, så beslöts det att CFD intagen skulle modifieras på enklast tänkbara sätt för att den totala arean skulle bli identisk. Eventuella skillnader i sidoförhållande bedömdes som mindre viktiga.

Det enklaste sättet att åstadkomma denna mindre area, med hänsyn till de verktyg som fanns på FFA, var att flytta in hela den yttre sidoväggen på luftintaget 0.57 cm. Även delar av den fasade framkanten och den inre sidoväggen flyttades. Övriga delar av intaget anpassades därefter med linjär interpolation till den nya positionen av ytterväggen. Förutom yttre väggen har även den främre läppen på intaget modifierats genom att denna del vikts ner. Detta skapade en fasning på övre delen av intaget vilket underlättade nätgenereringen kring området mellan rampen och sidoväggen.

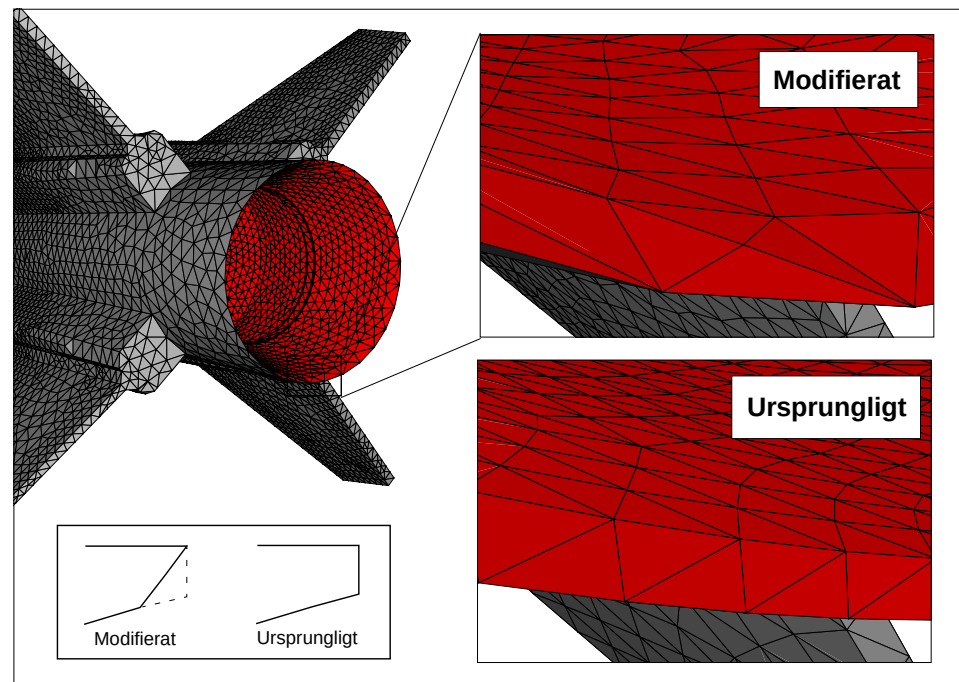
Fig. 2-7. Modifierad luftintagsgeometri.



I det ursprungliga simuleringsunderlaget var massflödet genom motormodulen anmärkningsvärt högre jämfört med VAC. Dels visade sig detta bero på den större luftintagsarean som använts, men karaktärstiken på massflödeskurvan var i det närmaste helt linjär över machtalsområdet. Detta förvånade och därför flyttades intagsrandytan till VAC's modul längre in i intaget så att stöten mellan ramp och bakre läpp inkluderades. Den nya randytan placerades strax bakom läppen, så att ytans normal är parallell med robotens centrumlinje. Den nya positionen ligger 0.119 m bakom framkanten av luftintagets ramp (figur 2-7). En kontrollräkning som Conway genomförde med den nya randytan (med den ursprungliga större intagsarean) visade på en reduktion av massflödet med ca 12% vid Mach=2.51, höjd=0 m, $\alpha=0^\circ$. De nya beräkningarna i denna rapport har därför genomförts med den inre placeringen av randytan.

Förutom luftintagens geometri modifierades även basytan på robotens bakkropp. Detta för att lättare kunna generera ett nät kring bakkroppen. Basytan var tidigare extremt liten och stod för enbart ca 1% av det totala motståndet. I den nya CFD geometrin togs därför basytan bort helt och hållet vilket skapade en skarp kant mellan dysan och bakkropp. Det tryckbidrag som fanns på basytan blir därför en del av krafterna på dysan vilken ingår i dragkraftdelen. Summan bör därför bli jämförbar mellan de olika geometri definitionerna men man sparar ett stort antal nätpunkter kring bakkroppen.

Fig. 2-8. Modifiering av basytan.

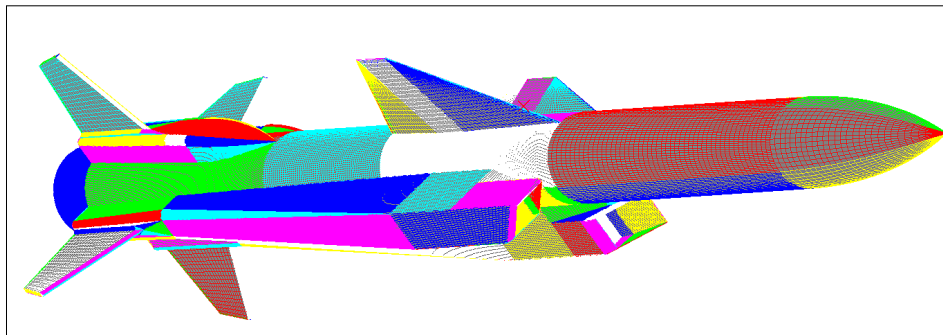


Även vingarnas framkanter gjordes skarpa med en fasning istället för den runda framkanten från CAD underlaget (se sid 15). Denna åtgärd gav dock liten skillnad i det färdiga nätet. Det ursprungliga nätet genererades med ett kommersiellt verktyg som automatiskt skapade en skarp fasad kant. I vårt verktyg FFANET gav en rundad framkant problem.

3 Nätgenerering

CAD modellens geometriunderlag, som togs fram av konstruktionsavdelningen på FFA, levererades i IGES format. Underlaget konverterades och rensades i programmet Spider till ett läsbart format för nätgenereringsverktyget TRITET. Eftersom inga räkningar planerades med snedanblåsning var det önskvärt med en halvkroppsmodell, men på grund av att vissa ytpatchar korsade det naturliga symmetriplanet var det enklare att generera en helkroppsmodell i TRITET. De ursprungliga räkningarna genomfördes med ett halvkroppsnet som togs fram i ett kommersiellt verktyg (GAMBIT) där man enklare kunde skära ytor i godtyckliga plan.

Fig. 3-1. De olika ytpatcharna på kroppen.



Den modifierade geometrin, inklusive alla randytor, bestod av 220 olika ytpatchar (figur 3-1). Modifieringen av luftintag mm gjordes först i FFANET och resultatet lästes sedan in i TRITET varpå randytor, bakgrundsnet, ytnät och slutligen ett ostrukturerat volymnät genererades (utan viskösa gränsskikt). Det slutliga nätet bestod av 490000 punkter och 2.8 miljoner tetraedrar.

Fig. 3-2. Ytnätet på kroppen.

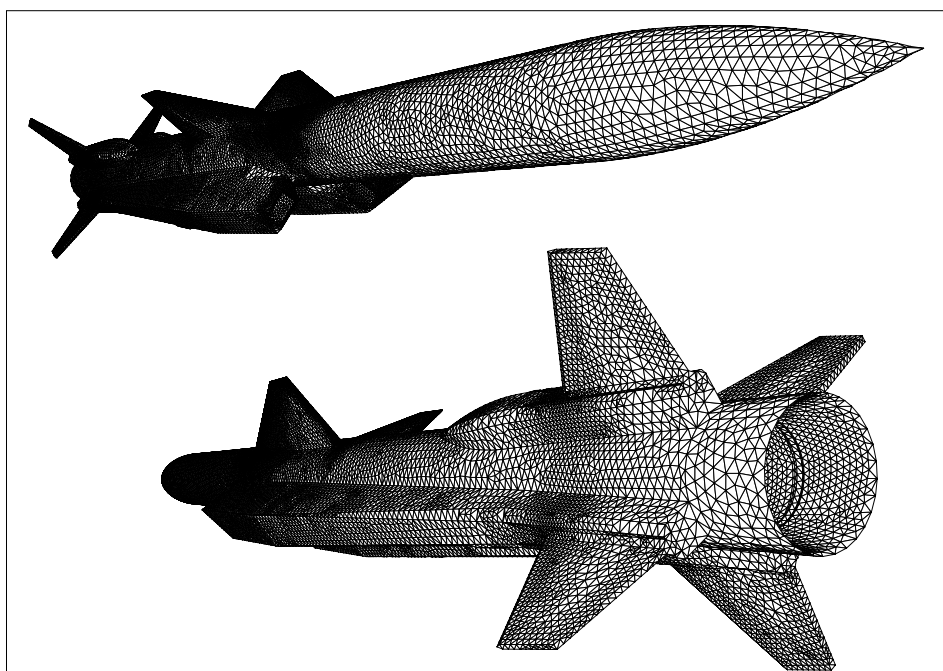


Fig. 3-3. Ytnätet kring luftintaget.

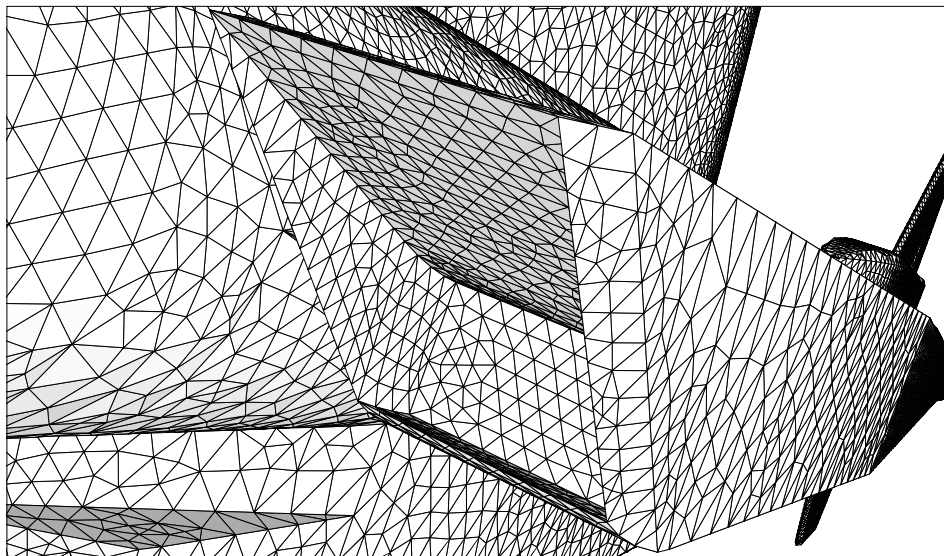


Fig. 3-4. Vingens ytnät.

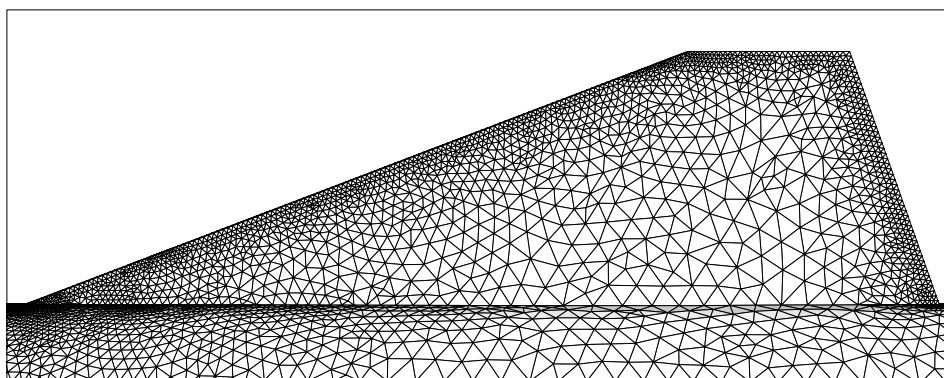
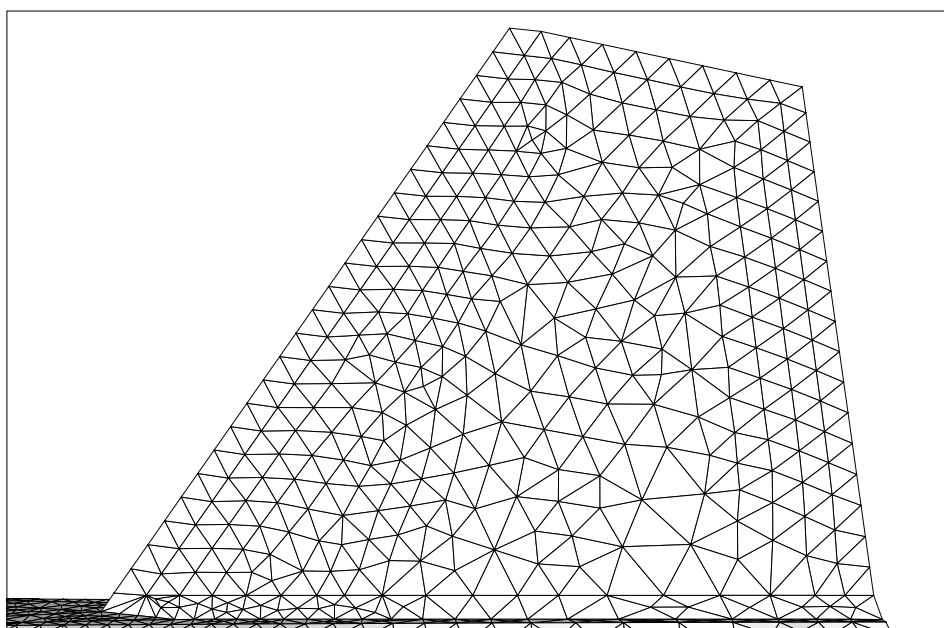


Fig. 3-5. Rodrets ytnät.



Nätets främre yta (inlopp) placerades 2.0 m framför och det bakre planet (utlopp) 8.0 m bakom robotens nos. Nätets sidoväggar är vridna 45° relativt y- och z-axlarna. Sidoväggarnas hörn ligger 5.66 m ut på y- och z-axlarna.

4 Resultat

4.1 Beräkningsprogrammet EDGE

Alla CFD beräkningar i denna rapport har gjorts med en modifierad version av FFA's ostrukturerade strömningslösare EDGE version 1.5. Modifikationen består av extra rutiner för VAC's ramjetmodul. EDGE är en finitvolym, nodcentrerad Euler och Navier-Stokes (laminärt och RANS) lösare för hybrida nät. Tidsintegreringen till steady-state sker med ett explicit Runge-Kutta schema, lokala tidssteg med implicit residualutjämning. Den instationära tidsintegrationen sker med duala tidssteg. Rumsderivatorna löses med centrala differenser med artificiell dissipation eller 2:a ordningens uppvindsschema. För närvarande är endast ett fåtal turbulensmodeller implementerade, Wilcox k-w och EARSIM. Ett antal program finns för pre- och postprocessing. Preprocessorn skapar duala nät för multigrad eller delar upp nätet i flera block så att jobbet kan köras parallellt på flera processorer med utbyte av data mellan de olika delarna. Ett av verktygen för postprocessing är programmet "force". En speciell version av force togs fram av Stephen Conway för att beräkna krafter och moment även för de nya randvillkoren på intags- och utloppsränderna till VAC's ramjetmodul. Krafterna som redovisas i kapitel 5 är framtagna med denna specialversion av force.

