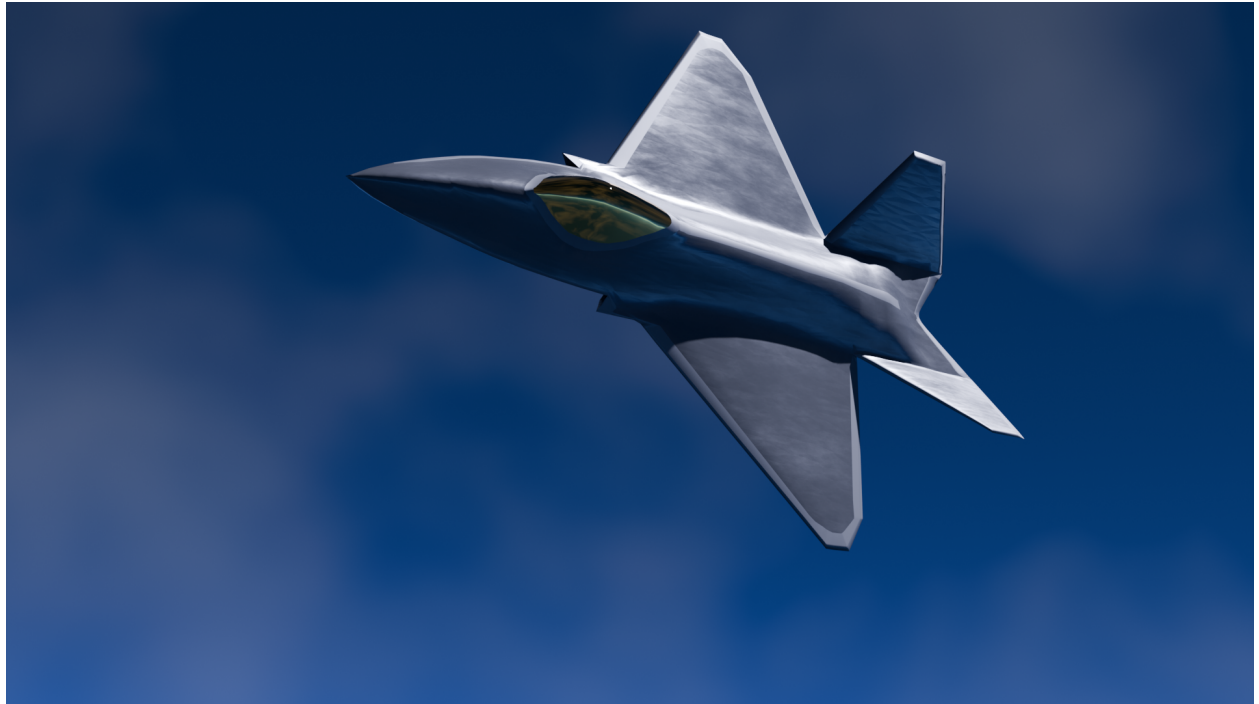




CHALMERS



Multidisciplinär konceptdesign av smygflygplan

Genom iterativ dimensionering och simulering av radarsignatur och aerodynamik

Kandidatarbete vid Mechanical engineering

INSTITUTIONEN MECHANICAL ENGINEERING

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg 2026
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE 2026

Multidisciplinär konceptdesign av smygflygplan

Genom iterativ dimensionering och simulering av radarsignatur och aerodynamik

Todd Bergegårdh
Max Carlén
Sanna Johansson
Adam Lerman
Carl Strömö
Viktor Wågberg



CHALMERS

INSTITUTIONEN MECHANICAL ENGINEERING
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg 2026

Multidisciplinär konceptdesign av smygflygplan
Genom iterativ dimensionering och simulering av radarsignatur och aerodynamik
Todd Bergegårdh
Max Carlén
Sanna Johansson
Adam Lerman
Carl Strömö
Viktor Wågberg

© Todd Bergegårdh, Max Carlén, Sanna Johansson, Adam Lerman, Carl Strömö,
Viktor Wågberg, 2026.

Examinator: Tomas Grönstedt, Handledare: Emil Ellénus, Institutionen Mechanical
engineering.

Kandidatarbete 2026
Institutionen Mechanical engineering
Chalmers Tekniska Högskola
SE-412 96 Göteborg
Telefon +46 31 772 1000

Omslagsbild: Artistisk rendering av det slutliga flygplanet i Blender

Skriven i L^AT_EX
Göteborg, Sweden 2026

Multidisciplinär konceptdesign av smygflygplan Genom iterativ dimensionering och simulering av radarsignatur och aerodynamik

Todd Bergegårdh

Max Carlén

Adam Lerman

Sanna Johansson

Carl Strömö

Viktor Wågberg

Institutionen Mechanical engineering
Chalmers Tekniska Högskola

Sammandrag

Detta kandidatarbete behandlar konceptuell design av ett smygflygplan med fokus på avvägningen mellan aerodynamisk prestanda och låg radarupptäckbarhet. Syftet med arbetet var att ta fram en referenskonfiguration för ett försvarsorienterat attackflygplan och undersöka hur geometriska designval påverkar flygegenskaper, radarmålyta och dimensionerande prestanda.

Arbetet genomfördes som en iterativ designstudie där etablerade metoder för konceptuell flygplansdimensionering kombinerades med aerodynamiska analyser och elektromagnetiska beräkningar. Den initiala dimensioneringen utfördes med hjälp av viktfraktionsmetoden, constraint-analys och prestandaberäkningar i Python. Flygplanets geometri modellerades i OpenVSP och analyserades därefter med avseende på aerodynamik och radarsignatur. För beräkning av radarmålyta utvecklades även ett eget beräkningsverktyg, TitanRCS, baserat på fysikalisk optik och teori för kantdiffraktion.

Resultaten visade att flera geometriska anpassningar som reducerar radarmålytan samtidigt kan försämra flygplanets aerodynamiska egenskaper. Särskilt den bakre och undre geometrin, inklusive V-tail-konfigurationen, identifierades som betydelsefulla för radarsignaturen inom de analyserade infallsvinklarna. Samtidigt påverkade dessa områden även luftmotstånd, stabilitet och geometrisk integration. Studien visade också att RCS-analys kunde användas redan i ett tidigt konceptskede för att identifiera kritiska geometriområden, men att resultaten var känsliga för antaganden om radarfall, geometriupplösning och elektromagnetisk modellering.

Arbetet visade att smygflygplansdesign kräver ett multidisciplinärt angreppssätt där aerodynamik och radarsignatur behandlas parallellt redan under konceptfasen. Den framtagna modellen ska därför inte ses som en färdig flygplansdesign, utan som ett underlag för vidare studier av hur flygprestanda och radarmålyta kan balanseras i tidiga designskeden.

Nyckelord: konceptuell flygplansdesign, smygflygplan, OpenVSP, aerodynamik, känslighetsanalys, radarmålyta, RCS, fysikalisk optik, kantdiffraktion, gpu-acceleration, dimensionering, kantlinjering, STAR-CCM+

Abstract

This bachelor's thesis investigates the conceptual design of a stealth aircraft with focus on the trade-off between aerodynamic performance and low radar detectability. The aim of the study is to develop a reference configuration for a defence-oriented strike aircraft and to examine how geometric design choices affect flight performance, radar cross section and sizing characteristics.

The work was carried out as an iterative design study in which established conceptual aircraft design methods were combined with aerodynamic analyses and electromagnetic calculations. The initial sizing was performed using weight fraction methods, constraint analysis and performance calculations implemented in Python. The aircraft geometry was modelled in OpenVSP and subsequently evaluated with respect to aerodynamic performance and radar signature. For the radar cross section calculations, an in-house tool, TitanRCS, was developed based on physical optics and edge diffraction theory.

The results showed that several geometric modifications intended to reduce radar cross section could also degrade aerodynamic performance. In particular, the aft and lower fuselage geometry, including the V-tail configuration, was identified as important for the radar signature within the analyzed incidence angles. At the same time, these regions also affected drag, stability and geometric integration. The study also shows that RCS analysis can be used during the conceptual design stage to identify critical geometric regions, although the results were sensitive to assumptions regarding the radar scenario, geometric resolution and electromagnetic modelling.