4.2 Aerodynamiskt underlag

De nya beräkningarna genomfördes under sommaren 2001 av Sören Hasselrot som var tillfälligt utlånad från FOI Grindsjön. Enbart en delmängd av det tidigare aerounderset (ref 1) har beräknats på nytt. Sammanlagt togs data fram för 24 olika flygtillstånd, fördelade på sex machtal, två anfallsvinklar och två höjder (tab 4-1). Samtliga fall beräknades för samma motorpådrag med $\phi=1.0$, dvs stökiometrisk förbränning. Noggranna friströms- och referensdata finns i tabell 5-1.

Mach	2.15, 2.30, 2.51, 2.70, 3.20, 4.0
Alfa (grader)	0, 10
Höjd (m)	0, 11000
ϕ	1.0

Tab. 4-1. Beräknade flygfall

Enbart inviskösa räkningar har genomförts för den kompletta modellen av Rb73. En termiskt perfekt gasmodell har använts där $\gamma(T)$ och $R(T)$ har beräknats i CET89 upp till 2500K. Värdena tabelleras sedan i indatafilen till EDGE. Beräkningarna har genomförts med centralschema och artificiell dissipation. Multigrad i tre steg har använts för att få en snabbare konvergens. Som bränsle i ramjetmodulen har JP10 använts med ett luft-bränsle förhållande på 14.21:1, vilket svarar mot stökiometrisk förbränning. Förbränningsverkningsgraden har satts till 0.9 och tryckåtervinsten till 1.0. För bleed har ett konstant värde på 5.8% använts. Ett exempel på en indatafil till EDGE redovisas i Appendix A. Enbart variabler

som skiljer sig från default värden i EDGE är medtagna. Den största skillnaden finns i slutet där alla variabler som krävs för den nya ramjetmodulen anges.

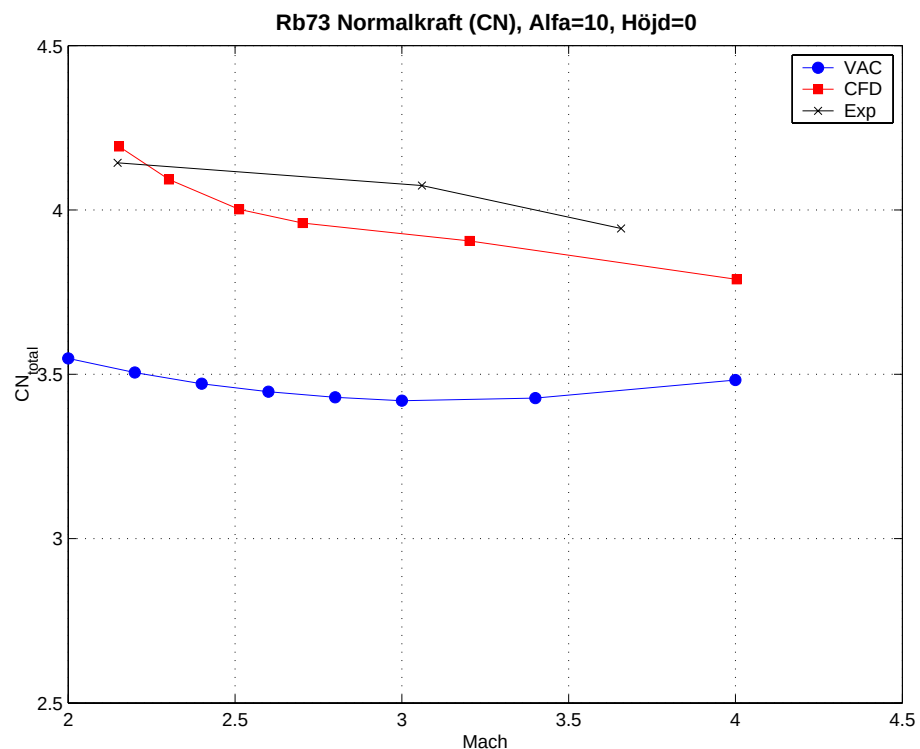
Resultatet av alla räkningar är sammanställt i tabellerna 5-2 till 5-5 i kapitel 5. I tabellerna betecknas robotens totala yttre geometri inklusive vingar, roder mm enbart "Kropp".

4.3 Jämförelse av normalkraft

Normalkraften redovisas i tabellen 5-2 och jämförs i figur 4-1 nedan för höjden=0 m och $\alpha=10^\circ$. Vid jämförelsen med vindtunneldata (ref 3) och VAC visade sig CFD resultaten stämma relativt väl. VAC's värden är dock genomgående lägre. Även CFD resultaten ligger något lägre jämfört med vindtunnelprov (Exp) för högre machtal. Detta kan förklaras av att CFD modellens luftintag har något mindre spännvidd än vindtunnelmodellen.

I värdena för normalkraften i CFD beräkningarna har hela dysans bidrag till CN inkluderats.

Fig. 4-1. Normalkraft, $\alpha=10^\circ$, höjd=0 m.



4.4 Jämförelse av dragkraft

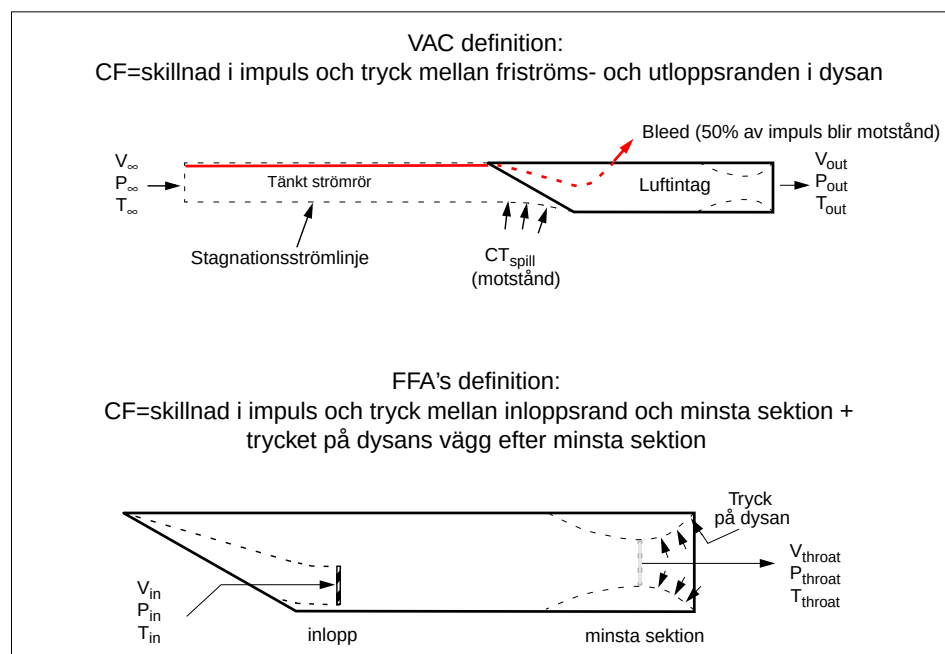
Definitionen av dragkraft skiljer sig mellan FFA och den mera traditionella som VAC tillämpar (figur 4-2). VAC räknar impulslagen från ett snitt i friströmmen till dysans mynning. Under luftintagens konstruktionspunkten får det tänkta strömröret in i luftintaget en krökning. Tryckbidraget på denna krökta stagnationsströmning ger upphov till ett motståndsbidrag som betecknas CT_{spill} och hänförs till luftintagens motstånd. I denna term ingår även spill som eventuellt går över sidoväggarna. En mindre del av luftflödet som går in i luftintaget tappas

av före brännkammaren. Denna bleedluft bidrar inte till dragkraften utan behandlas separat och ingår i tilläggsmotståndstermen CT_{klack} i tabell 5-7 och 5-8. VAC räknar med att 50% av bleedluftens ingående impuls återvinns genom att utforma bleedflödets utlopp på ett lämpligt sätt.

FFA räknar fram dragkraften genom att integrera impulsen ($u^2\rho$) och tryckdifferensen över dels randintagsytan i luftintaget och dels över minsta sektionen i dysan (impulslagen). Dessutom tillkommer en tryckterm på den expanderande delen av dysan efter minsta sektionen. Eftersom det ostrukturerade nätet inuti dysan ej har någon geometrisk yta definierad i minsta sektionen är det inte möjligt att direkt ta fram värden på hastighet, densitet och tryck i detta snitt. Därför räknas ett tänkt värde, med antagandet $Mach=1.0$ i dysans minsta sektion, fram baserat på de värden som VAC's ramjetmodul levererar till inloppet i dysan. Beräkningen med detta "tänkta tryck och hastighet" sker i varje iterationssteg och kallas F_{thrt} i utdata. Det är detta värde som normerats med S_{ref} och q_∞ och betecknas CF , Dysa (throat) i tabellen 5-4. De höga temperaturerna i dysan medför att det "ideala gas" antagandet inte håller, utan istället används $\gamma(T)$ och $R(T)$ i hela beräkningsområdet.

De olika definitionerna innebär att FFA räknar bidragen från rampen och bakre läppens insida som ett motstånd medan detta bidrag inkluderas i VAC's dragkraftsvärde.

Fig. 4-2. Definition av dragkraft.



Jämförelsen av total dragkraft (fig 4-3) mellan VAC och FFA är därför svår att göra eftersom det inte finns möjlighet att separera bidragen från rampen och läppen efter att beräkningarna genomförts. Om motståndet på rampen (och bakre läppens dragkraft) inkluderas i FFA's dragkraft så hamnar kurvan ytterligare lägre relativt VAC's data. Den tydliga dippen på VAC's kurva vid lägre machtal är inte alls lika tydlig i CFD-räkningarna på lägsta höjd. Orsakerna till dessa

skillnader kan bero på att CFD modellen har en rak ramp medan VAC har räknat med en 5° kil och sedan en isentropisk kompressionsramp ner till en slutvinkel på 24° . En rak ramp har inte lika brant fallande C_A -karakteristik. Vid hög höjd visar dock även CFD räkningarna på en fallande total dragkraft vid låga mach-tal.

En direkt jämförelse av dragkraften är däremot möjlig om enbart kraften i dysans minsta sektion jämförs. VAC's motordata innehöll uppgifter på tryck, hastighet och massflöde i varje snitt av motorn. Genom att tillämpa impulslagen i dysans minsta snitt och dysans utlopp var det möjligt att separera den totala dragkraften enligt tabell 5-9. I figur 4-4 jämförs FFA's och VAC' värden i dysans minsta sektion. Här är det tydligt att FFA's värden är genomgående lägre på båda höjderna förutom vid de lägsta machtalet.

Värdena in och ut från ramjetmodulen redovisas i tabellen 5-5 för FFA och i tabell 5-10 för VAC. Värdena på massflödet in i luftintaget är redovisade inklusive bleed för FFA. För att korrekt jämföra VAC och FFA skall därför värdena reduceras med 5.8% eftersom detta fixa värde har använts genomgående i FFA's beräkningar. I plotten 4-5 har FFA's värden därför reducerats med 5.8% för en korrekt jämförelse. Figuren visar att CFD beräkningarna ger ett något lägre massflöde, förutom vid de lägsta mach-talen. Tendensen är samma för högre höjder vilket tydligt avspeglade sig i jämförelsen med dragkraften i dysans minsta sektion. Detta beror till viss del på annan rampform och det faktum att FFA's beräkningar genomförts med ett fixt värde på bleedflödet. I det verkliga fallet kan man anta att bleedflödet varierar med flygtillståndet. FFA's metodik innebär dessutom att hela bleedflödets ingående impuls förloras. Eftersom dragkraften är direkt proportionell mot massflödet genom ramjetmodulen, får FFA något lägre värden enligt figur 4-4 och 4-3.

Fig. 4-3. Total dragkraft, $\alpha=0$, höjd=0 och 11 km.

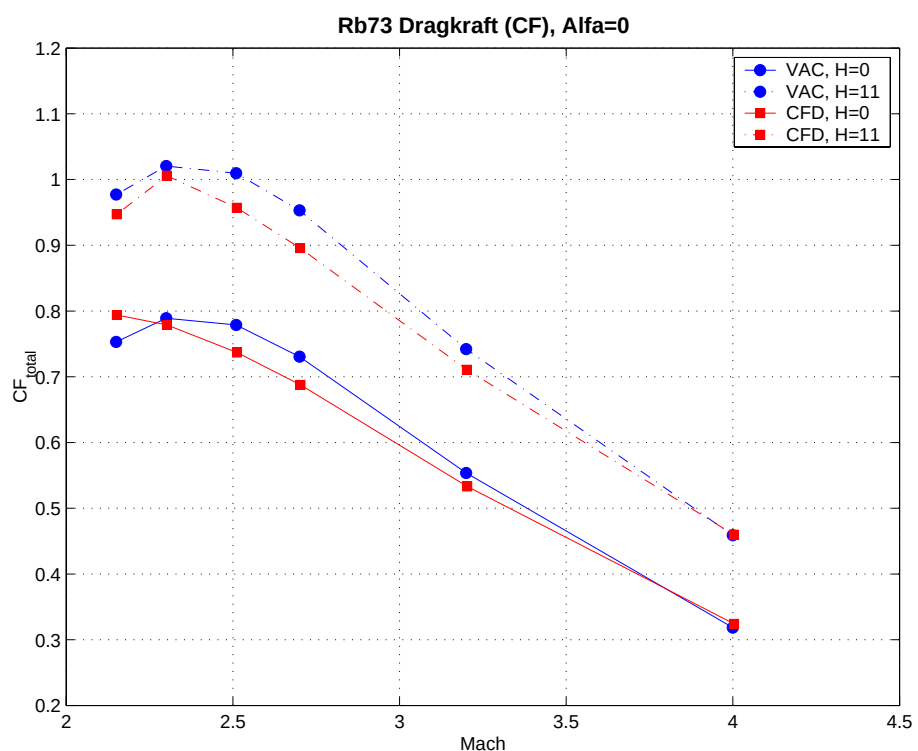


Fig. 4-4. Dragkraft i dysans minsta sektion, $\alpha=0$, höjd=0 och 11 km.