The thesis shows that stealth aircraft design requires a multidisciplinary approach in which aerodynamics and radar signature are considered simultaneously during the conceptual phase. The resulting model should therefore not be interpreted as a final aircraft design, but rather as a basis for further studies on how flight performance and radar cross section can be balanced in early design stages.

Keywords: conceptual aircraft design, stealth aircraft, OpenVSP, aerodynamics, sensitivity analysis, radar cross section, RCS, physical optics, edge diffraction, gpu-acceleration, aircraft sizing, planform alignment, STAR-CCM+

Tackord

Vi vill rikta ett stort tack till vår handledare Emil Ellénus och examinator Tomas Grönstedt för deras värdefulla guidning och stöd under hela arbetet. Ett särskilt tack även till Jesper Oppelstrup för vägledning och insiktsfulla tips. Vi vill också uttrycka vår tacksamhet till Carlos Xisto och Erik Hasselwander för deras tekniska stöd och experttips kring flygplansdesign. Slutligen vill vi tacka Nor Al-Mosawi och Saab Aeronautics för ett mycket inspirerande studiebesök som gav värdefulla perspektiv till studien.

Todd Bergegårdh
Max Carlén
Sanna Johansson
Adam Lerman
Carl Strömö
Viktor Wågberg

Göteborg, maj 2026

Förkortningar

Nedan följer förkortningar som används i detta kandidatarbete.

CAD	Computer-Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
FFT	Fast Fourier Transform
GPU	Graphics Processing Unit
ILDC	Incremental Length Diffraction Coefficients
IRST	Infrared Search and Track (Infraröd signaturdetektion)
MACCE	Military Adaptive Cooling and Compression Engine
PO	Physical Optics
RAM	Radarabsorberande Material
RCS	Radar Cross Section (Radarmålyta)
RSS	Relaxed Static Stability
SFC	Specific Fuel Consumption (Specifik bränsleförbrukning)
SNR	Signal-to-Noise-Ratio (Signal-brus förhållande)
STL	Stereolithography-filformat
AR	Aspect Ratio (Sidoförhållande)
LE	Leading Edge (Framkant)
TE	Trailing Edge (Bakkant)
MAC	Mean Aerodynamic Chord (Aerodynamisk medelkorda)
RMS	Root Mean Square (Kvadratisk medelvärde)
VSP	Vehicle Sketch Pad
OpenVSP	Open Vehicle Sketch Pad
VSPAero	Aerodynamiskt analysverktyg kopplat till OpenVSP

Nomenklatur

Nedan följer nomenklatur, såsom indexering, parametrar och variabler som används i denna rapport.

Indexering

e	Empty / tomvikt
f	Fuel / bränsle
i	Uppdragssegment eller komponentindex
$land$	Landning
max	Maximalt värde
n	Brusrelaterad storhet
$payload$	Last/vapenlast
r	mottagare
t	sändare
x	Slutligt uppdragssegment
0	Initialt tillstånd/starttillstånd
PO	Relaterat till fysikalisk optik
ILDC	Relaterat till <i>Incremental Length Diffraction Coefficients</i> -teorin
$\parallel$	Parallel med kant
$\perp$	Vinkelrät mot kant
Yaw	Vinkeln relativt infallande planvågsstrålning och flygplanet i ned- och uppriktning
Pitch	Vinkeln relativt infallande planvågsstrålning och flygplanet i vänster- och högerriktning

Parametrar

A	Sidoförhållande (Aspect Ratio) [-]
A_c	Antennens effektivarea [m ²]
B_n	Bandbredd [Hz]
BPR	Bypass ratio [-]
b	Vingspann [m]
c	Specifik bränsleförbrukning [1/s]
C_{D0}	Nollyftmotståndskoefficient [-]
$C_{D,wave}$	Vågmotståndskoefficient [-]
$C_{L,max}$	Maximal lyftkraftskoefficient [-]
e	Oswalds effektivitetsfaktor [-]
F	Brusfaktor [-]
G	Antennförstärkning [-]
G_r	Mottagarantennens förstärkning [-]
G_t	Sändarantennens förstärkning [-]
h_{marsch}	Marschhöjd [m]
k_B	Boltzmanns konstant [J/K]
K	Koefficient för inducerat motstånd [-]
L/D	Glidtal (Lyft-till-motståndsförhållande) [-]
S_{land}	Landningssträcka [m]
S_{start}	Startsträcka [m]
SFC	Specifik bränsleförbrukning [kg/(N s)]
SM	Statisk marginal [-]
T/W	Dragkraft-viktförhållande [-]
W/S	Vingbelastning [N/m ²]
X_{NP}	Neutralpunktens position [m]
ϵ	Konvergenstolerans [kg]
λ	Våglängd [m]
k	Vågtal [rad/m]
Λ	Pilformsvinkel [°]
ρ	Luftdensitet [kg/m ³]

Variabler

a	Ljudhastighet [m/s]
-----	---------------------

$\bar{c}$	Aerodynamisk medelkorda (MAC) [m]
C_D	Total motståndskoefficient [-]
C_L	Lyftkraftskoefficient [-]
$C_{L\alpha}$	Lyftkraftslutning [1/rad]
D	Luftmotstånd [N]
E	Elektriskt fält [V/m]
E_0	Fältamplitud [V/m]
E_{loiter}	Uthållighet [s] eller [min]
h	Flyghöjd [m]
L	Lyftkraft [N]
M	Machtal [-]
m_i	Massa för komponent i [kg]
n	Lastfaktor [-]
P_n	Bruseffekt [W]
P_r	Mottagen radarffekt [W]
P_t	Utsänd radarffekt [W]
q	Dynamiskt tryck [Pa]
R	Räckvidd eller avstånd [m] eller [km]
r	Svängradie [m]
S	Vingarea [m ²]
S_{med}	Poyntingvektorns tidsmedelvärde [W/m ²]
T	Dragkraft eller temperatur [N] eller [K]
T_{SLS}	Statisk dragkraft vid havsytan [N]
t	Tid [s]
V	Flyghastighet [m/s]
V_v	Stighastighet [m/s]
W_0	Maximal startvikt [kg]
W_{calc}	Beräknad startvikt [kg]
W_{crew}	Besättningens vikt [kg]
W_e/W_0	Tomviktsfraktion [-]
W_{empty}	Tomvikt [kg]
W_f/W_0	Bränslefraktion [-]
W_{fuel}	Bränslevikt [kg]
W_{guess}	Initial gissning av startvikt [kg]

W_i/W_{i-1}	Viktfraktion för uppdragssegment [-]
$W_{payload}$	Lastvikt/vapenlast [kg]
W_x	Vikt efter sista uppdragssegment [kg]
x_{cg}	Tyngdpunktens position [m]
x_i	Position för komponent i [m]
α	Anfallsvinkel [°] eller [rad]
α_0	Nollyftsvinkel [°]
α_{TL}	Thrust lapse-faktor [-]
β'	Prandtl-Glauert kompressibilitetsfaktor [-]
Δ	Förändring/störning [%]
Λ_{LE}	Pilformsvinkel vid vingens framkant [°]
ω	Vinkelfrekvens [rad/s]
ϕ	Azimutvinkel [°] eller [rad]
ϕ	Komplex fas hos propagerat elfält [rad]
σ	Radarmålyta (RCS) [m ²] eller [dBsm]
θ	Elevations-/polvinkel [°] eller [rad]
α'	Extern kilvinkel för kant [°] eller [rad]
n	Extern kilvinkel normaliserad med π [-]
β	Polvinkel relativt sfäriskt koordinatsystem med kanttangens som koordinataxel [°] eller [rad]
ψ	Azimutvinkel relativt sfäriskt koordinatsystem med kanttangens som koordinataxel [°] eller [rad]

Innehåll

Akronym	xi
Nomenklatur	xiii
Figurer	xxi
Tabeller	xxv
1 Introduktion	1
1.1 Bakgrund	1
1.2 Syfte	2
1.3 Problemformulering	2
1.3.1 Frågeställning	2
1.3.2 Delfrågor	2
1.4 Avgränsningar	2
2 Referensuppdrag och designkrav	4
2.1 Referensuppdrag	4
2.2 Dimensionerande krav	5
2.3 Designparametrar och antaganden	5
3 Teori	7
3.1 Aerodynamik	7
3.1.1 Lyftkraft och aerodynamisk effektivitet	7
3.1.2 Motståndsuppdelning och tryckmotstånd	7
3.1.3 Koordinatsystem och krafttransformation	8
3.1.4 Friktionsfri strömning	8
3.1.5 Geometriska vingparametrar	8
3.1.6 Lyftkraftskoefficient och anfallsvinkel vid marschfart	8
3.2 Konceptuell flygplansdimensionering	9
3.2.1 Viktfraktionsmetoden	9
3.2.2 Iterationsprocess	11
3.2.3 Tyngdpunktsvandring	11
3.2.4 Kravanalys och designrymd	12
3.2.5 Höjd- och hastighetskorrigering	12
3.2.6 Manövrerbarhet och Grundekvationen	12
3.2.7 Krav för Start och Landning	13

3.2.8	Känslighets- och Osäkerhetsanalys (Spindeldiagram)	14
3.2.9	Sears-Haack	15
3.3	Radarmålyta (RCS)	15
3.3.1	Radardetektion	16
3.3.2	Radarband	16
3.3.3	Radarmålbeskrivning	16
3.3.4	Elektromagnetisk spridning och reflektion	17
3.3.5	Geometrisk smygdesign	20
3.3.6	Analytiska estimat av bidraget RCS	20
3.4	3D-rendering och GPU-acceleration	20
4	Metod	22
4.1	Översikt av arbetsflödet	22
4.2	Initiell dimensionering	23
4.2.1	Viktberäkning	23
4.2.2	Kravanalys och designrymd	24
4.2.3	Känslighetsanalys av startvikt	25
4.2.4	Tyngdpunktsvandring	25
4.2.5	Geometrisk modellering i OpenVSP	26
4.2.6	Planform och huvudlayout	27
4.2.7	Vingar, kropp och V-tail	28
4.2.8	Luftintag och motorintegration	31
4.2.9	Export (STL) och vidare analys	32
4.3	RCS-beräkning	33
4.3.1	Övergripande beräkningsprincip	33
4.4	CFD-analys i STAR-CCM+	33
4.4.1	Geometrihantering och nätgenerering (Meshing)	34
4.4.2	Fysikalisk modellering och simuleringsmiljö	34
4.4.3	Randvillkor och iterativ metodutveckling	34
4.4.4	Utvärdering av aerodynamiska krafter	35
4.5	Identifiering av känsliga geometriområden	36
4.6	Osäkerhet och metodbegränsningar	36
4.6.1	Geometriska begränsningar i OpenVSP-arbetsflödet	38
5	Resultat	39
5.1	Dimensioneringsresultat	39
5.1.1	Känslighetsanalys av startvikt	40
5.1.2	Tyngdpunktsvandring och Stabilitet	41
5.2	Basgeometri	42
5.2.1	Övergripande geometri och huvudmått	42
5.2.2	Huvudvinge	44
5.2.3	V-tail	45
5.2.4	Luftintag, utblås och kontrolltytor	46
5.2.5	Tvärsnittsarea och Sears-Haack-jämförelse	47
5.3	Aerodynamiska resultat	50
5.3.1	Transsonisk marschfart (Mach 0,9)	51
5.3.2	Supersonisk dash (Mach 1,6)	51

5.4	RCS-resultat	54
5.4.1	Beräkningsmässiga problem och deras lösningar	55
5.4.2	Validering	56
5.4.3	Flygplanets RCS	57
5.4.4	Analys av källor till reflexer	60
6	Diskussion	61
6.1	Sambandet mellan aerodynamik och smygegenskaper	61
6.2	Tolkning av RCS-resultaten	62
6.3	Tolkning av CFD-resultaten	64
6.3.1	Simuleringsresultatens interna rimlighet	65
6.3.2	Beräkningsnätets upplösning och numerisk diffusion	65
6.3.3	Metodbegränsningar vid modellering av framdrivning	66
6.3.4	Ytterligare felkällor för varför CFD ger lägre L/D än referens- värdet	66
6.3.5	Konsekvenser för dimensioneringen	66
6.4	Metodval och modellbegränsningar	67
6.5	Vald design och rimlighet hos konceptet	69
6.6	Samhälleliga och etiska aspekter	71
6.7	Förslag till framtida arbete	72
7	Slutsats	74
	Litteraturförteckning	75
A	Referensuppdrag och detaljerade indata	I
A.1	Referensuppdrag	I
A.2	Dimensionerande krav	I
A.3	Designparametrar	II
A.4	Antaganden	II
B	Motorval	III
C	Python-skript för Viktfraktionsmetod och Känslighetsanalys	IV
C.1	Python-skript för Kravanalys (Constraint Diagram)	VI
C.2	Python-skript för jämförelse av tvärsnittsarea (Sears–Haack-fördelning)	VIII
D	CFD i Simcenter STAR-CCM+	XII
D.1	Simuleringsmiljö och fysik	XII
D.2	Beräkningsnät (Mesh) för initial STL-geometri	XIII
D.3	Beräkningsnät och randvillkor för iteration med öppna intag	XIV
D.4	Beräkningsnät och randvillkor för slutgiltig modell	XV
D.5	Visualisering och datauttag	XVI
D.6	Figurer och ytterligare grafer från STAR-CCM+	XVI
E	Kod för RCS-beräkning	XIX

Figurer

2.1	Illustrativ uppdragsprofil, inklusive utflygning, vapenfällning och vänt- läge innan landning.	4
3.1	Illustration av geometriska parametrar för kantdiffraktion. Ett sfä- riskt koordinatsystem med kantens tangent som polaxel etableras. Polvinkeln benämns β . Azimutvinkeln benämns ψ och är 0 i riktning som tangerar övre halvplanet av kanten. $0 < \psi < \alpha'$ är regionen utanför kilen, där kilens yttervinkel benämns α'	18
4.1	Översikt av det iterativa arbetsflödet där en basgeometri genererades och utvärderades med avseende på radarmålyta och aerodynamisk prestanda.	22
4.2	Översikt av den slutliga OpenVSP-modellen. Figuren visar flygplanets integrerade flygkropp, huvudvinge, V-tail, luftintag och bakre utblås.	26
4.3	Toppvy av den slutliga planformen med hänsyn till kantlinjering och ett begränsat antal huvudsakliga kantriktningar.	28
4.4	Toppvy av V-tail och huvudvinge.	30
4.5	Vy av luftintagen och de förenklade S-formade luftkanalerna.	31
4.6	Bakre vy av det rektangulära utblåset placerat mellan V-tail-ytorna.	32
5.1	Robust Constraint Diagram för design konceptet.	40
5.2	Spindeldiagram som illustrerar startviktens känslighet gentemot för- ändringar i aerodynamik, bränsleförbrukning och tomvikt.	41
5.3	Översikt av den slutliga OpenVSP-modellen i perspektivvy, toppvy, frontvy och sidovy. Figuren visar huvudkomponenterna: flygkropp, huvudvinge, V-tail, luftintag och utblås.	42
5.4	Måttitning av den slutliga basgeometrin med sidovy, frontvy och toppvy. Figuren visar flygplanets övergripande längd, vingspann samt utvalda huvudmått för vinge och V-tail.	43
5.5	Isometrisk vy av huvudvingen i OpenVSP. Figuren visar både den fullständiga vingkomponenten som definieras från flygplanets cent- rumlinje och den exponerade vingyta som ligger utanför flygkroppen.	44
5.6	Isometrisk vy av V-tailen.	45
5.7	Vy av luftintagen och förenklade luftkanaler.	46
5.8	Jämförelse mellan flygplanets tvärsnittsarea och en idealiserad Sears– Haack-fördelning längs flygplanets längdaxel.	48