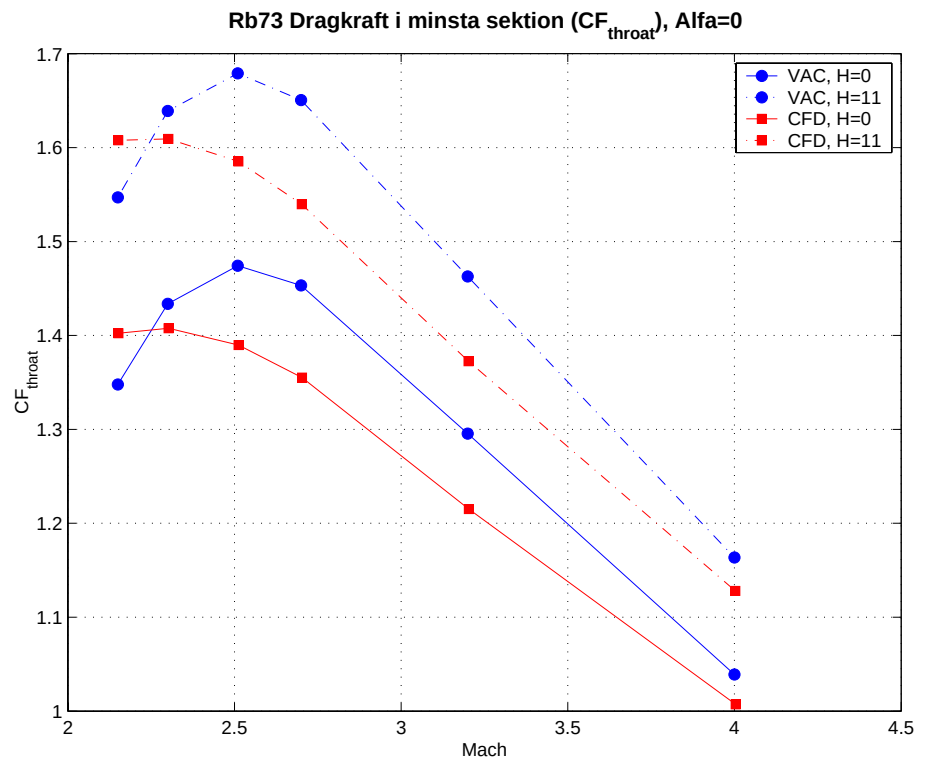
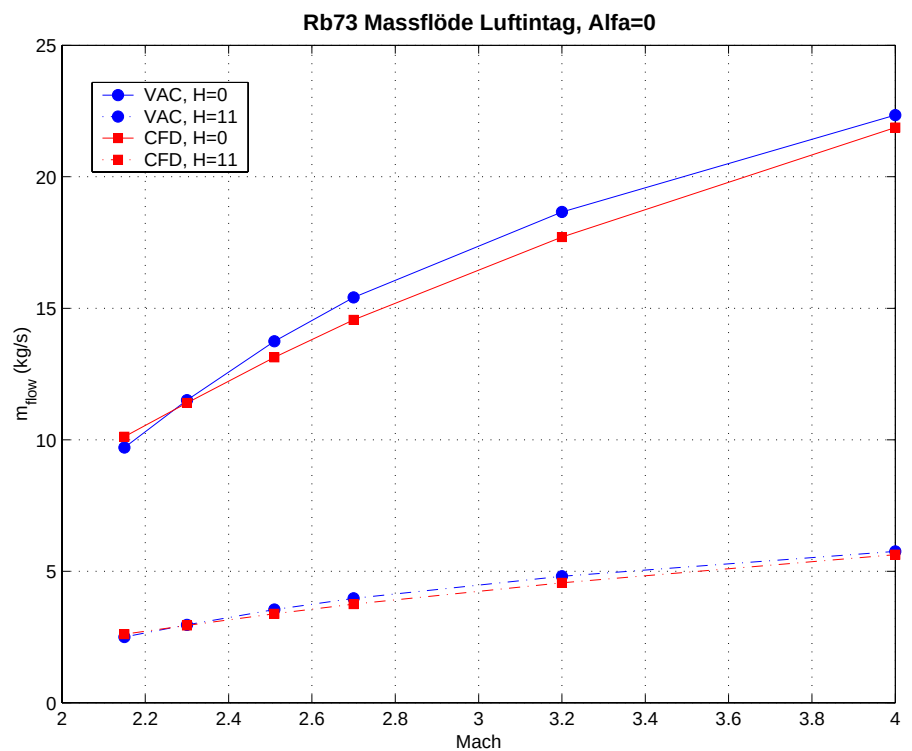
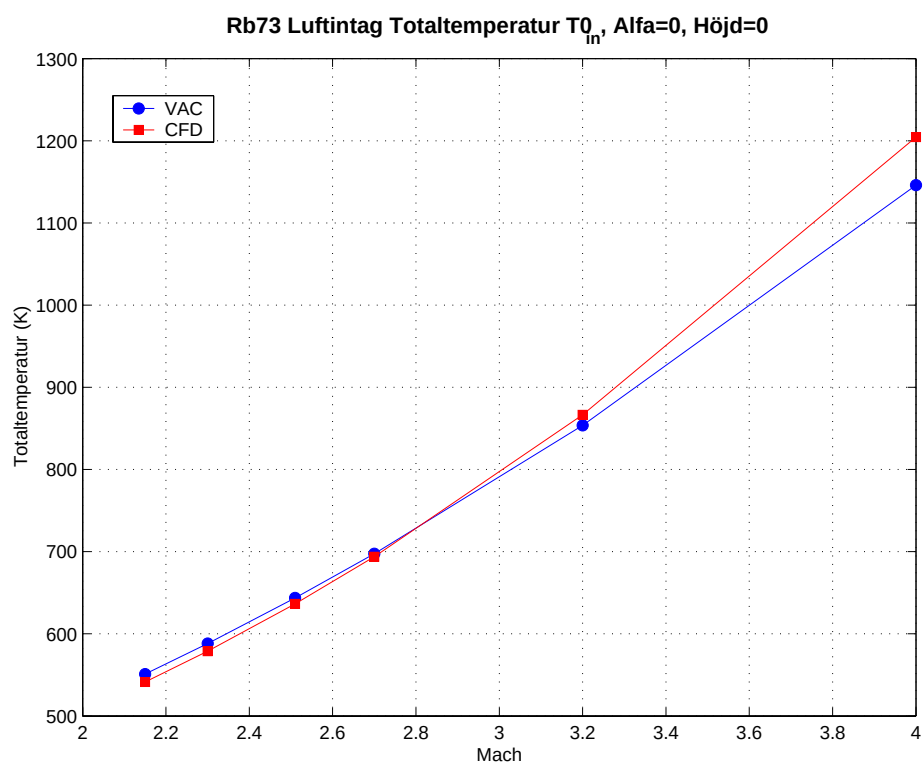


Fig. 4-5. Massflöde luftintag, exklusive bleed, $\alpha=0$, höjd=0 och 11 km.



Även totaltryck och -temperatur finns redovisade i tabellerna. Dock jämförs lite olika saker. VAC's data redovisas strax före brännkammaren (snittet 02) medan FFA's värden är tagna i gränsytan till ramjetmodulen en liten bit in i luftintaget. Totaltrycket sjunker längs hela luftintaget medan totaltemperaturen är relativt konstant. En jämförelse av trycket blir därför inte relevant medan temperaturerna borde vara jämförbara. Vid lägre machtal ligger FFA's värden under VAC's. Vid en närmare analys av temperaturen över luftintaget och stötarna visar det sig att totaltemperaturen sjunker ett par procent (fig 4-6). Orsaken tros vara den artificiella dissipation som krävs för en stabil numerisk lösning, speciellt över den sneda stöten. Skillnaderna vid högre machtal kräver en utförligare analys.

Fig. 4-6. Luftintagens totaltemperatur, $\alpha=0$, höjd=0.



Skillnaderna i totaltemperatur är inte lika markant efter brännkammaren (fig 4-8). En viss offset finns men den är relativt liten (0.3%). Totaltrycket efter brännkammaren (fig 4-9) skiljer sig däremot enligt samma mönster som massflödet in. Detta innebär att FFA får ett lägre tryck i dysan vilket påverkar dragkraften över både minsta sektionen och väggarna i dysans expanderande del.

Fig. 4-7. Totaltemperatur i luftintaget (K), Mach=2.51, $\alpha=0$, höjd=0.

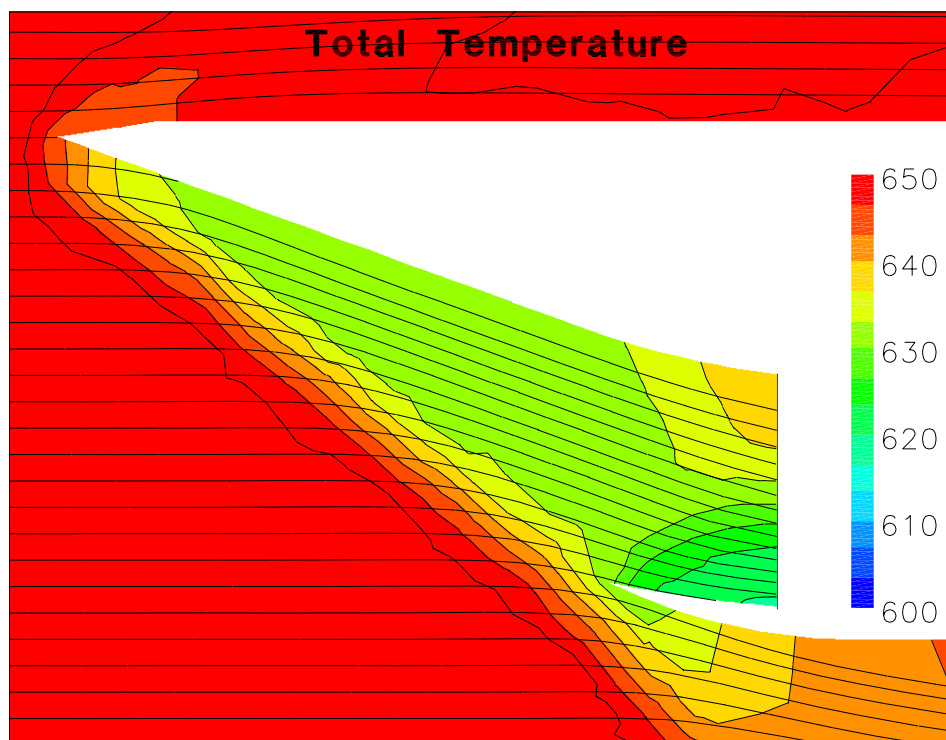


Fig. 4-8. Totaltemperatur i dysans inlopp, $\alpha=0$, höjd=0.

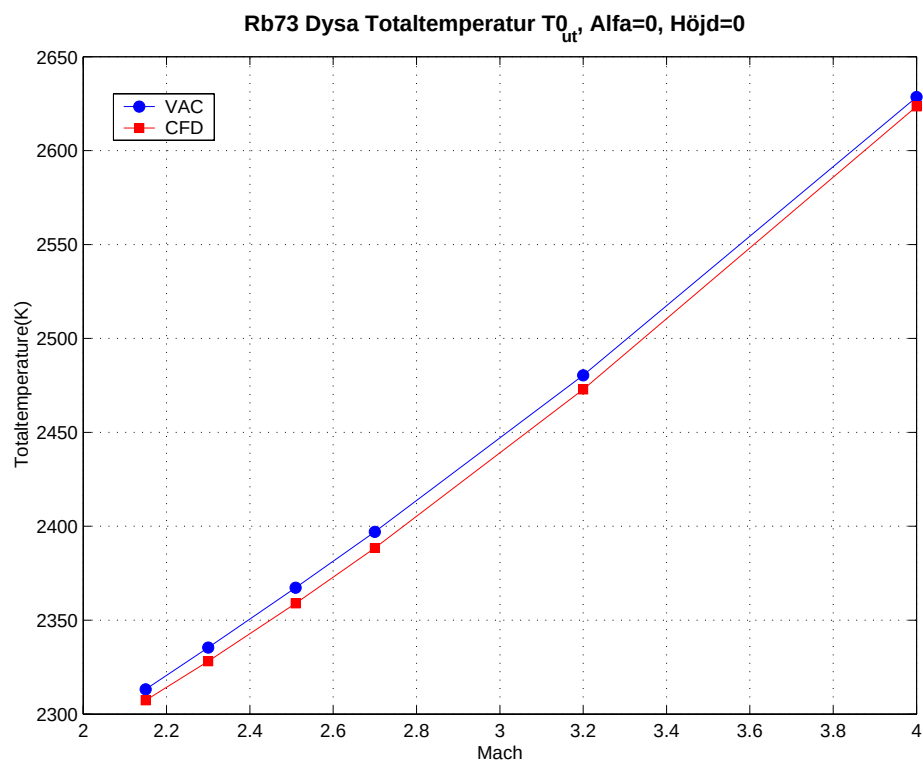
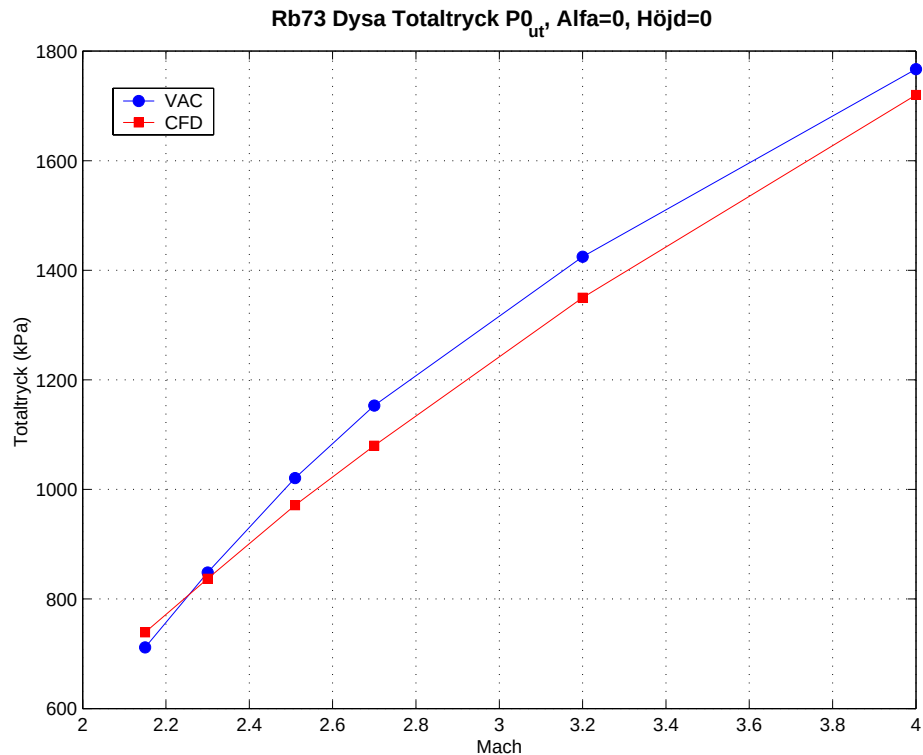


Fig. 4-9. Totaltrycket i dysans inlopp, $\alpha=0$, höjd=0.



4.5 Jämförelse av motstånd

Eftersom samtliga beräkningar har genomförts som Euler räkningar har friktionsmotståndet lagts till i efterhand med hjälp av handboksmetoder. Dessutom har inga upphängningsanordningar mm modellerats vilket ger ytterligare tillskott till motståndet. Övriga motståndsbidrag, som våg, bas och interferensmotstånd, erhålles direkt från den integrerade tryckfördelningen över kroppen. Motståndet för Rb73 redovisas i tabell 5-3 inklusive de uppskattade bidragen från friktion och klackar.

För att kunna jämföra motstånddata från vindtunnelproven, korrigerades värdena till fullskala med ett beräknat friktionsmotstånd enligt ref 2. Figur 4-10 visar en jämförelse av det totala motståndet. Kurvan för VAC ligger betydligt lägre jämfört med både CFD och vindtunnelproven. Vindtunnelmodellen var dock inte primärt avsedd för motståndsmätningar utan främst för att undersöka roll- och tippstabilitet. Därför kompromissades geometrin relativt fullskala. Enligt tidigare kapitel om dragkraften så ingår luftintagets ramp i FFA's värden på motståndet medan detta inkluderas i VAC's värde på dragkraften. Om dragkraft och motstånd summeras och jämförs så ligger FFA's värden betydligt lägre. Detta medförde att flygning inte var möjlig på lägsta höjd med detta underlag. De planerade jämförande simuleringarna genomfördes därför inte som planerat.

Friktionsmotståndet kunde jämföras direkt enligt figur 4-11. Skillnaderna i friktion mellan VAC och FFA är relativt små. Båda metoder för att ta fram friktionsmotståndet baseras på handboksmetoder. FFA's data togs fram med Missile

DATCOM (ref 4) medan VAC's friktionsvärden togs fram med hjälp av Anders Hasselrots rapport (ref 2). Värdena på friktionen i tabell 5-3 baseras helt på värdena från det tidigare underlaget (ref 1). Värdena är dock korrigerade för en något minskad våt yta på 3.9498 m^2 jämfört med den ursprungliga på 3.9981 m^2 .

Fig. 4-10. Totalt motstånd för Rb73, $\alpha=0$, höjd=0.