5.9	Avvikelse mellan designens tvärsnittsarea och Sears–Haack-fördelningen. Positiva värden innebär att designens tvärsnittsarea är större än den idealiserade fördelningen.	49
5.10	Hastighetsflöde (m/s) över flygkroppen vid sista iterationsförsöket (öppna in- och uttag).	52
5.11	Hastighetsflöde (m/s) över och bakom flygkroppen vid iterationsförsök 2 (öppna intag men stängt uttag). Bakom kroppen syns en lägre vindhastighet som bekräftar det stängda uttaget. Färgskalan för flödet vid denna iteration är annorlunda jämfört med figur 5.10 för att ytterligare belysa hastighetsändringar.	53
5.12	Strömningsfält och tryckfördelning vid supersonisk dash (Mach 1,6, $\alpha = 4,0^\circ$). Chockvågor syns tydligt som diagonala linjer från nos och vingkanter.	53
5.13	Skärmbild på när det egengjorda RCS-beräkningsverktyget TitanRCS används. De fyra delarna av fönstret visar olika saker. Den nedre vänstra visar en visuell rendering av flygplanet med kanter färgkodade enligt hur mycket de rundas till 0 för att kompensera för undersampling. Den övre högra visar fasen av närfältet som erhålls. Den övre vänstra visar bilden som renderad innan fouriertransformationen. Den nedre högra visar fjärrfältet, där den röda cirkeln markerar området som kommer tillbaka till sändaren. Fjärrfältet är färgkodat enligt återkommande ljuspolarisering, lila för x-polariserat och turkos för y-polariserat, tillsammans bildar de vitt. Beräknad RCS matas ut till en csv-fil.	54
5.14	Illustration av gränsfallet för spatiell undersampling. p är sidolängden av en pixel, λ är strålningens våglängd och ϕ är den relativa fasen för det inkommande ljuset.	55
5.15	Flygplanets beräknade radartvärsnitt från olika vinklar med våglängd $\lambda = 5$ cm i horisontell kontra vertikal polarisering. Det syns i figurerna att området nära $\phi = 20^\circ$ är i synnerhet sårbart för vertikal polarisering. Denna reflex uppstår då vingens bakkant är ortogonal mot och synlig för observatören.	58
5.16	Flygplanets beräknade radartvärsnitt från olika vinklar med våglängd $\lambda = 10$ cm i horisontell kontra vertikal polarisering. Det syns i figurerna att området nära $\phi = 20^\circ$ är i synnerhet sårbart för vertikal polarisering. Denna reflex uppstår då vingens bakkant är ortogonal mot och synlig för observatören.	58
5.17	Flygplanets beräknade radartvärsnitt från olika vinklar med våglängd $\lambda = 20$ cm i horisontell kontra vertikal polarisering. Det syns i figurerna att området nära $\phi = 20^\circ$ är i synnerhet sårbart för vertikal polarisering. Denna reflex uppstår då vingens bakkant är ortogonal mot och synlig för observatören. Det syns i bilderna att reflexerna för denna våglängd är mer utspridda än för kortare våglängder.	59

5.18	Illustration för att åskådliggöra storleksordningen på $\bar{\sigma}_{\text{front}}$. Kvadraten har arean -23 dBsm som motsvarar $\bar{\sigma}_{\text{front}}$ för fallet med horisontell polarisering och $\lambda = 5 \text{ cm}$. Kvadraten är placerad ovanpå flygplanets tänkta cockpit.	60
6.1	I bilderna syns det amerikanska stridsflygplanet F22 <i>Raptor</i> och det experimentella flygplanet YF23 <i>Black Widow II</i> . Flygplanen tävlade båda i programmet <i>Advanced Tactical Fighter</i> , där F22 slutligen vann. Flygplanen har markant olika strategier när det kommer till kantlinjering av vingens bakkant. F22 ger vingens bakkant en helt egen vinkel ögonmättat till $\approx 20^\circ$. YF23 väljer istället att linjera bakkanten till motsatt framkant, med en vinkel ögonmättad till $\approx 35^\circ$. 64	
6.2	Tvärsnitt av hastighetsfältet (m/s) över vingprofilen vid marschfart. Bilden illustrerar hur flödet accelererar lokalt till överljudsfart (röda områden) över vingen, följt av en hastig inbromsning (transsonisk stötvåg) som resulterar i en låghastighetsvak (blått område) och ett kraftigt ökat vågmotstånd.	67
D.1	Visualisering av beräkningsnätet (automated mesh) från sidan vid första beräkningen.	XVII
D.2	Visualisering av beräkningsnätet vid den slutgiltiga iterationen. Här är meshen på flygplanet förfinad jämfört med figur D.1.	XVIII
D.3	Residualer vid första iterationen. Residualerna stabiliseras här till under 0,003.	XVIII

Tabeller

5.1	Sammanställning av konvergerade vikter för konceptdesignen.	39
5.2	Dimensionerande designparametrar och motorval.	40
5.3	Sammanställning av tyngdpunktens position och statisk marginal under tre dimensionerande flygfall.	41
5.4	Övergripande huvudmått för den slutliga basgeometrin.	43
5.5	Huvudmått för huvudvingen i den slutliga OpenVSP-modellen.	44
5.6	Huvudmått för V-tail i den slutliga OpenVSP-modellen.	46
5.7	Referensareor för motorintag och utblås.	47
5.8	Modellerade kontrolltytor i OpenVSP.	47
5.9	Sammanfattning av Sears–Haack-jämförelsen.	50
5.10	Sammanställning av aerodynamiskt glidtal (L/D) för samtliga mätfall.	51
5.11	Valideringskörning av TitanRCS jämfört med analytisk beräkning enligt ekvation (3.27). Testobjekt var en $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ kvadratisk platta.	56
5.12	Valideringskörning av TitanRCS jämfört med analytisk beräkning enligt ekvation (3.27). Testobjekt var en $L = 0,5\text{ m}$ lång rak kant med extern vinkel $\alpha = 358^\circ$ och våglängd $\lambda = 1\text{ cm}$. Den relevanta konstanten D för $\parallel$ polarisering är $d_{\parallel}$ och den relevanta konstanten för $\perp$ polarisering är $d_{\perp}$	57
A.1	Sammanfattning av referensuppdrag	I
A.2	Dimensionerande krav	I
A.3	Centrala designparametrar	II
A.4	Övriga antaganden	II
B.1	Tekniska specifikationer för General Electric F414-GE [30].	III
D.1	Inställningar för simuleringsmiljö och fysik i STAR-CCM+.	XII
D.2	Nätinställningar för den inledande STL-modellen.	XIII
D.3	Nät- och randvillkorsinställningar för Iteration 2.	XIV
D.4	Nät- och randvillkorsinställningar för Iteration 3.	XV
D.5	Definition av rapporter, snittplan och visualiseringsscener.	XVI

1

Introduktion

Detta kapitel introducerar arbetets bakgrund och det problemområde som studien behandlar. Vidare presenteras arbetets syfte, frågeställningar och avgränsningar.

1.1 Bakgrund

Utvecklingen av moderna stridsflygplan präglas i allt större utsträckning av behovet att kunna operera i miljöer med avancerade sensor- och luftförsvarssystem [1]. Förmågan att minska sannolikheten för upptäckt har därmed blivit en central del av modern flygplansdesign, särskilt för flygplan avsedda för spanings- och attackuppgifter där överlevnadsförmåga är avgörande.

Låg radarupptäckbarhet uppnås huvudsakligen genom två övergripande metoder: geometrisk utformning och användning av radarabsorberande material (RAM) [2]. I praktiken är den geometriska utformningen särskilt viktig i tidiga designskeden, eftersom flygplanets yttre form i hög grad avgör hur inkommande radarvågor reflekteras och sprids. Principer såsom kantlinjering, lutande ytor och interna vapenutrymmen används därför för att minska mängden bakåtspridd elektromagnetisk energi mot en radar [3].

Dessa designprinciper medför dock ofta aerodynamiska kompromisser. Geometrier som reducerar radarsignaturen kan samtidigt leda till ökat luftmotstånd, försämrad intern volym eller sämre flygegenskaper. Exempelvis kan kraftigt svepta ytor och vinklade bakpartier minska radarsignaturen inom vissa infallsvinklar, men även påverka stabilitet, lyftkraft och verkningsgrad vid marschflygning negativt. Utformningen av ett smygflygplan blir därför en avvägning mellan flera motstridiga krav [3]. I tidiga konceptskeden är dessa samband särskilt svåra att analysera, då även mindre geometriska förändringar kan påverka både flygprestanda och radarsignatur. Samtidigt fattas många av de mest avgörande designbesluten just under denna fas [1]. Det skapar ett behov av metoder som kan kombinera konceptuell flygplansdimensionering med tidiga analyser av radarmålyta och geometrisk integration.

I en svensk kontext, där flygsystem traditionellt utformats för hög operativ flexibilitet och god prestanda under varierande förhållanden, blir förståelsen för dessa kompromisser särskilt relevant inför framtida generationer av stridsflygplan [4]. Detta arbete genomförs inom forskningsprojektet MACCE vid Chalmers tekniska högskola [5] och syftar till att bidra med en konceptuell referensmodell för vidare

studier av smyganpassad flygplansdesign och motorintegration.

1.2 Syfte

Syftet med detta kandidatarbete är att utveckla en konceptuell referensmodell för ett smygflygplan där sambandet mellan aerodynamisk prestanda och radarmålyta analyseras genom en iterativ designprocess. Studien undersöker även hur olika geometriska designval påverkar flygplanets förmåga att uppfylla ett definierat referensuppdrag. För att uppnå detta definieras följande delmål:

- Utveckla en konceptuell geometrisk modell som uppfyller dimensionerande krav för ett försvarsorienterat attackuppdrag med 1000 km radie.
- Kvantifiera hur geometriska förändringar påverkar aerodynamiska egenskaper såsom lyftkraft, luftmotstånd och radarmålyta genom simuleringar i OpenVSP, STAR-CCM+ och elektromagnetiska beräkningsverktyg.
- Identifiera vilka geometriska områden och designval som har störst påverkan på avvägningen mellan smygegenskaper och aerodynamisk prestanda.

1.3 Problemformulering

Det övergripande problemet i detta arbete är att analysera hur geometriska designval för förbättrade smygegenskaper påverkar flygplanets aerodynamiska egenskaper och dimensionerade prestanda.

1.3.1 Frågeställning

Hur kan en konceptuell flygplansgeometri utformas för att uppfylla ett försvarsorienterat referensuppdrag under randvillkoret låg radarupptäckbarhet och vilka aerodynamiska kompromisser medför dessa anpassningar?

1.3.2 Delfrågor

1. Vilka operativa krav är dimensionerande för det valda referensuppdraget?
2. Hur påverkas startvikt och prestanda av centrala designparametrar såsom vingbelastning (W/S) och dragkraft-viktförhållande (T/W)?
3. Vilka geometriska designval (t.ex. kantlinjering och V-tail) är mest kritiska för radarmålytan i ett tidigt konceptskede?
4. Hur påverkas aerodynamiska nyckeltal av de geometriska anpassningar som införs för förbättrade smygegenskaper?

1.4 Avgränsningar

Studien avgränsas till följande områden för att möjliggöra en fokuserad analys av huvudproblemet:

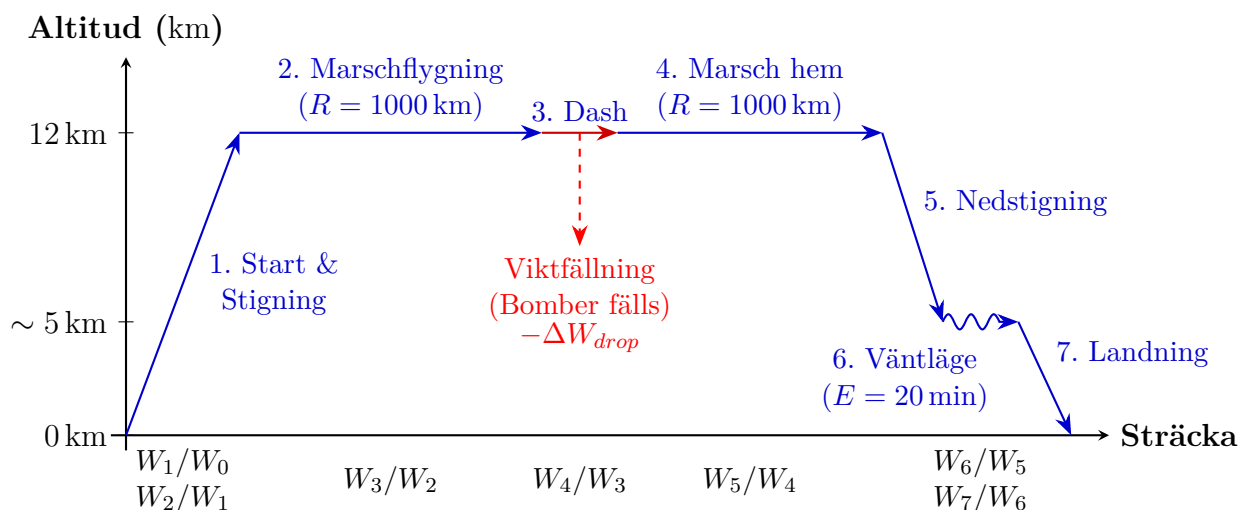
- **Geometri:** Analysen begränsas till flygplanets yttre geometri och shaping-principer. Detaljerad modellering av materialegenskaper och radarabsorberande material (RAM) ingår inte.
- **Designvariabler:** Den iterativa delen av studien fokuserar på modifieringar av den yttre geometrin. Luftintagen identifierades tidigt som ett område med stor påverkan på radarmålytan. Någon detaljerad design av luftintag och interna kanaler **vad gäller tryckförlusters påverkan på motorprestanda** genomförs dock inte, eftersom detta hade krävt betydligt mer avancerad modellering och validering än vad som ryms inom arbetets omfattning.
- **Hastighetsområde:** Radarmålytan utvärderas huvudsakligen vid subsoniska flygtillstånd, även om flygplanet dimensioneras för överljudskapacitet.
- **Signaturmodellering:** Studien behandlar endast monostatisk radar med störst fokus på det frontala planet. Infraröd signatur ochIRST-relaterade aspekter inkluderas inte.
- **Systemnivå:** Interna vapenutrymmen representeras genom generella volymkrav utan detaljerad integration av specifika vapensystem.

2

Referensuppdrag och designkrav

Kapitlet presenterar det referensuppdrag och de designkrav som ligger till grund för den konceptuella dimensioneringen av flygplanet. Kraven används som randvillkor i den fortsatta designprocessen och utgör underlag för både aerodynamisk dimensionering, geometrimodellering och analys av radarmålyta. En sammanställning av använda indata och antaganden återfinns i Bilaga A.

2.1 Referensuppdrag



Figur 2.1: Illustrativ uppdragsprofil, inklusive utflygning, vapenfällning och väntläge innan landning.

Flygplanet dimensioneras för ett försvarsorienterat attackuppdrag där låg radarupp-täckbarhet utgör ett centralt krav. Uppdraget består av en ut- och hemflygning till ett målområde beläget cirka 1000 km från basen, vilket ger en total operativ räckvidd på omkring 2000 km.

Figur 2.1 visar hur referensuppdraget omfattar flera flygsegment, däribland start, stigning, marschflygning, lastfällning eller dash, återflygning samt eventuell väntfas och landning. Marschflygning antas huvudsakligen ske på hög höjd för att uppnå god bränsleeffektivitet och hög räckvidd. Samtidigt antas delar av uppdraget kunna genomföras vid högre hastigheter för att minska exponeringstid i kritiska områden.