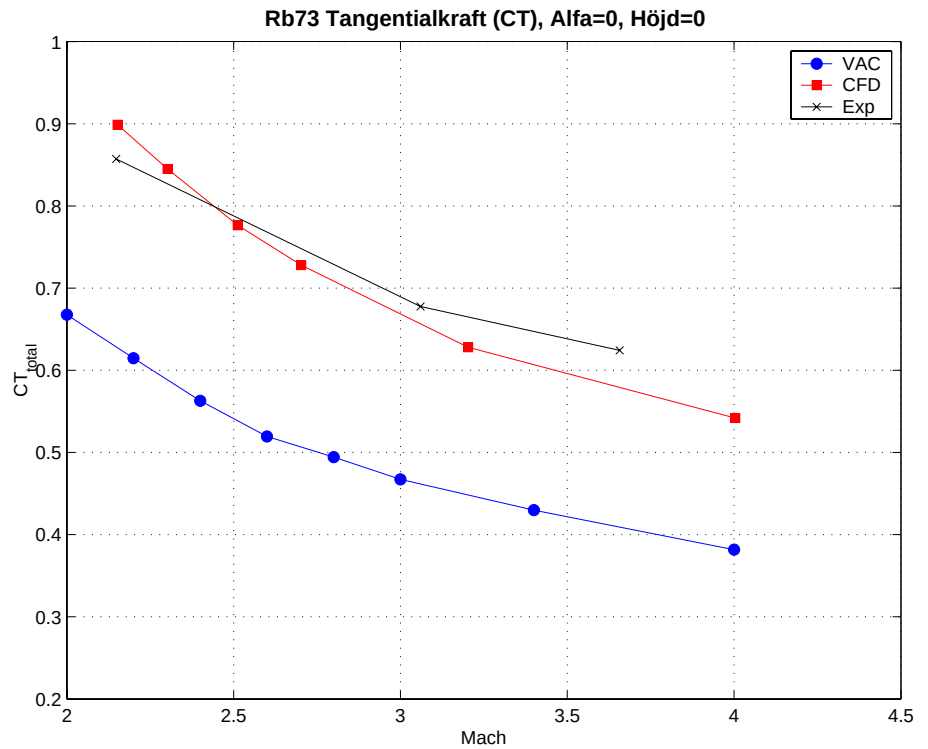
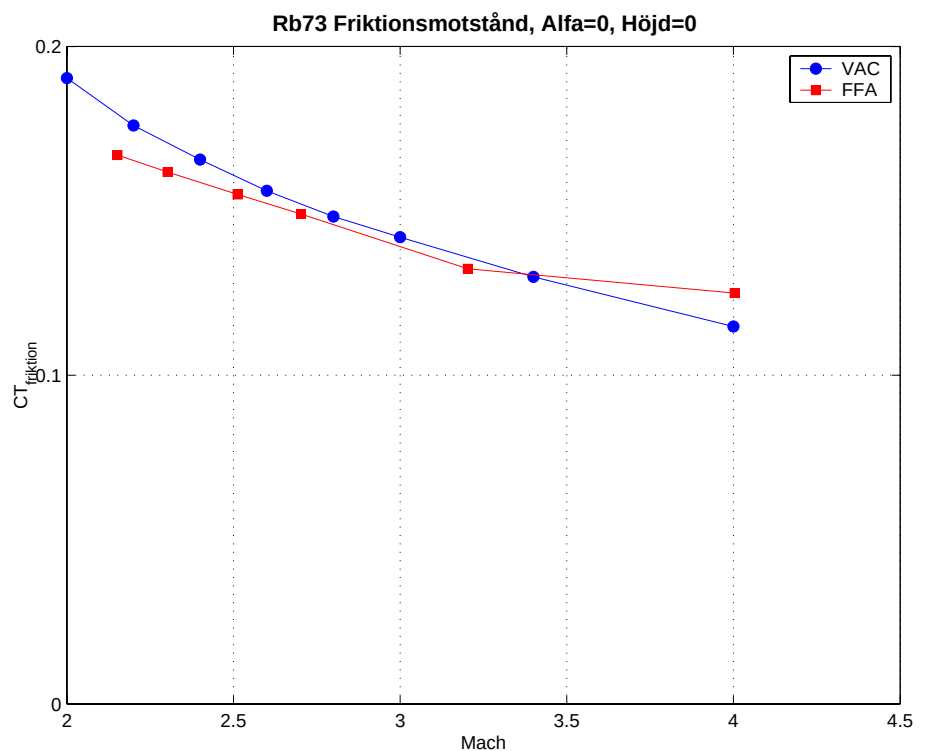
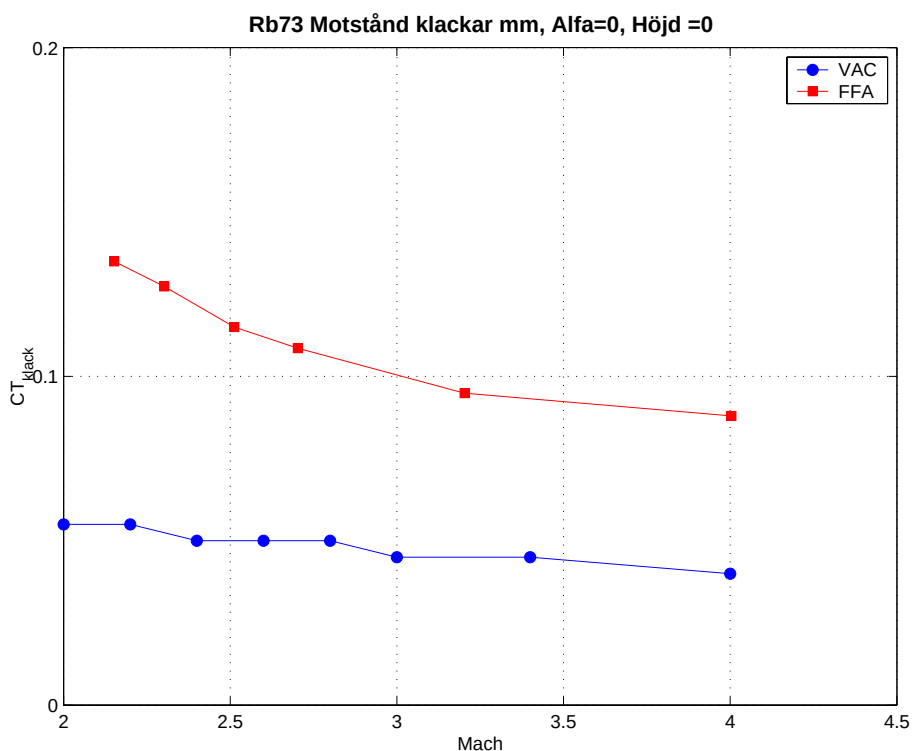


Fig. 4-11. Friktionsbidrag, $\alpha=0$, höjd=0.



Motståndet från klackar mm skiljer sig markant enligt figur 4-12. FFA's värden är betydligt högre vilket kan förklara en del av skillnaderna i det totala motståndet. FFA's data baseras på en empirisk tabell som tagits fram av Joakim Berglund i början av projektet. Idag saknas tyvärr en tydlig dokumentation av hur dessa värden har tagits fram. I VAC's värde för klackar ingår även 50% av impulsförlusten av bleedflödet från luftintaget. I FFA's beräkningar förloras hela av bleedflödets impuls men denna term återfinns i motståndet.

Fig. 4-12. Motståndsbidrag från klackar mm, $\alpha=0$, höjd=0.



Trots att en viss del av skillnaderna i motstånd kan förklaras av värdena för klackar mm, så krävdes en närmare analys för att klargöra resterande skillnader. För att kunna specificera motståndsbidragen, gjordes en mera detaljerad uppdelning av robotens olika delytor. I EDGE är det inte möjligt att i efterhand specificera vilka ytor som skall grupperas ihop. Detta sker i nätgenereringsprogrammet TRITET innan själva volymnätet genererats. Därför togs ett nytt nät fram. I det nya nätet delades luftintagen in i mindre delgrupper men även nosen, vingarna och roder grupperades med egna namn. Efter generering av ett nytt volymnät gjordes en ny beräkning för flygfallet, $Mach=2.51$, $\alpha=0$ och höjd=0. Resultatet redovisas i tabell 5-6.

De olika delytornas bidrag till motståndet redovisas i plott 4-13. I denna plott ingår enbart värdena direkt från CFD lösningen, dvs friktion och klackar tas inte med. En första gruppering och jämförelse av kropp, intag, vingar och roder enligt figur 4-14 visar att kroppen, intagen och rodren skiljer rejält mellan VAC och FFA.

Fig. 4-13. Delbidrag till motståndet vid Mach=2.51, alfa=0, höjd=0.

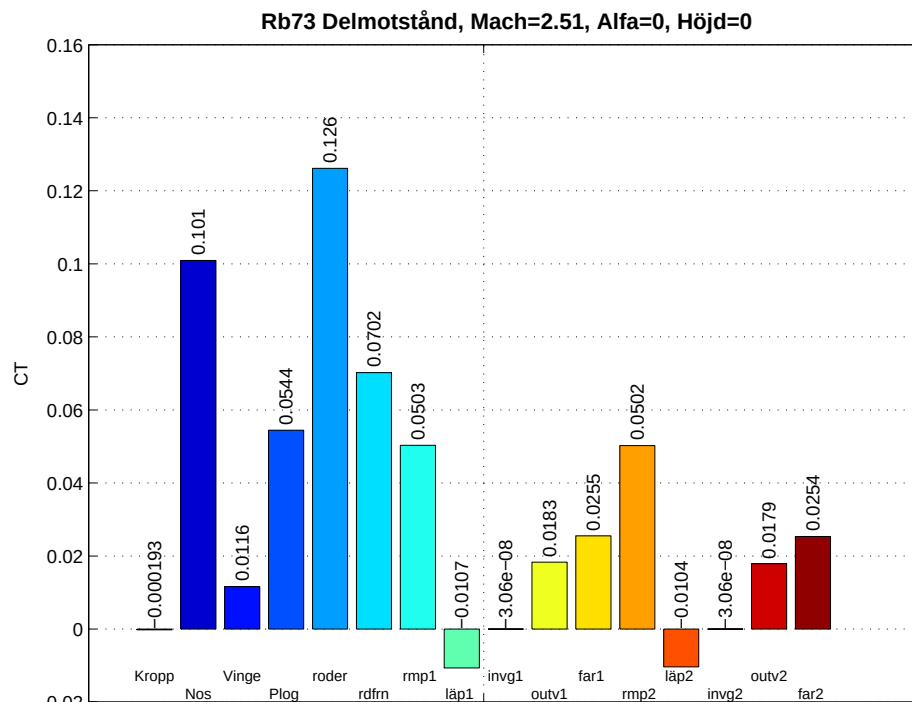
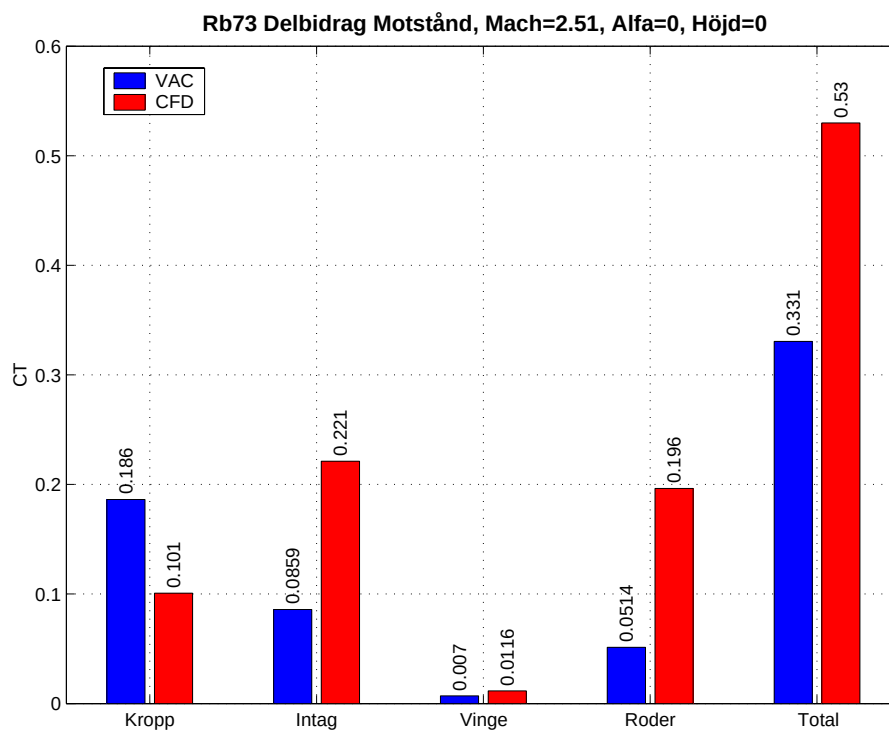


Fig. 4-14. Jämförelse av motståndsbidrag, alfa=0, höjd=0



4.5.1 Motstånd på kroppen

Vad som VAC inkluderar i kropp, intag resp roder är inte helt entydigt. FFA har en något slankare nos på $L/D=3.0$ jämfört med 2.75. Den största delen av motståndet sitter visserligen i nosen men det kan inte förklara det betydligt högre motstånd för VAC utan troligen har VAC även inkluderat roderkåpor i definitionen.

nen av kropp. VAC's kropp är dessutom något kortare vilket ger mindre våt yta och därmed mindre friktionsmotstånd. Detta bidrag finns dock inte med i figuren ovan.

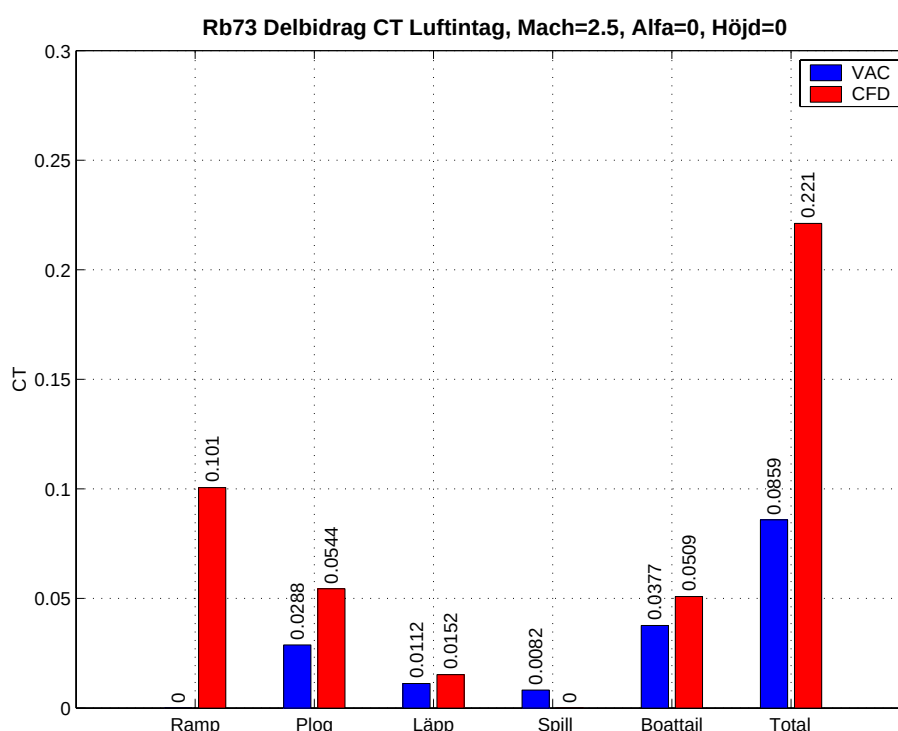
4.5.2 Motstånd på vingar

Motståndet på vingarna stämmer mycket bra. Geometrin stämmer dessutom väl mellan VAC och FFA. Bidraget till det totala motståndet är dock väldigt litet.