För att reducera flygplanets radarsignatur antas all last bäras internt. Detta påverkar flygplanets geometriska utformning genom ökade krav på intern volym och begränsningar i hur kropp och vingkonfiguration kan utformas. Kombinationen av dessa krav medför därför att både aerodynamiska och elektromagnetiska aspekter behöver vägas in redan under det tidiga konceptarbetet.

Uppdragets utformning inspireras av liknande kravbilder för moderna taktiska stridsflygplan och används i arbetet som ett dimensionerande referensfall snarare än en exakt operativ specifikation.

2.2 Dimensionerande krav

Utifrån referensuppdraget definieras ett antal dimensionerande krav som styr flygplanets storlek, prestanda och geometri. Kraven används som underlag vid den konceptuella dimensioneringen och påverkar möjligheterna till att öka den aerodynamiska prestandan och samtidigt reducera radarmålytan.

Flygplanet dimensioneras för att kunna transportera en intern last motsvarande cirka 1400 kg nyttolast samtidigt som tillräcklig mängd bränsle medförs för att uppfylla räckviddskraven. Detta innebär att den interna volymen blir en viktig designparameter, särskilt då extern last undviks av smygrelaterade anledningar.

Marschflygning antas ske på hög höjd, omkring 12 km, där den lägre luftdensiteten generellt ger bättre bränsleeffektivitet och längre räckvidd. Samtidigt ställer denna flyghöjd krav på vingbelastning och aerodynamisk effektivitet för att flygplanet ska kunna generera tillräckligt med lyftkraft utan orimligt höga anfallsvinklar eller luftmotstånd.

Flygplanet dimensioneras även för transsonisk till överljudsnära flygning. Detta påverkar främst val av vinggeometri, pilformsvinkel och kroppsutformning då geometrier som är gynnsamma för högfartsflygning ofta försämrar prestanda vid lägre hastigheter.

Kravet på låg radarupptäckbarhet introducerar ytterligare begränsningar eftersom flera traditionellt aerodynamiskt effektiva lösningar kan ge upphov till ogynnsamma radarreflektioner. Flera discipliner måste alltså balanseras mot varandra inom samma geometriska ramverk. Detta motiverar det iterativa arbetssätt som används i studien, där förändringar i geometri och designparametrar utvärderas ur flera perspektiv samtidigt.

2.3 Designparametrar och antaganden

För att möjliggöra dimensionering i ett tidigt konceptskede definieras ett antal designparametrar och förenklande antaganden baserade på etablerade metoder inom konceptuell flygplansdesign [1].

Dimensioneringen utgår huvudsakligen från sambandet mellan vingbelastning (W/S) och dragkraft-viktförhållande (T/W), vilka används som primära designvariabler vid framtagning av constraint-diagram. Dessa parametrar påverkar bland annat startsträcka, stighastighet, marschprestanda och manöverförmåga, och används därför för att identifiera ett rimligt designområde för flygplanet.

Aerodynamiska egenskaper uppskattas genom antaganden om nollyftmotstånd (C_{D0}), maximal lyftkraftskoefficient samt lyft-till-motståndsförhållande (L/D). Vidare definieras geometriska parametrar såsom sidoförhållande (A), pilformsvinkel och vingyta baserat på erfarenhetsvärden från moderna stridsflygplan med liknande uppdragsprofil. Då arbetet fokuserar på konceptuell design används dessa parametrar främst för att identifiera trender och relativa förändringar snarare än exakta prestandavärden.

Flygplanets bränslebehov uppskattas med hjälp av Breguets räckviddsekvation, där motorns specifika bränsleförbrukning (SFC) representerar motorns effektivitet. Tomviktsfraktioner och övriga massuppskattningar baseras på historisk statistik och semi-empiriska samband från tidigare flygplanskonfigurationer [1]. Flera av de använda parametrarna kommer därmed med osäkerheter eftersom detaljerad komponentdesign och systemintegration inte genomförs inom ramen för arbetet. Antagandena bedöms dock vara tillräckliga för att möjliggöra jämförelser mellan olika geometriska koncept och för att analysera övergripande designtrender.

3

Teori

I detta kapitel presenteras den teori som ligger till grund för arbetets aerodynamiska analys, dimensionering och beräkning av radarmålyta. Vidare behandlas de fysikaliska och geometriska principer som styr samspelet mellan flygprestanda och radarupptäckbarhet vid utformning av smygflygplan.

3.1 Aerodynamik

Detta avsnitt introducerar de fysikaliska lagar och aerodynamiska principer som styr flygplanets prestanda och effektivitet, med särskilt fokus på de fenomen som är relevanta för höghastighetsflygning och smygteknik.

3.1.1 Lyftkraft och aerodynamisk effektivitet

Lyftkraften (L) beskriver den aerodynamiska kraft som verkar vinkelrätt mot den inkommande strömningen och är avgörande för flygplanets förmåga att upprätthålla flygning. För stationär flygning måste lyftkraften balansera flygplanets tyngd, vilket ger ett direkt samband mellan flyghastighet, vingyta och lyftkraftskoefficient. Lyftkraften uttrycks enligt (3.1) [6]:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \quad (3.1)$$

För att utvärdera flygplanets totala aerodynamiska effektivitet används glidtalet (L/D), vilket beskriver förhållandet mellan lyftkraft och luftmotstånd (D). Detta nyckeltal är särskilt viktigt för flygplanets räckvidd och uthållighet, då det direkt påverkar bränsleförbrukningen under marschfasen enligt Breguets räckviddsekvation (se ekvation 3.7 under 3.3.1 *Viktfraktionsmetoden*).

3.1.2 Motståndsuppdelning och tryckmotstånd

Vid konceptuell dimensionering delas det totala motståndet (C_D) ofta upp i noll-lyftmotstånd (C_{D0}) och inducerat motstånd ($K C_L^2$) enligt ekvation (3.2) [7]:

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2, \quad (3.2)$$

där $K = \frac{1}{\pi A e}$. För ett smygflygplan som opererar i det transsoniska och supersoniska området tillkommer dock flera kritiska komponenter av tryckmotstånd som måste beaktas vid numeriska simuleringar:

- **Vågmotstånd (Wave drag):** Uppstår vid höga hastigheter ($Mach > 0,8$) när flödet accelererar lokalt till överljudsfart och skapar stötvågor. Dessa vågor medför energiförluster som manifesteras som ett kraftigt ökat motstånd, vilket kräver att luften modelleras som en kompressibel idealgas för att fånga flödets fysik [7].
- **Basmotstånd (Base drag):** En form av tryckmotstånd som uppstår på grund av det undertryck som bildas vid trubbiga bakåtriktade ytor, såsom ett stängt motorutblås. Detta motiverar användningen av en Flow-Through-modell i CFD-analyser för att erhålla realistiska resultat.
- **Spillage drag:** Uppstår när ett luftintag inte kan svälja hela det inkommande luftflödet, vilket tvingar luften att avböja runt intagets kanter och skapar ett lokalt högt tryck som motverkar flygriktningen [8].

3.1.3 Koordinatsystem och krafttransformation

Vid numeriska beräkningar mäts krafterna ofta i ett kroppsfixerat koordinatsystem (CAD-system), medan lyftkraft och motstånd definieras utifrån vindens riktning. För att erhålla sanna aerodynamiska koefficienter vid varierande anfallsvinklar (α) krävs en trigonometrisk transformation av rådata från simuleringen till ett vindrelaterat koordinatsystem, där lyftkraft verkar vinkelrätt mot och motstånd parallellt med den inkommande strömningen [1].

3.1.4 Friktionsfri strömning

I tidiga designskeden och vid komplexa geometrier används ofta antagandet om friktionsfri strömning (*Inviscid Flow*), vilket innebär att luftens viskositet försummas och flödet beskrivs av Eulers ekvationer. Denna förenkling isolerar tryckrelaterade motståndskomponenter (inducerat motstånd och vågmotstånd), men innebär att ytfriktion (*Skin Friction*) exkluderas. Resultat från sådana simuleringar bör därför betraktas som en optimistisk övre gräns för flygplanets glidtal [1].

3.1.5 Geometriska vingparametrar

Vingens geometriska utformning, såsom sidoförhållande (A), pilformsvinkel och vingbelastning (W/S), styr balansen mellan aerodynamisk effektivitet och prestanda i olika hastighetsregimer [1]. För ett smygflygplan innebär dessa val ofta en kompromiss mellan lågt vågmotstånd vid överljudsfart och hög lyftförmåga vid start och landning.

3.1.6 Lyftkraftskoefficient och anfallsvinkel vid marschfart

Under stabil marsch på konstant höjd antas flygplanet befinna sig i jämvikt där lyftkraften balanserar flygplanets aktuella vikt. Den nödvändiga lyftkraftskoefficienten C_L ges av lyftekvationen [6]:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (3.3)$$

där W är flygplanets aktuella vikt, ρ är luftdensiteten vid marschhöjden, V är flyghastigheten och S är vingarean.

För att översätta C_L till en fysisk anfallsvinkel används vingens lyftkraftslutning $C_{L\alpha}$, vilket beskriver hur känslig vingen är för förändringar i anfallsvinkel. Sambandet ges av [9]:

$$\alpha = \frac{C_L}{C_{L\alpha}} + \alpha_0 \quad (3.4)$$

där α_0 är nollyftsvinkeln, vilken för tunna vingprofiler approximeras till noll.

För konfigurationer med lågt sidoförhållande och pilformade vingar i kompressibelt flöde beräknas $C_{L\alpha}$ enligt [1]:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta'^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{LE}}{\beta'^2}\right)}} \cdot \left(\frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}}\right) F \quad (3.5)$$

där A är vingens sidoförhållande, $\beta' = \sqrt{1 - M^2}$ är Prandtl-Glauert kompressibilitetsfaktorn (under marschfart, $M < 1$), Λ_{LE} är framkantssvepningen vid huvudvingarna, η är vingprofilens verkningsgrad och produkten $(S_{\text{exposed}}/S_{\text{ref}})F$ korregerar för exponerad vingyta och kropp-vinge-interferens. $(S_{\text{exposed}}/S_{\text{ref}})F$ och η brukar sättas till 0,97-0,99 vid flygplan nära ljudhastigheten [1].

3.2 Konceptuell flygplansdimensionering

Detta avsnitt beskriver den iterativa processen för att fastställa flygplanets storlek och vikt baserat på flyguppdraget.

3.2.1 Viktfraktionsmetoden

Den initiala viktuppskattningen hos den konceptuella designen av smygflygplanet inleds med att uppskatta den maximala startvikten, W_0 . Vikten kan delas in i fyra olika komponenter:

$$W_0 = W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}} + W_{\text{fuel}} + W_{\text{empty}}.$$

W_{crew} representerar vikten av pilot och tillhörande utrustning, vilket uppskattas till en känd konstant baserad på uppdragets designkrav. W_{payload} innefattar vikten av vapen, sensorer eller last, vilket behandlas som en känd parameter i beräkningen. W_{fuel} beskriver den totala mängden bränsle som uppdraget kräver för att genomföras. (Det inkluderar även reserver.) W_{empty} är vikten av alla flygplanets komponenter såsom vingar, motorer, landningsställ, fasta system och strukturen av flygplanet.

Både bränslevikten och tomvikten påverkas av startvikten, därmed skrivs de som dimensionslösa kvoter, vilket ger följande slutekvation för startvikten:

$$W_0 = \frac{W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}}. \quad (3.6)$$

För att kunna beräkna startvikten uppskattas tomviktskvoten baserad på historisk data för liknande flygplan och uppdrag.

Bränslekvoten W_f/W_0 beräknas med avseende på flygplanets reseuppdrag och metoden kallas för viktfraktionsmetoden. Uppdraget bryts ned i sekventiella segment enligt: start, stigning, marsch, viktninskning, inväntning, nedstigning och landning. Vidare beräknas en kvot för varje segments slut och början enligt W_i/W_{i-1} . Vid acceleration, stigning eller stridsflygning används historiska schablonvärden och statistiska uppskattningar för att uppskatta bränsleanvändningen under segmentet. Däremot för de segment där flygplanet avverkar en specifik sträcka eller befinner sig vid en viss altitud en bestämd tid, beräknas viktfraktionen analytiskt. Breguets räckviddsekvation och uthållighetsekvationen används för att ta fram viktfraktionen bestämt utifrån flygplanets specifika bränsleförbrukning (c) och aerodynamiska effektivitet (L/D).

För att beräkna den slutliga vikt kvoten W_f/W_0 , multipliceras alla kvoter från de olika segmenten för att beräkna förhållandet mellan flygplanets landningsvikt (W_x) och startvikten (W_0) enligt:

$$\frac{W_x}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdots \frac{W_x}{W_{x-1}}.$$

Kvoten representerar andelen av startvikten utan bränslet. Därmed kan den slutliga vikt kvoten skrivas på följande sätt:

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = 1 - \frac{W_x}{W_0}.$$

Formeln visar den minsta teoretiska mängden bränsle som krävs för uppdraget. Däremot används en säkerhetsfaktor för bränslereserver, uppskattad till 6% av den totala bränslemängden. Det innebär att den totala bränslekvoten blir $(1 - \frac{W_x}{W_0}) \cdot 1,06$.

För flygsegment som innefattar en räckvidd av R (marschflygning eller dash), används Breguets räckviddsekvation, vilket skrivs enligt [1]:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(-\frac{R \cdot c}{V \cdot (L/D)}\right), \quad (3.7)$$

där R är sträckan som flygplanet färdas under segmentet, c är den specifika bränsleförbrukningen av motorn (SFC), V är hastigheten och L/D är glidtalet [1].

För flygsegment för vänteläge, exempelvis över ett mål där flygplanet stannar i luften under en specifik tidsperiod, används Breguets uthållighetsekvation:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(-\frac{E \cdot c}{L/D}\right), \quad (3.8)$$

där E är tidsperioden och uttrycks i samma tidsenhet som c [1].

3.2.2 Iterationsprocess

För att beräkna den slutliga startvikten används ekvationen för W_0 (ekvation (3.6)). Däremot skalas flygplanets tomvikt icke-linjärt, vilket innebär att startvikten är en funktion av sig själv. För att hitta den teoretiska startvikten måste ekvationen lösas iterativt. Processen utgår från att definiera en initial gissning av startvikten (W_{guess}). Denna gissning används för att bestämma flygplanets tomviktsfraktion, varpå en ny beräknad startvikt (W_{calc}) tas fram enligt:

$$W_{calc} = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)_{guess}} \quad (3.9)$$

Bränslefraktionen (W_f/W_0) är fixerad via uppdraget och uthållighetsekvationerna, medan tomviktsfraktionen ($(W_e/W_0)_{guess}$) är beroende av den gissade vikten.

Denna framräknade vikt (W_{calc}) används därefter som den nya gissningen för nästa varv i loopen. Processen upprepas fram tills differensen mellan den uträknade och den gissade vikten understiger en definierad toleransnivå ($|W_{calc} - W_{guess}| < \epsilon$). Vid detta jämviktsläge anses den uppnådda vikten vara den teoretiska startvikten (W_0) för det definierade uppdraget.

Vid lastfällning i det definierade uppdraget, krävs ett tillägg till den klassiska viktfractionsmetoden. Om ett flygplan fäller vapen (en specificerad vikt) under ett uppdragssegment förändras den totala vikten momentant utan att bränsleförbrukningen förändras. Därmed måste viktskillnaden subtraheras från W_i innan nästa uppdragssegment beräknas. Ett lättare flygplan kräver mindre lyftkraft och mindre dragkraft under uppdraget. För en konservativ design inom fallet att vapenfällningen ej sker under uppdraget, kan man bortse från lastfällningen.