4.5.3 Motstånd på luftintag

Luftintagens motstånd kan delas upp i flera delelement enligt figur 4-15 nedan. En stor del av skillnaden mellan FFA och VAC kan förklaras av motståndet på rampen som VAC inkluderar i dragkraften. Den största skillnaden är annars plogen. Vid en närmare analys visade sig FFA ha räknat med en större plog. Spännvidden på FFA's plog var 33.8 mm jämfört med VAC's 23.7 mm. Den större ytan för plogen förklarade ytterligare en del av den stora skillnaden i totalt motstånd. Det bör dock noteras att VAC har räknat fram sina motståndsdatabaser för cirkulära och halvcirkulära ramjetintag. Beräkningsmetoderna bygger på vindtunnelprov men några handboksmetoder för 2D intag finns ej med i ref 2, varför FFA's direkta lösning med CFD metoder troligen är den mera korrekta.

Fig. 4-15. Luftintagens delbidrag, Mach=2.51, alfa=0, höjd=0.



4.5.4 Motstånd på roder

Slutligen visar figur 4-14 på stora skillnader i rodren, även om bidraget från roderkåporna dras ifrån FFA's värde. Här visade det sig finnas stora geometriska skillnader. VAC's roder har en framkantsvepning på 50 grader och var dessutom betydligt slankare med $t/c=0.03$. I vindtunnelrapporten redovisas tester för ett

roder med beteckningen F1 vilket troligen är den geometri som VAC använt i sina referensräkningar. En kontrollräkning med handboksmetoderna i ref 2 visar att skillnaderna mellan VAC och FFA kan förklaras av geometriska skillnader.

4.6 Adaption av nätet

För att undersöka vilken effekt nätförfining hade på resultatet genomfördes en adaption av nätet i två steg. Med hjälp av lösningen och nätet från den ursprungliga beräkningen kan TRITET automatiskt adaptera nätet så att områden med stora gradienter får fler celler och områden med relativt konstanta värden blir glesare. Själva algoritmen för optimeringen baseras på tryck, temperatur och hastighetskomponenterna.

Eftersom stora delar av robotens volymsnät har en relativt konstant överljudsströmning, innebar adaptionen att det totala antalet tetraedrar i volymsnätet minskade. Däremot blev antalet trianglar på robotens yta, inklusive luftintagen och dysan, fler. Antalet trianglar och tetraedrar är sammanställda i tabell 4-2.

Adaption	Tetraedrar	Trianglar			
	Volymsnät	Kropp	Intag VAC	Dysa	Utlopp VAC
Baseline	$2.8371 \cdot 10^6$	56967	155	3067	781
1:a adaptionen	$2.3121 \cdot 10^6$	65655	238	4725	571
2:a adaptionen	$2.2482 \cdot 10^6$	77624	398	6965	388

Tab. 4-2. Antal element i de adapterade näten.

Ytnäten efter de olika adaptionstegen visas i figur 4-16 till 4-24.

Resultaten från beräkningarna av krafter och moment finns summerade i tabellerna 5-11 till 5-14. Enbart ett flygtillstånd beräknades, Mach=2.51, alfa=0 och höjd=0. Adaptionen visar att både motståndet och dragkraften ökar efter adaptionen. Dock ökar motståndet mera vilket ger ytterligare försämrade prestanda. Skillnaderna ökar med ca 4%.

Eftersom det totala antalet celler minskar i volymsnätet efter adaptionen går beräkningarna snabbare. Däremot kräver de olika adaptionerna mycket tid vid genereringen av det nya nätet varför den totala arbetsinsatsen ökar rejält. För att generera ett komplett aerodataunderlag är det därför inte praktiskt möjligt, med de verktyg som för närvarande finns på FFA, att adaptera vid samtliga flygfall utan det blir effektivast med ett och samma grundnät.

Fig. 4-16. Ytnätet på intagsranden till motorn före adaptionen.

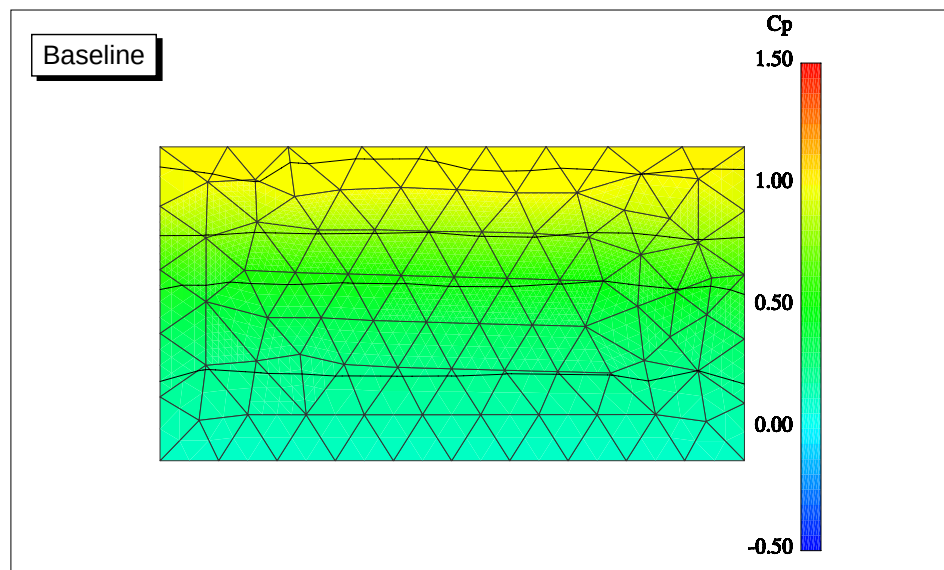


Fig. 4-17. Ytnätet på intagsranden till motorn efter 1:a adaptionen.

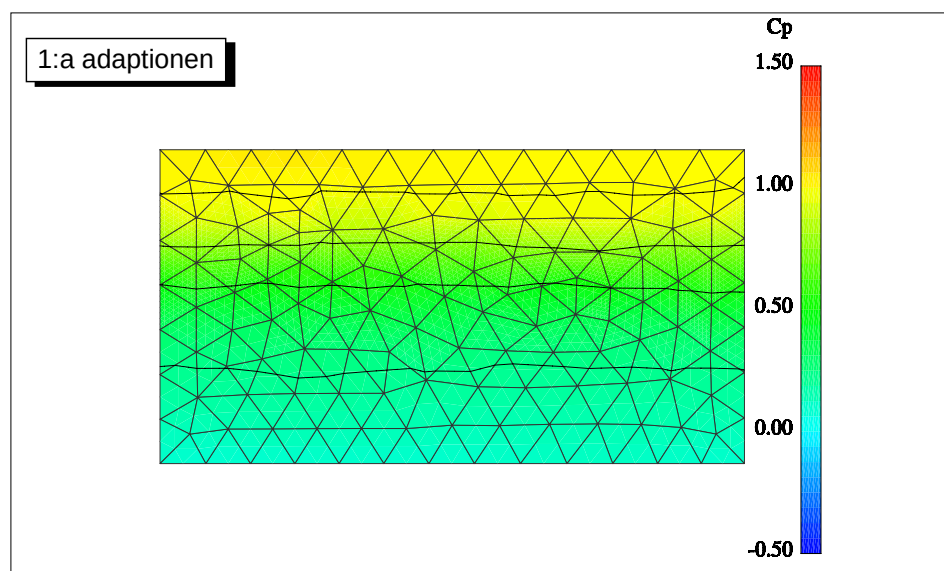


Fig. 4-18. Ytnätet på intagsranden till motorn efter 2:a adaptionen.

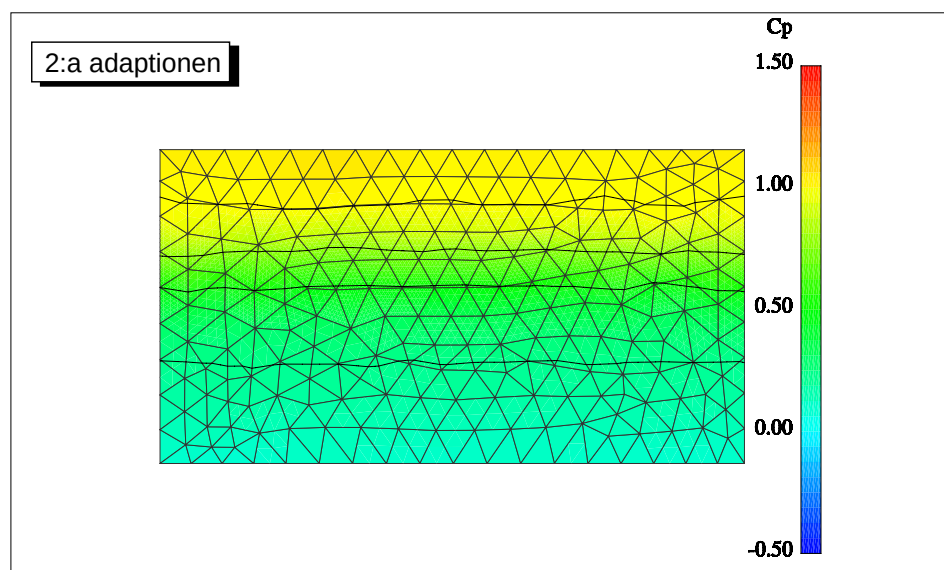


Fig. 4-19. Ytnätet på kroppen före adaption.

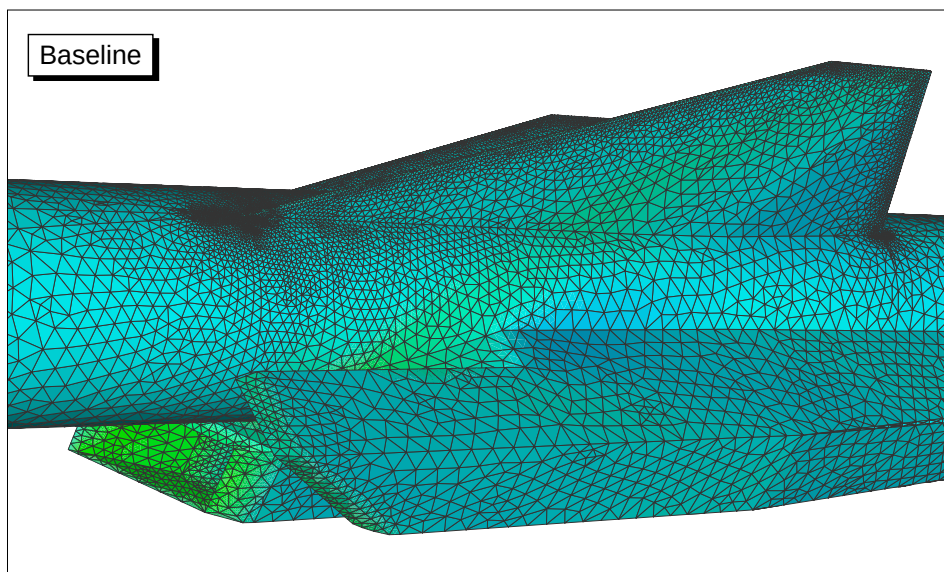


Fig. 4-20. Ytnätet på kroppen efter 1:a adaptionen.

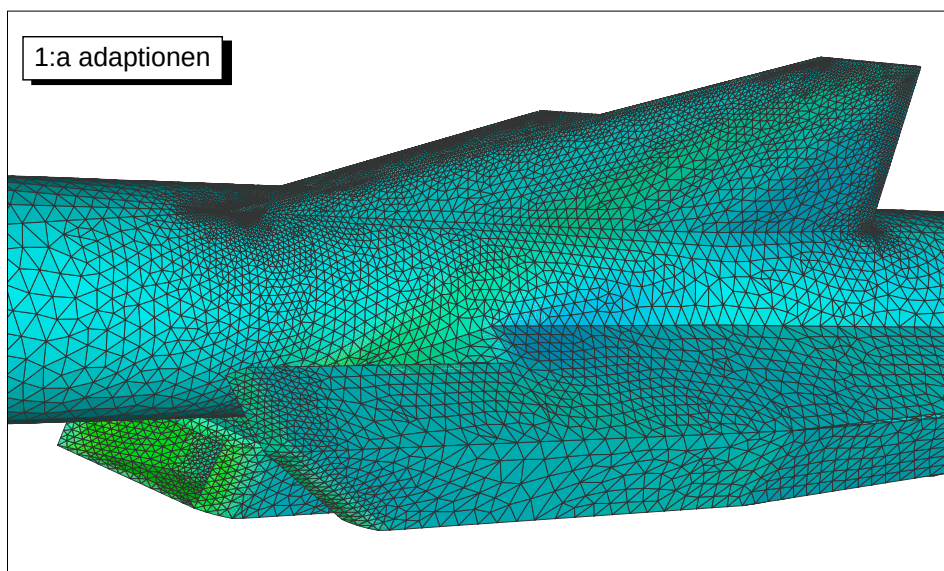


Fig. 4-21. Ytnätet på kroppen efter 2:a adaptionen.

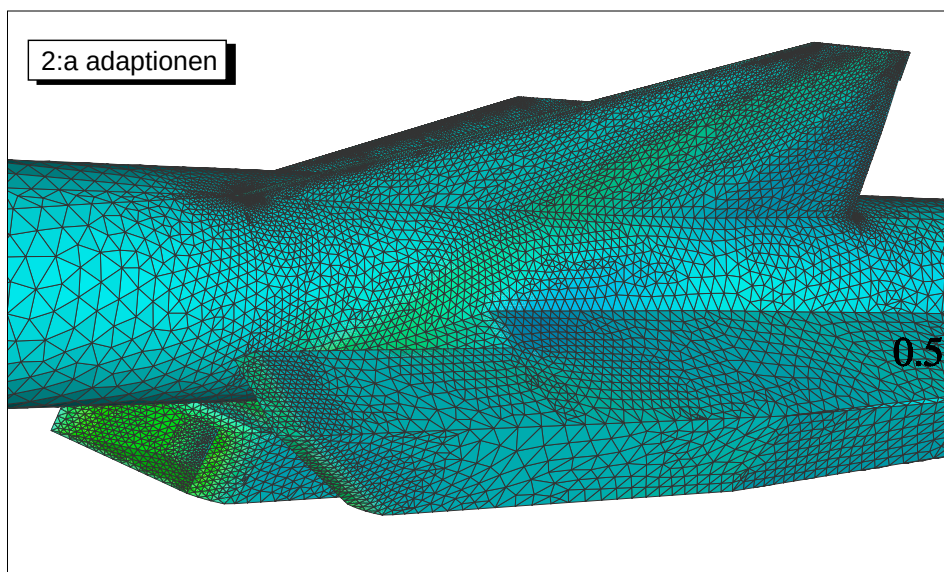


Fig. 4-22. Ytnätet på bakkroppen före adaption.

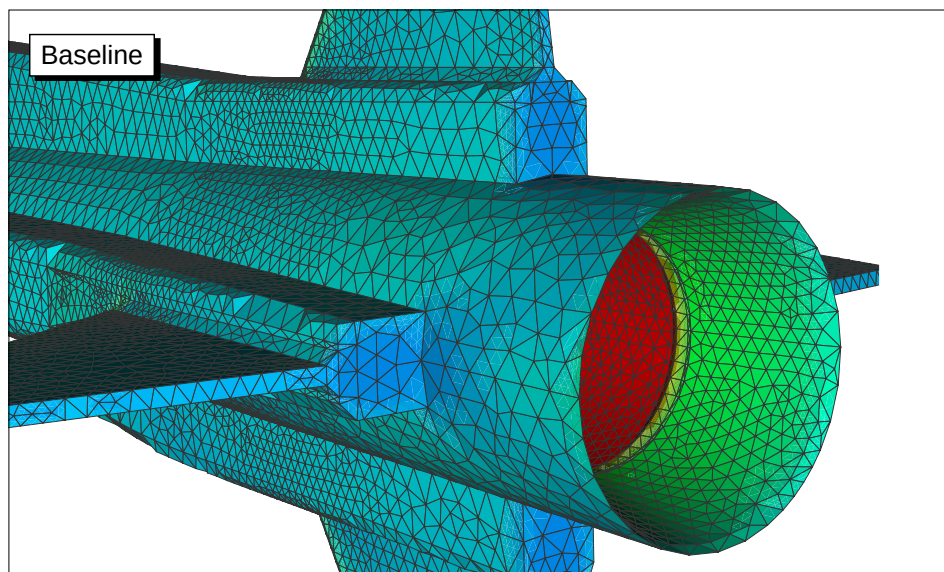


Fig. 4-23. Ytnätet på bakkroppen efter 1:a adaptionen.

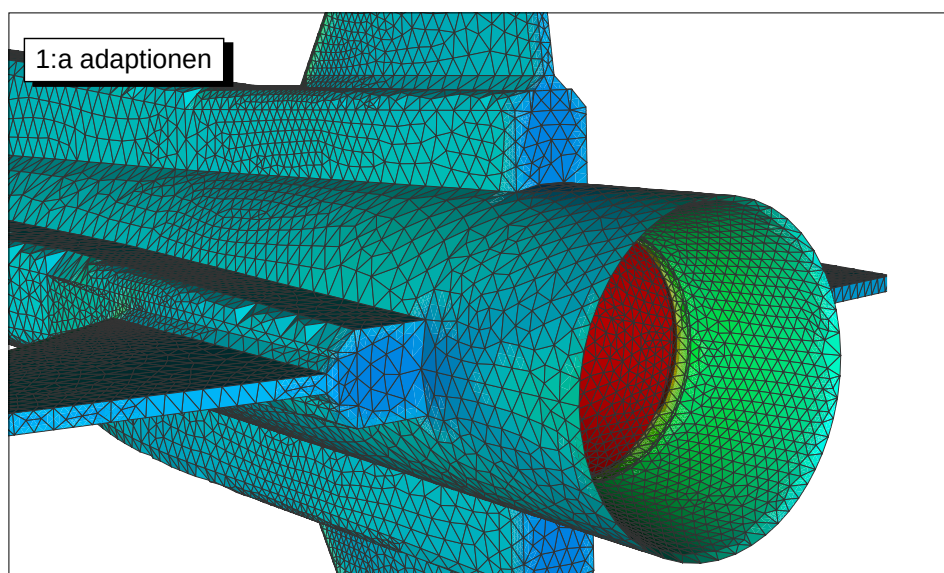
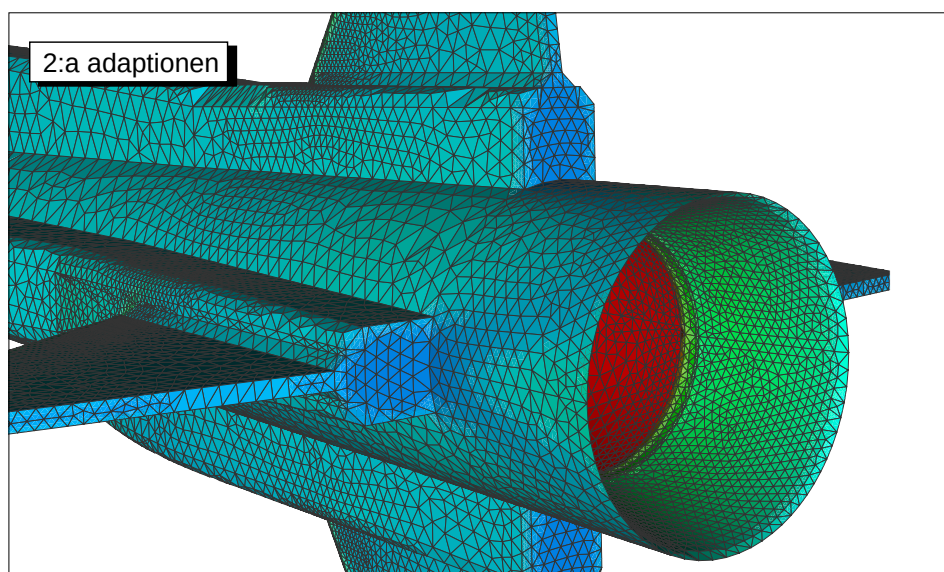


Fig. 4-24. Ytnätet på bakkroppen efter 2:a adaptionen.



5 Aerodynamisk Databas

5.1 Rb73 referensdata

Flygtillstånd			Friströmsvärden					Referens	
Alfa (grad)	Höjd (m)	Mach	P_{∞} (kPa)	T_{∞} (K)	U_{∞} (m/s)	V_{∞} (m/s)	W_{∞} (m/s)	S_{ref} (m ²)	q_{∞} (kPa)
0	0	2.15204	101.325	288.15	731.565	0.0	0.0	0.032365	328.484
0	0	2.30218	101.325	288.15	782.604	0.0	0.0	0.032365	375.917
0	0	2.51238	101.325	288.15	854.059	0.0	0.0	0.032365	447.697
0	0	2.70256	101.325	288.15	918.709	0.0	0.0	0.032365	518.041
0	0	3.20303	101.325	288.15	1088.840	0.0	0.0	0.032365	727.673
0	0	4.00379	101.325	288.15	1361.051	0.0	0.0	0.032365	1136.990
0	11000	2.15153	22.632	216.65	634.341	0.0	0.0	0.032365	73.336
0	11000	2.30164	22.632	216.65	678.5973	0.0	0.0	0.032365	83.926
0	11000	2.51179	22.632	216.65	740.5562	0.0	0.0	0.032365	99.951
0	11000	2.70192	22.632	216.65	796.6143	0.0	0.0	0.032365	115.656
0	11000	3.20228	22.632	216.65	944.1354	0.0	0.0	0.032365	162.457
0	11000	4.00285	22.632	216.65	1180.1693	0.0	0.0	0.032365	253.839
10	0	2.15204	101.325	288.15	720.4506	-89.8272	-89.8272	0.032365	328.484
10	0	2.30218	101.325	288.15	770.7146	-96.0942	-96.0942	0.032365	375.917
10	0	2.51238	101.325	288.15	841.0842	-104.8681	-104.8681	0.032365	447.697
10	0	2.70256	101.325	288.15	904.7519	-112.8063	-112.8063	0.032365	518.041
10	0	3.20303	101.325	288.15	1072.2985	-133.6963	-133.6963	0.032365	727.673
10	0	4.00379	101.325	288.15	1340.3732	-167.1204	-167.1204	0.032365	1136.990
10	11000	2.15153	22.632	216.65	624.7039	-77.8893	-77.8893	0.032365	73.336
10	11000	2.30164	22.632	216.65	668.2879	-83.3235	-83.3235	0.032365	83.926
10	11000	2.51179	22.632	216.65	729.3055	-90.9313	-90.9313	0.032365	99.951
10	11000	2.70192	22.632	216.65	784.5119	-97.8145	-97.8145	0.032365	115.656
10	11000	3.20228	22.632	216.65	929.7919	-115.9283	-115.9283	0.032365	162.457
10	11000	4.00285	22.632	216.65	1162.2399	-144.9104	-144.9104	0.032365	253.839

Tab. 5-1. Referensdata vid CFD beräkningar av Rb73.

5.2 Rb73 normalkraft

Flygtillstånd			Normalkraft, CN					Lyftkraft CL Total
Alfa (grad)	Höjd (m)	Mach	Kropp*	Dysa (före throat)	Dysa (throat)	Dysa (after throat)	Total	
0	0	2.15204	-0.00860	-0.00055	-0.00026	-0.00040	-0.00981	-0.00981
0	0	2.30218	-0.00898	-0.00054	-0.00026	-0.00027	-0.01006	-0.01006
0	0	2.51238	-0.00034	-0.00053	-0.00026	0.00003	-0.00110	-0.00110
0	0	2.70256	0.00943	-0.00051	-0.00025	0.00020	0.00887	0.00887
0	0	3.20303	0.02615	-0.00045	-0.00022	0.00048	0.02596	0.02596
0	0	4.00379	0.03054	-0.00036	-0.00018	0.00075	0.03075	0.03075
0	11000	2.15153	-0.00879	-0.00556	-0.00211	0.00780	-0.00866	-0.00866
0	11000	2.30164	-0.00903	-0.00061	-0.00030	-0.00031	-0.01024	-0.01024
0	11000	2.51179	-0.00041	-0.00060	-0.00029	-0.00004	-0.00134	-0.00134
0	11000	2.70192	0.00937	-0.00058	-0.00028	0.00007	0.00858	0.00858
0	11000	3.20228	0.02602	-0.00051	-0.00024	0.00038	0.02565	0.02565
0	11000	4.00285	0.03038	-0.00041	-0.00020	0.00072	0.03049	0.03049
10	0	2.15204	4.12703	0.05377	0.00146	0.01075	4.19309	3.95756
10	0	2.30218	4.02514	0.05496	0.00149	0.01123	4.09285	3.86772
10	0	2.51238	3.93238	0.05638	0.00153	0.01167	4.00197	3.78989
10	0	2.70256	3.88936	0.05692	0.00154	0.01223	3.96006	3.75714
10	0	3.20303	3.83692	0.05513	0.00153	0.01220	3.90579	3.72065
10	0	4.00379	3.72272	0.05154	0.00149	0.01294	3.78867	3.61780
10	11000	2.15153	4.12753	0.06082	0.00165	0.01220	4.20224	3.96240
10	11000	2.30164	4.02551	0.06210	0.00169	0.01275	4.10209	3.87283
10	11000	2.51179	3.93254	0.06361	0.00173	0.01334	4.01118	3.79478
10	11000	2.70192	3.88936	0.06415	0.00174	0.01390	3.96916	3.76169
10	11000	3.20228	3.83692	0.06232	0.00169	0.01360	3.91452	3.72543
10	11000	4.00285	3.72277	0.05690	0.00158	0.01307	3.79433	3.62026

Tab. 5-2. Normal- och lyftkraft för Rb73, CFD-beräkningar. * inklusive vingar, roder mm.

5.3 Rb73 tangentialkraft

Flygtillstånd			Tangentialkraft, CT				Motstånd
Alfa (grad)	Höjd (m)	Mach	Kropp* (våg, bas)	Kropp* (friktion)	Kropp* (klackar mm)	Total	CD Total
0	0	2.15204	0.59682	0.16700	0.13500	0.89882	0.89882
0	0	2.30218	0.55578	0.16180	0.12735	0.84494	0.84494
0	0	2.51238	0.50654	0.15500	0.11500	0.77654	0.77654
0	0	2.70256	0.47045	0.14904	0.10855	0.72804	0.72804
0	0	3.20303	0.40069	0.13236	0.09490	0.62795	0.62795
0	0	4.00379	0.32878	0.12500	0.08800	0.54178	0.54178
0	11000	2.15153	0.59698	0.19100	0.13500	0.92298	0.92298
0	11000	2.30164	0.55580	0.18477	0.12735	0.86792	0.86792
0	11000	2.51179	0.50657	0.17900	0.11500	0.80057	0.80057
0	11000	2.70192	0.47047	0.17443	0.10855	0.75345	0.75345
0	11000	3.20228	0.40070	0.15436	0.09490	0.64996	0.64996
0	11000	4.00285	0.32888	0.14300	0.08800	0.55988	0.55988
10	0	2.15204	0.68749	0.16700	0.13500	0.98949	1.70257
10	0	2.30218	0.64920	0.16180	0.12735	0.93836	1.63482
10	0	2.51238	0.60118	0.15500	0.11500	0.87118	1.55287
10	0	2.70256	0.56450	0.14904	0.10855	0.82208	1.49724
10	0	3.20303	0.49718	0.13236	0.09490	0.72444	1.39166
10	0	4.00379	0.43953	0.12500	0.08800	0.65253	1.30051
10	11000	2.15153	0.68751	0.19100	0.13500	1.01351	1.72782
10	11000	2.30164	0.64924	0.18477	0.12735	0.96136	1.65907
10	11000	2.51179	0.60126	0.17900	0.11500	0.89526	1.57819
10	11000	2.70192	0.56450	0.17443	0.10855	0.84747	1.52383
10	11000	3.20228	0.49718	0.15436	0.09490	0.74644	1.41484
10	11000	4.00285	0.43942	0.14300	0.08800	0.67042	1.31911

Tab. 5-3. Motstånd för Rb73, CFD-beräkningar. * inklusive vingar, roder mm.

5.4 Rb73 dragkraft

Flygtillstånd			Dragkraft, CF			
Alfa (grad)	Höjd (m)	Mach	Luftintag (2st)	Dysa (throat)	Dysa (after throat)	Total
0	0	2.15204	-0.68533	1.40243	0.07680	0.79390
0	0	2.30218	-0.71902	1.40773	0.09015	0.77886
0	0	2.51238	-0.75511	1.38974	0.10224	0.73687
0	0	2.70256	-0.77526	1.35517	0.10773	0.68764
0	0	3.20303	-0.79061	1.21521	0.10854	0.53314
0	0	4.00379	-0.78224	1.00716	0.09912	0.32404
0	11000	2.15153	-0.68520	1.60784	0.02447	0.94711
0	11000	2.30164	-0.71889	1.60922	0.11548	1.00581
0	11000	2.51179	-0.75499	1.58532	0.12663	0.95696
0	11000	2.70192	-0.77518	1.53974	0.13108	0.89564
0	11000	3.20228	-0.79059	1.37246	0.12887	0.71074
0	11000	4.00285	-0.78225	1.12798	0.11408	0.45981
10	0	2.15204	-0.65342	1.38279	0.07420	0.80358
10	0	2.30218	-0.70389	1.43901	0.09413	0.82924
10	0	2.51238	-0.77372	1.50420	0.11684	0.84731
10	0	2.70256	-0.82911	1.53718	0.13117	0.83924
10	0	3.20303	-0.92898	1.52671	0.14800	0.74573
10	0	4.00379	-1.03543	1.43260	0.15294	0.55011
10	11000	2.15153	-0.65327	1.58585	0.09986	1.03244
10	11000	2.30164	-0.70371	1.64475	0.12001	1.06105
10	11000	2.51179	-0.77353	1.71257	0.14301	1.08205
10	11000	2.70192	-0.82892	1.74502	0.15739	1.07348
10	11000	3.20228	-0.92884	1.72221	0.17324	0.96661
10	11000	4.00285	-1.03533	1.60227	0.17382	0.74076

Tab. 5-4. Dragkraft för Rb73, Ekvivalenstal $\phi=1$, CFD-beräkningar. Intagens värde är inklusive bleedflöde.

5.5 Rb73 ramjetmodul

Flygtillstånd			Totaltryck		Totaltemperatur		Massflöde	
Alfa (grad)	Höjd (m)	Mach	P0 _{in} (kPa)	P0 _{out} (kPa)	T0 _{in} (K)	T0 _{out} (K)	$\dot{m}_{in}$ (kg/s)	$\dot{m}_{out}$ (kg/s)
0	0	2.15204	967	739	541.28	2307.36	10.74	10.83
0	0	2.30218	1210	837	578.92	2328.12	12.10	12.20
0	0	2.51238	1630	971	636.52	2358.90	13.94	14.06
0	0	2.70256	2130	1080	693.72	2388.41	15.45	15.58
0	0	3.20303	4130	1350	866.48	2472.81	18.80	18.95
0	0	4.00379	10700	1720	1204.49	2623.57	23.22	23.41
0	11000	2.15153	214	187	406.13	2215.10	2.76	2.79
0	11000	2.30164	267	211	434.26	2230.90	3.12	3.14
0	11000	2.51179	361	245	477.29	2254.17	3.59	3.62
0	11000	2.70192	470	273	520.00	2276.38	3.98	4.01
0	11000	3.20228	909	337	648.91	2339.68	4.84	4.88
0	11000	4.00285	2350	429	900.98	2453.15	5.98	6.03
10	0	2.15204	833	730	533.80	2303.57	10.62	10.70
10	0	2.30218	1030	853	569.64	2324.18	12.39	12.46
10	0	2.51238	1370	1040	624.58	2354.92	14.99	15.11
10	0	2.70256	1760	1220	679.47	2384.56	17.39	17.54
10	0	3.20303	3340	1670	847.48	2470.17	23.35	23.55
10	0	4.00379	8440	2410	1181.27	2625.81	32.58	32.85
10	11000	2.15153	185	184	400.66	2212.23	2.73	2.76
10	11000	2.30164	228	215	427.47	2228.06	3.18	3.21
10	11000	2.51179	303	263	468.55	2251.54	3.86	3.89
10	11000	2.70192	391	306	509.55	2274.04	4.48	4.51
10	11000	3.20228	736	418	634.86	2338.68	6.01	6.06
10	11000	4.00285	1850	601	883.41	2456.32	8.39	8.46

Tab. 5-5. In- och utdata från VAC's ramjetmodul vid CFD beräkningar. Massflödet in är inklusive bleed på 5.8%.

5.6 Rb73 delbidrag

För att närmare undersöka orsaken till skillnaderna mellan VAC och FFA, genomfördes en beräkning med en finare uppdelning av robotens delytor. Enbart ett flygfall analyserades: $\alpha=0$, $h=0$, $Mach=2.51258$ och $\phi=1.0$. Referensvärden för krafterna i tabell 5-6 var S_{ref} och $q_{\infty}=447.769$ kPa.

Robotdel	Notering	Våt yta (m ²)	CN	CT
Kroppsrör	Cylindrisk del	1.55101	0.12451	-0.00019
Nos		0.25973	-0.00079	0.10094
Vinge	2 st	0.36716	0.07991	0.01163
Gränsskiktsplog	2 st	0.02959	0.01251	0.05444
Roder	4 st	0.35299	-0.13562	0.12616
Roderkåpa	2 st	0.24788	-0.05130	0.07020
Ramp	Intag 1	0.01255	0.10295	0.05034
Bakre läpp	Inre del, intag 1	0.00283	-0.05578	-0.01066
Inre sidovägg	Intag 1	0.00824	0.00029	0.00000
Yttre fasad kant	Framkant sidor, läppar, intag 1	0.03693	0.02436	0.01833
Intagskåpa	Boattail intag 1	0.53692	-0.09104	0.02553
Luftintag	Rand in till motor, no 1 (impuls)	0.00384	0.00000	0.38126
Ramp	Intag 2	0.01255	0.10282	0.05024
Bakre läpp	Inre del, intag 2	0.00283	-0.05447	-0.01036
Inre sidovägg	Intag 2	0.00824	0.00099	0.00000
Yttre fasad kant	Framkant sidor, läppar intag 2	0.03687	0.02279	0.01792
Intagskåpa	Boattail intag 2	0.53685	-0.09027	0.02535
Luftintag	Rand in till motor, no 2 (impuls)	0.00384	0.00000	0.38034
Dysa	Rand ut från motor (impuls)	0.02889	0.00000	-1.92187
Dysa	Före minsta sektion	0.06813	0.00070	0.54281
Dysa	Minsta sektion	0.00483	-0.00055	-0.00018
Dysa	Efter minsta sektion	0.05850	0.00095	-0.09944

Tab. 5-6. Delbidrag för Rb73 vid CFD beräkning.

5.7 VAC data, Rb73 aerodynamik

Flyg- tillstånd	Mach	2.0000	2.2000	2.4000	2.6000	2.8000	3.0000	3.4000	4.0000
	Alfa	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001
	Re _{kropp}	1.7046e8	1.8750e8	2.0455e8	2.2159e8	2.3864e8	2.5568e8	2.8978e8	3.4091e8
Normalkraft	CN _{kropp}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
	CN _{intag}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
	CN _{vinge}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
	CN _{roder}	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0000	0.0000
	CN _{total}	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0000
	CL _{total}	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0000
Moment	CM _{kropp}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
	CM _{intag}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
	CM _{vinge}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
	CM _{roder}	-0.0009	-0.0008	-0.0006	-0.0005	-0.0005	-0.0004	-0.0003	-0.0002
	CM _{total}	-0.0009	-0.0007	-0.0006	-0.0005	-0.0005	-0.0004	-0.0003	-0.0002
Motstånd	Totalt alla element	CT _{klack}	0.0550	0.0550	0.0500	0.0500	0.0500	0.0450	0.0400
		CT _{kropp}	0.3377	0.3118	0.2907	0.2720	0.2554	0.2405	0.1895
		CT _{intag}	0.1465	0.1267	0.1073	0.0883	0.0839	0.0798	0.0636
		CT _{vinge}	0.0341	0.0317	0.0296	0.0277	0.0266	0.0256	0.0211
		CT _{roder}	0.0943	0.0895	0.0853	0.0815	0.0785	0.0763	0.0674
		CT _{total}	0.6676	0.6147	0.5629	0.5195	0.4943	0.4672	0.3817
		CD _{total}	0.6676	0.6147	0.5629	0.5195	0.4943	0.4672	0.3817
	Kropp	CT _{friktion}	0.1102	0.1022	0.0974	0.0929	0.0887	0.0848	0.0688
		CT _{våg}	0.1196	0.1167	0.1139	0.1112	0.1086	0.1061	0.0980
		CT _{bas}	0.1079	0.0930	0.0795	0.0680	0.0581	0.0497	0.0227
		CT ₀	0.3377	0.3118	0.2907	0.2720	0.2554	0.2405	0.1895
	Luftintag	CT _{friktion}	0.0070	0.0064	0.0060	0.0058	0.0055	0.0053	0.0043
		CT _{plog}	0.0144	0.0144	0.0144	0.0144	0.0135	0.0126	0.0096
		CT _{läpp}	0.0060	0.0058	0.0057	0.0055	0.0054	0.0053	0.0046
		CT _{spill}	0.0247	0.0164	0.0082	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
		CT _{boattail}	0.0212	0.0202	0.0193	0.0184	0.0176	0.0168	0.0134
		CT ₀	0.0733	0.0633	0.0537	0.0441	0.0419	0.0399	0.0318
	Vinge	CT _{friktion}	0.0133	0.0123	0.0113	0.0104	0.0099	0.0095	0.0077
		CT _{våg}	0.0017	0.0017	0.0017	0.0017	0.0017	0.0017	0.0013
		ΔCT _{våg}	0.0002	0.0003	0.0003	0.0004	0.0005	0.0005	0.0008
		CT _{bas}	0.0018	0.0016	0.0015	0.0014	0.0012	0.0011	0.0008
		CT ₀	0.0170	0.0158	0.0148	0.0138	0.0133	0.0128	0.0106
	Roder	CT _{friktion}	0.0099	0.0091	0.0084	0.0077	0.0072	0.0069	0.0055
		CT _{våg}	0.0057	0.0050	0.0045	0.0041	0.0037	0.0035	0.0025
		ΔCT _{våg}	0.0055	0.0060	0.0064	0.0067	0.0069	0.0071	0.0076
		CT _{bas}	0.0025	0.0023	0.0021	0.0019	0.0018	0.0016	0.0011
		CT _{interferens}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
		ΔCT _{intrf_krp}	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
		CT ₀	0.0236	0.0224	0.0213	0.0204	0.0196	0.0191	0.0169

Tab. 5-7. VAC data för Rb73, alfa=0 grader.

Flyg- tillstånd	Mach	2.0000	2.2000	2.4000	2.6000	2.8000	3.0000	3.4000	4.0000
	Alfa	10.0000	10.0000	10.0000	10.0000	10.0000	10.0000	10.0000	10.0000
Normalkraft	Re _{kropp}	1.7046e8	1.8750e8	2.0455e8	2.2159e8	2.3864e8	2.5568e8	2.8978e8	3.4091e8
	CN _{kropp}	1.1200	1.1466	1.1746	1.2052	1.2392	1.2770	1.3634	1.5110
	CN _{intag}	0.7254	0.7254	0.7254	0.7254	0.7254	0.7254	0.7364	0.7618
	CN _{vinge}	1.2365	1.1650	1.1038	1.0497	1.0007	0.9554	0.8745	0.7738
	CN _{roder}	0.4568	0.4584	0.4587	0.4578	0.4561	0.4538	0.4454	0.4288
	CN _{total}	3.5483	3.5050	3.4712	3.4468	3.4301	3.4194	3.4275	3.4824
	CL _{total}	3.3942	3.3604	3.3357	3.3189	3.3065	3.3003	3.3140	3.3752
Moment	CM _{kropp}	4.4490	4.4830	4.5027	4.5111	4.5106	4.5029	4.4712	4.3978
	CM _{intag}	-1.0041	-1.0041	-1.0041	-1.0041	-1.0041	-1.0041	-1.0193	-1.0544
	CM _{vinge}	-0.2048	-0.2267	-0.2441	-0.2581	-0.2692	-0.2778	-0.2894	-0.2974
	CM _{roder}	-3.2211	-3.2331	-3.2353	-3.2298	-3.2182	-3.2018	-3.1434	-3.0266
	CM _{total}	0.0190	0.0191	0.0191	0.0191	0.0191	0.0191	0.0192	0.0193
Motstånd	Totalt alla element	CT _{klack}	0.0550	0.0550	0.0500	0.0500	0.0500	0.0450	0.0400
		CT _{kropp}	0.3275	0.3024	0.2820	0.2638	0.2477	0.2333	0.2097
		CT _{intag}	0.1421	0.1229	0.1041	0.0856	0.0813	0.0774	0.0617
		CT _{vinge}	0.0330	0.0307	0.0287	0.0268	0.0258	0.0248	0.0205
		CT _{roder}	0.0205	0.0159	0.0124	0.0098	0.0081	0.0073	0.0073
		CT _{total}	0.5774	0.5261	0.4764	0.4353	0.4121	0.3872	0.3127
		CD _{total}	1.1847	1.1267	1.0719	1.0272	1.0014	0.9750	0.9127
	Kropp	CT _{friktion}	0.1102	0.1022	0.0974	0.0929	0.0887	0.0848	0.0777
		CT _{våg}	0.1196	0.1167	0.1139	0.1112	0.1086	0.1061	0.0980
		CT _{bas}	0.1079	0.0930	0.0795	0.0680	0.0581	0.0497	0.0227
		CT ₀	0.3377	0.3118	0.2907	0.2720	0.2554	0.2405	0.1895
	Luftintag	CT _{friktion}	0.0070	0.0064	0.0060	0.0058	0.0055	0.0053	0.0048
		CT _{plog}	0.0144	0.0144	0.0144	0.0144	0.0135	0.0126	0.0096
		CT _{läpp}	0.0060	0.0058	0.0057	0.0055	0.0054	0.0053	0.0046
		CT _{spill}	0.0247	0.0164	0.0082	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
		CT _{boattail}	0.0212	0.0202	0.0193	0.0184	0.0176	0.0168	0.0153
		CT ₀	0.0733	0.0633	0.0537	0.0441	0.0419	0.0399	0.0318
	Vinge	CT _{friktion}	0.0133	0.0123	0.0113	0.0104	0.0099	0.0095	0.0087
		CT _{våg}	0.0017	0.0017	0.0017	0.0017	0.0017	0.0017	0.0016
		Δ CT _{våg}	0.0002	0.0003	0.0003	0.0004	0.0005	0.0005	0.0006
		CT _{bas}	0.0018	0.0016	0.0015	0.0014	0.0012	0.0011	0.0009
		CT ₀	0.0170	0.0158	0.0148	0.0138	0.0133	0.0128	0.0119
	Roder	CT _{friktion}	0.0099	0.0091	0.0084	0.0077	0.0072	0.0069	0.0055
		CT _{våg}	0.0057	0.0050	0.0045	0.0041	0.0037	0.0035	0.0030
		Δ CT _{våg}	0.0055	0.0060	0.0064	0.0067	0.0069	0.0071	0.0076
		CT _{bas}	0.0025	0.0023	0.0021	0.0019	0.0018	0.0016	0.0014
		CT _{interferens}	0.0164	0.0112	0.0071	0.0038	0.0011	-0.0010	-0.0040
		Δ CT _{intrf_krp}	-0.0524	-0.0472	-0.0428	-0.0391	-0.0358	-0.0330	-0.0283
		CT ₀	0.0236	0.0224	0.0213	0.0204	0.0196	0.0191	0.0181

Tab. 5-8. VAC data för Rb73, alfa=10 grader.

5.8 VAC data, Rb73 ramjetmodul

Flygtillstånd			Dragkraft, CF			
Alfa (grad)	Höjd (m)	Mach	Intag	Dysa (throat)	Dysa (after throat)	Total
0	0	2.15	-0.66871	1.34792	0.07379	0.75300
0	0	2.30	-0.74156	1.43361	0.09702	0.78907
0	0	2.51	-0.81156	1.47428	0.11621	0.77893
0	0	2.70	-0.84620	1.45322	0.12361	0.73063
0	0	3.20	-0.86438	1.29550	0.12259	0.55370
0	0	4.00	-0.82800	1.03898	0.10746	0.31845
0	11000	2.15	-0.66875	1.54694	0.09904	0.97723
0	11000	2.30	-0.74156	1.63894	0.12312	1.02050
0	11000	2.51	-0.81163	1.67910	0.14213	1.00960
0	11000	2.70	-0.84616	1.65051	0.14855	0.95290
0	11000	3.20	-0.86438	1.46282	0.14363	0.74206
0	11000	4.00	-0.82803	1.16365	0.12315	0.45877

Tab. 5-9. Beräknade data från VAC motorunderlag med hjälp av impulssatsen i minsta sektion (throat) respektive motorutlopp.

Flygtillstånd			Totaltryck		Totaltemperatur		Massflöde	
Alfa (grad)	Höjd (m)	Mach	P0 _{in} (kPa)	P0 _{out} (kPa)	T0 _{in} (K)	T0 _{out} (K)	$\dot{m}_{in}$ (kg/s)	$\dot{m}_{out}$ (kg/s)
0	0	2.15	814.5	711.4	551.1	2313.2	9.70	10.38
0	0	2.30	973.5	848.3	588.1	2335.4	11.51	12.32
0	0	2.51	1175.6	1020.8	643.6	2367.3	13.74	14.71
0	0	2.70	1332.3	1153.1	697.3	2397.1	15.41	16.50
0	0	3.20	1660.7	1424.6	853.7	2480.4	18.66	19.97
0	0	4.00	2090.0	1767.3	1146.0	2628.5	22.34	23.92
0	11000	2.15	203.8	179.7	416.5	2219.5	2.50	2.67
0	11000	2.30	243.2	214.0	445.0	2236.7	2.96	3.17
0	11000	2.51	293.1	257.2	488.0	2261.1	3.54	3.79
0	11000	2.70	331.6	290.1	529.8	2283.6	3.97	4.25
0	11000	3.20	411.1	356.9	652.2	2346.3	4.81	5.14
0	11000	4.00	513.4	439.8	882.2	2457.9	5.76	6.16

Tab. 5-10. VAC data för ramjetmodulen. Värdet på massflödet in är exklusive bleed.

5.9 Rb73 efter adaption av nätet

Adaptionen av nätet genomfördes för endast ett flygtillstånd: $\alpha=0$, höjd=0, Mach=2.51258, $\phi=1.0$, S_{ref} $q_{\infty}=447.8$ kPa:

Adaption	Normalkraft, CN				
	Kropp*	Dysa (före throat)	Dysa (throat)	Dysa (after throat)	Total
Baseline	-0.00035	-0.00041	-0.00026	-0.0002	-0.00121
1:a adaption	-0.00732	-0.00052	0.00035	0.00054	-0.00695
2:a adaption	-0.01381	0.00115	-0.00010	-0.00190	-0.01466

Tab. 5-11. Normalkraft efter adaption av nätet. * inklusive vingar, roder mm.

Adaption	Tangentialkraft, CT			
	Kropp* (våg, bas)	Kropp* (friktion)	Kropp* (klackar mm)	Total
Baseline	0.50651	0.15500	0.11500	0.77651
1:a adaption	0.53004	”-	”-	0.80004
2:a adaption	0.54734	”-	”-	0.81734

Tab. 5-12. Tangentialkraft efter adaption av nätet. * inklusive vingar, roder mm.

Adaption	Dragkraft, CF			
	Intag*	Dysa* (throat)	Dysa (after throat)	Total
Baseline	-0.75513	1.39156	0.10231	0.73874
1:a adaption	-0.76244	1.41091	0.09951	0.74798
2:a adaption	-0.76524	1.41671	0.09830	0.74977

Tab. 5-13. Dragkraft efter adaption av nätet.*impulslagen

Adaption	Totaltryck		Totaltemperatur		Massflöde	
	P_{0in} (kPa)	P_{0out} (kPa)	T_{0in} (K)	T_{0out} (K)	$\dot{m}_{in}$ (kg/s)	$\dot{m}_{out}$ (kg/s)
Baseline	1630	971	636.6	2358.9	13.94	14.06
1:a adaption	1650	983	636.4	2359.1	14.12	14.24
2:a adaption	1650	987	636.1	2359.1	14.17	14.29

Tab. 5-14. In- och utdata från VAC's ramjetmodul efter adaption. Massflödet in är inklusive bleed (5.8%).

6 Slutsats

Trots stora ansträngningar att göra en jämförande studie för verifiering av CFD-metodiken med samma yttre robotgeometri, visar sig även dessa beräkningar påverkade av geometriskillnader. Att tidigt utbyta en komplett information av vad som skall jämföras är uppenbarligen viktigt eftersom en fullständig verifiering av CFD-metodiken för rammotorrobotar vid två separata studier omöjliggjorts av geometriska skillnader.

Resultaten visar dock på att beräkningsmetodiken för ramjetrobotar har en stor potential. Genom att analysera skillnaderna i geometrin med handboksmetoder, går det att förklara avvikelserna mellan aerodataunderlagen från FFA respektive VAC. Det är därför möjligt att direkt ta fram ett aerodynamiskt underlag som inkluderar dragkraften från en CFD lösning om bara geometrin är väl definierad.

Studierna visar att ramjetrobotar kräver stor noggrannhet för att få ett korrekt underlag. Detta gäller framförallt beräkningarna av dragkraften. Den viktigaste biten vid beräkningen av dragkraften är massflödet in till brännkammaren. För att korrekt kunna modellera luftintagens funktion är det därför nödvändigt att också kunna hantera bleedflöde som beror av flygfallet. Just nu saknas denna möjlighet varför en framtida förbättring måste inkludera detta. Framtida studier bör därför inriktas på separata studier av luftintagens funktion vid olika flygtillstånd.

Referenser

- [1] Stephen Conway, Johannes Johansson, "Integrated airframe-engine calculations using CFD", FFAP-F-345, 2000-08-16.
- [2] Anders Hasselrot, "Beräkningar av aerodynamiska koefficienter för rammotorrobotar", FFA AU-1661, 1980-12-16.
- [3] Hans Iderfelt, "Wind tunnel test of the missile RB73-M2 with 2-D intakes of twin type, and RB73-M6 with a single 2-D intake, at Mach number 1.93", FFA TN 1988-33.
- [4] Steven R. Vukelich mfl, "Missile DATCOM, Volume I-Final Report", AFWAL-TR-86-3091, December 1988.

Appendix A

A.1 EDGE indatafil

Följande fil är ett exempel på en EDGE indata fil som använts vid beräkningarna i denna rapport. I huvudsak redovisas variabler som skiljer sig från default-värdena. En komplett beskrivning av alla variabler som använts fås tillsammans med "default_edge.ainp" filen för version 1.5 av EDGE.

```

EURANUS, L, 1, 0, 61
*****
*
*           VERSION 1.5
*
*****
*
'TITLE ',L,1,1,0
'Rb 73, v5 grid. M = 2.15, alpha= 0, h= 11'
*
* ----- Gas data -----
*
* EULER OR N-S
*
* INSEUL : GOVERNING EQUATIONS : N.S. (1), EULER (0)
*
INSEUL,I,1,1,0
0
*
* ITYGAS : GAS MODEL : 1 = *DEFAULT = CALORICALLY PERFECT GAS
*                   2 = THERMALLY PERFECT GAS
*                   3 = EQUILIBRIUM THERMOCHEMISTRY
*                   4 = CHEMICAL NON-EQUILIBRIUM
*                   5 = THERMOCHEMICAL NON-EQUILIBRIUM
*
ITYGAS,I,1,1,0
2
*
* ITHEDA : THERMALLY PERFECT GAS MODEL :
* ITHEDA : [1 = MICROPHYSICAL MODEL AIR ]
*          [2 = EMPIRICAL MODEL ]
*          3 = *DEFAULT = VARIABLE GAMMA(T)
*
ITHEDA,I,1,1,0
3
*
* GAS CONSTANT AND GAMMA TABLE IF ITHEDA=3
*
* RGAS   : GAS CONSTANT
* NGTAB   : INPUT TABLE SIZE
* IGTAB   : TEMPERATURES (THE FIRST TEMPERATURE HAS TO BE 0)
* IGTAB   : CORRESPONDING GAMMAS
* IRTAB   : CORRESPONDING GAS CONSTANTS
*
RGAS,R,1,1,0
287.0
NGTAB,I,1,1,0
6
IGTTAB,R,1,6,0
0 1455.01 1590.6 1801.42 2319.76 2500
IGTAB,R,1,6,0
1.4 1.2656 1.2556 1.2341 1.1753 1.1639
IRTAB,R,1,6,0
287 284.26 284.31 284.56 287.31 289.25
*
* ----- Free stream values -----
*
*
PFREE,R,1,1,0
22632
TFREE,R,1,1,0
216.65
UFREE,R,1,1,0
634.3410
VFREE,R,1,1,0
0.
WFREE,R,1,1,0

```

```

0.
*
* ----- Multigrid options -----
*
* NGRID : NUMBER OF GRIDS : > 1 --> MULTIGRID
*
NGRID,I,1,1,0
3
*
* IFULMG : FULL MULTIGRID : 0 = *DEFAULT = NO FULL MULTIGRID
*               1 = FULL MULTIGRID
*
IFULMG,I,1,1,0
1
*
* NFMGCY : MAXIMUM # FULL MULTIGRID CYCLES
*               *DEFAULT = 500
*
NFMGCY,I,1,1,0
2000
*
* SMCOR : PARAMETER FOR SMOOTHING CORRECTIONS IN MULTIGRID
*               0. = NO SMOOTHING
*
SMCOR,R,1,1,0
0.0
*
* ----- Steady state time integrator -----
*
*
IRKCO,R,1,10,0
.0814 .191 .342 .574 1.000 1. 1. 1. 1. 1.
*
* ----- Implicit residual smoothing -----
*
*
* RSMPAR : RESIDUAL SMOOTHING PARAMETER, CFL/CFL* >1 IF USED
*               *DEFAULT = 0. = NO RESIDUAL SMOOTHING
*
RSMPAR,R,1,1,0
2.
*
* ----- Number of iterations, CFL etc. -----
*
* NUMBER OF ITERATIONS AND TYPE OF TIME STEP
*
ITMAX,I,1,1,0
4000
*
* INVISCID CFL NUMBER
*
CFL,R,1,1,0
0.5
*
* VISCOUS CFL NUMBER : IF >0 --> TIME STEP IS MINIMUM OF INVISCID
*                       AND VISCOUS TIME STEP
*                       IF <= 0 --> ONLY INVISCID CFL IS USED, AND TIME
*                       STEP IS HARMONIC AVERAGE OF INVISCID
*                       AND VISCOUS TIME STEP
*
CFLVIS,R,1,1,0
-0.5
*
* ----- Miscellanoues options -----
*
* OUTPUT SOLUTION AND RESIDUAL FILE EVERY IWR SOL ITERATION
*
IWR SOL,I,1,1,0
20
*
* OUTPUT FORCES ON STANDARD OUTPUT (ELSE ALL RESIDUALS)
*
IFOOUT,I,1,1,0
0
*
* DIRECTION FOR LIFT FORCE
*
IDCLP,R,1,3,0
0 -1 -1
*
* DIRECTION FOR DRAG FORCE
*
IDCDP,R,1,3,0

```



```
+1 0 0
*
* DIRECTION FOR SIDE FORCE
*
IDCCP,R,1,3,0
0 +1 -1
*
* DIRECTION FOR PITCH MOMENT
*
IDCMP,R,1,3,0
0 -1 +1
*
* DIRECTION FOR YAW MOMENT
*
IDCNPR,1,3,0
0 +1 +1
*
* DIRECTION FOR ROLL MOMENT
*
IDCRP,R,1,3,0
-1 0 0
*
* POINT FOR MOMENT
*
IXMP,R,1,3,0
2.0757 0 0
*
* REFERENCE AREA FOR NON-DIMENSIONALIZING LIFT,DRAG,MOMENT
*
SREF,R,1,1,0
0.032365
*
* REFERENCE CHORD FOR NON-DIMENSIONALIZING MOMENT
*
CREF,R,1,1,0
0.203
*
* REFERENCE WIDTH FOR NON-DIMENSIONALIZING MOMENT
*
BREF,R,1,1,0
0.203
*
* ----- File names -----
* FILE NAMES
*
* CFICAS is the case file
*
CFIINP,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.ainp'
*
* CFIMSH is the mesh file, (.bmsh)
*
CFIMSH,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.bmsh'
*
* CFISGL is the Singlegrid edge file, (.bsgl)
*
CFISGL,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.bsgl'
*
* CFIEDG is the Multigrid edge file, (.bedg)
*
CFIEDG,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.bedg'
*
* CFIBOC is the bc file with boundary conditions, (.aboc)
*
CFIBOC,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.aboc'
*
* CFIRES is the residual file, (.bres)
*
CFIRES,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.bres'
*
* CFIOUT is the solution file, (.bout)
*
CFIOUT,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.bout'
*
* CFIIINI is the start solution file, (.bini)
*
CFIIINI,L,1,1,0
'rb73_m2v5a2.bini'
```

```
*
*
*****
*          AGGLOMERATION STUFF
*****
*
*
* Number of Multigrid Levels
*
NLEVEL,I,1,1,0
3
*
* Coarsening ratio in the prismatic layer ( 1 < CRATIO )
*
CRATIOB,R,1,1,0
1.01
*
*****
*          RAMJET STUFF
*****
*
* IPROP: CHOOSE RAMJET MODULE. ONLY APPLICABLE
* WHEN PROPULSION BC'S ARE USED
*
*       IPROP = 1 (default) FFA's ramjet module
*       IPROP = 2       VAC's ramjet module
*
IPROP,I,1,1,0
2
*
* DATA FOR IPROP = 1 or 2
*
MFBLED,R,1,1,0
0.058
THAREA,R,1,1,0
0.018323
*
* DATA FOR IPROP =1
*
MFFUEL,R,1,1,0
0.01
BURNEF,R,1,1,0
1.0
BURNMA,R,1,1,0
0.2
*
* DATA SPECIFIC FOR IPROP = 2
*
* ICOLD = 0 (default)
*       = 1 cold flow calc.
ICOLD,I,1,1,0
0
*
* CFUEL: Fuel to be used
*       jp10 or h2
*
CFUEL,L,1,1,0
'jp10'
*
* COTHER: Thermodynamic data file
*
CTHER,L,1,1,0
'therm.inp'
*
* VACPHI: Air to fuel ratio
*
VACPHI,R,1,1,0
14.21
*
* VACINA: Ramjet Combustion chamber area
*
VACINA,R,1,1,0
0.028189
*
* VACEFF: Combustion efficiency
*
VACEFF,R,1,1,0
0.9
*
* IWRDAT: =1 Write CET89 data to screen.
*       =0 Dont write to screen
IWRDAT,I,1,1,0
```

```
0
*
* VACPR: Pressure recovery
*
VACPR,R,1,1,0
100.
*
* VACCL: Cold loss factor
*
VACCL,R,1,1,0
0.0
***** THE END *****
```


Issuing organization FOI-Swedish Defence Research Agency Division of Aeronautics, FFA SE-172 90 STOCKHOLM	Report number, ISRN FOI-R--0373--SE	Report type Technical report		
	Month year Februari 2002	Project number E840290		
	Customer code 3. Aeronautical Research			
	Research area code 7. Vehicles			
	Sub area code 73. Aeronautical Research			
Author(s) Magnus Tormalm	Project manager Magnus Tormalm			
	Approved by Bengt Winzell Head, Computational Department			
	Scientifically and technically responsible Ola Hamnér Computational Department			
Report title Ramjet Missile Project, Calculation of Additional Aerodata for Rb73				
Abstract This report describes the validation of a ramjet engine integration into FFA's CFD code EDGE. An aerodynamic database has been calculated for a ramjet missile, Rb73 and compared with data from VAC. Previous CFD computations of the same missile showed differences between the inlets used on the CFD model and the VAC data. The missile inlet area was therefore changed on the CFD model and used in this investigation. The result shows that there still exist differences between the FFA calculations and the VAC reference data. The cause is other geometrical differences, mainly the rudder and the inlet compression ramp. This resulted in higher drag and less massflow for the CFD model. Another critical factor is the fixed bleed that has been used in the CFD computations which also gives less massflow. Even if the current investigation could not validate the VAC data, the ramjet method shows good potential. The differences seen can be explained with handbook methods. The only factor that still is not solved is the bleed flow. This requires separate intake computations and integration of bleed model.				
Keywords Ramjet, missile, Rb73, aerodynamic data, CFD.				
Further bibliographic information				
ISSN ISSN 1650-1942	Pages 62	Language Swedish		
Distribution according to missiv	Price Price acc. to price list			
	Security classification Unclassified			

Utgivare Totalförsvarets Forskningsinstitut-FOI Avdelningen för Flygteknik, FFA 172 90 STOCKHOLM	Rapportnummer, ISRN FOI-R--0373--SE	Klassificering Teknisk rapport
	Månad År Februari 2002	Projektnummer E840290
	Verksamhetsgren 3. Flygteknisk forskning	
	Forskningsområde 7. Bemannade och obemannade farkoster	
	Delområde 73. Flygteknisk forskning	
Författare Magnus Tormalm	Projektledare Magnus Tormalm	
	Godkänd av Bengt Winzell Chef, Beräkningsaerodynamik	
	Tekniskt och/eller vetenskapligt ansvarig Ola Hamné Beräkningsaerodynamik	
Rapporttitel Ramjetrobotprojektet, Framtagning av kompletterande simuleringsunderlag för Rb73		
Sammanfattning Denna rapport beskriver valideringen av en ramjetmodul som implementerats i FFA's beräkningsprogram EDGE. Tidigare jämförelser med beräknade data från VAC, visade på olika geometri i luftintagen mellan CFD modellen och VAC's modell. För att korrekt kunna göra en validering, modifierades intagen och nya beräkningar genomfördes enligt denna rapport. Resultaten visar på fortsatta skillnader mellan FFA och VAC's beräkningar. Främst skiljer motståndet men även dragkraften är något lägre i CFD beräkningarna. Orsakerna till skillnaderna visade sig ligga i ytterligare geometriska skillnader i roder och luftintag. Rodren gav högre motstånd och luftintaget lägre massflöde vid högre machtal. En annan viktig faktor är bleedluft från luftintagen. I CFD räkningarna sätts bleed till ett fixt värde medan VAC räknat på verkliga förhållanden. Trots de nedslående resultaten visar ramjetmetodiken på stor potential. Skillnaderna kan förklaras med handboksmetoder. Ett kvarstående problem är dock bleedflödet. Troligen krävs separata luftintagsräkningar och förhoppningsvis kan en bleedmodell integreras i metodiken.		
Nyckelord Ramjet, CFD, aerodata, Rb73		
Övriga bibliografiska uppgifter		
ISSN ISSN 1650-1942	Sidor 62	Språk Svenska
Distribution enligt missiv	Pris Enligt prislista	
	Sekretess Öppet	