3.2.3 Tyngdpunktsvandring

Inom flygplansdesign är tyngdpunktens placering en viktig faktor då den påverkar både flygplanets prestanda och stabilitet. För att ett flygplan ska kunna operera stabilt och kontrollerbart behöver tyngdpunkten befinna sig inom särskilda aerodynamiska gränser. För flygplan med stor andel intern bränslevikt och som fäller extern last kommer tyngdpunkten att förskjutas dynamiskt under uppdragets flygning (tyngdpunktsvandring).

För att beräkna flygplanets tyngdpunkt för den longitudinella axeln, summeras momenten från varje enskild komponent och divideras sedan med den totala vikten (W_0):

$$X_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i \cdot x_i}{W_{tot}}, \quad (3.10)$$

W_i är vikten av komponent i , och x_i är komponentens avstånd från en gemensam referenspunkt. Komponenterna delas upp i fasta massor (motor, struktur, avionik) och rörliga massor som bränsle och vapenlast.

Flygplanets tyngdpunkt relateras alltid till flygplanets neutrala punkt (X_{NP}). Hos den punkten verkar den totala lyftkraften på flygplanet. Avståndet mellan flygplanets tyngdpunkt och neutrala punkt kallas för statiska marginalen (SM) och uttrycks i procent som andel av vingens aerodynamiska korda ($\bar{c}$).

$$SM = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{\bar{c}}. \quad (3.11)$$

En positiv statisk marginal, då (X_{CG} ligger framför X_{NP}), visar naturlig stabilitet. Däremot för högpresterande 5-generations stridsflygplan används RSS (Relaxed Static Stability) [1], vilket innebär att tyngdpunkten tillåts vandra nära, samt bakom den neutrala punkten ($SM \leq 0$). Detta möjliggör att flygplanet kan operera med minskat trim-motstånd samt ökad manövrerbarhet. Däremot krävs ett avancerat datoriserat styrsystem för att hålla flygplanet i luften.

3.2.4 Kravanalys och designrymd

Operativa krav begränsar valet av vingbelastning (W/S) och dragkraftsförhållande (T/W). Därmed används en metod som kallas för villkorsanalys för att bestämma kraven. Flygplanets konceptdesign, motorval och annat bestäms med hjälp av dessa värden.

Varje krav skapar en kurva i ett W/S - och T/W -diagram, och den yta där samtliga krav uppfylls definierar flygplanets tillgängliga designrymd [1].

3.2.5 Höjd- och hastighetskorrigering

Dragkraften som påverkas av omgivande luftdensitet och hastighet påverkar flygplanets flygning. Constraint-diagrammet plottas för ett referenstillstånd (havsnivå) och då måste det aktuella kravet på dragkraft anpassas vilket görs genom dragkraftskvoten α_{TL} :

$$\alpha_{TL} = \frac{T_{alt,V}}{T_{SLS}} \quad (3.12)$$

I underljudsfart approximeras dragkraften proportionell mot densitetskvoten $\sigma_D^{0,7}$ vilket definieras enligt $\sigma_D = \frac{\rho}{\rho_{SL}}$, medan den i överljudsfart med efterbrännkammare approximeras som en funktion av både σ_D och Mach-talet. Detta är för att fånga upp *ram-effekten* i luftintagen. [1]. Rameffekten uppstår vid höga flyghastigheter när inkommande luft bromsas upp inuti flygplanets luftintag. Luftens rörelseenergi omvandlas då till statiskt tryck, vilket komprimerar luften innan den når motorn. I överljudsfart kompenserar denna effekt för den lägre luftdensiteten (σ) på hög höjd, vilket gör att motorn kan bibehålla en högre dragkraft.

3.2.6 Manövrerbarhet och Grundekvationen

Många av flygkraven, såsom stighastighet, acceleration och sväng, kan härledas från flygplanets specifika överskottseffekt (P_s). Ett generellt uttryck ställas upp enligt

[7]:

$$\frac{T}{W} = \frac{q \cdot C_{D0}}{W/S} + \frac{K \cdot n^2}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}. \quad (3.13)$$

q är det dynamiska trycket, C_{D0} är nollmotståndet, K är den inducerade motståndsfaktorn, n är lastfaktorn och V är hastigheten. Utifrån ekvationen kan man härleda följande specifika designkrav, där ekvationerna nedan har dividerats med α_{TL} för att referera T/W till havsnivå.

Vid en ihållande sväng är höjden och hastigheten konstant ($\frac{dh}{dt} = 0$, $\frac{dV}{dt} = 0$). För att genomföra svängen måste flygplanets vingar generera en lyftkraft (L) som överstiger dess vikt (W). Detta förhållande definieras som lastfaktorn, $n = L/W$, vilket i dagligt tal ofta kallas för G-kraft.

Vid en kraftig manöver ökar lyftkraftsbehovet markant (exempelvis $n = 5$ för en 5g-sväng), vilket leder till att det inducerade motståndet ökar kvadratisk (n^2). Detta ställer extrema krav på motorns dragkraft för att flygplanet inte ska tappa hastighet. Kravet formuleras enligt [7]:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{SLS} = \frac{1}{\alpha_{TL}} \left[q \cdot \frac{C_{D0}}{W/S} + \frac{K \cdot n^2}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \right]. \quad (3.14)$$

För maxhastighet (*Dash*) gäller $n = 1$. Funktionen för dragkraftsförhållandet beskrivs av hur motståndet ökar snabbt vid höga dynamiska tryck på grund av vågmotståndet:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{SLS} = \frac{1}{\alpha_{TL}} \left[q \cdot \frac{C_{D0,wave}}{W/S} + \frac{K}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \right]. \quad (3.15)$$

Vid flygplanets topphöjd definieras kravet av den minsta stighastighet ($V_v = \frac{dh}{dt}$), vanligtvis 150 m/min för jaktplan, vid planflykt ($n = 1$):

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{SLS} = \frac{1}{\alpha_{TL}} \left[q \cdot \frac{C_{D0}}{W/S} + \frac{K}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) + \frac{V_v}{V} \right]. \quad (3.16)$$

3.2.7 Krav för Start och Landning

Start- och landningskraven påverkas inte av samma aerodynamiska faktorer som kraven i luften.

Startsträckan beror på accelerationen på marken fram till hastigheten när planet lyfter. Raymer föreslår en semi-empirisk metod baserad på startparametern (TOP), vilket ger följande ekvation för det minimala T/W som krävs för en given startsträcka (S_{TO}) [1]:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{SLS} = \frac{1,21 \cdot (W/S)}{\rho_{SL} \cdot g \cdot C_{L,max,TO} \cdot S_{TO}}. \quad (3.17)$$

Landningskravet påverkar sällan T/W på grund av att motorns dragkraft går på tomgång vid landning. Istället sätter flyghastigheten vid landning en övre gräns för vingbelastningen (W/S). För en given landningssträcka (S_{land}) beräknas maximal vingbelastning som [1]:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{max} = \frac{S_{land} \cdot \rho_{SL} \cdot C_{L,max,land}}{2 \cdot k}, \quad (3.18)$$

där k är decelerationskonstanten som beror på bromskraft och rullfriktion.

Med hjälp av alla dessa krav till konceptdesignen, plottas kurvorna i ett diagram (Constraint-diagram) för att utvinna tillåten vingbelastning och dragkraftskoefficient.

3.2.8 Känslighets- och Osäkerhetsanalys (Spindeldiagram)

Målet är att skapa en robust design för flygplanet vilket uppfyller alla krav samt osäkerheter hos olika fysikaliska parametrar. Exempelvis kan en minimal viktökning från en extra komponent öka luftmotstånd, vilket kräver större motor och mer bränsle som i sin tur kräver en större vinge och struktur för att kunna bära det nya bränslet.

Inom konceptuell design, baseras många av de initiala parametrarna på historisk statistik, tumregler och förenklade datorsimuleringar, därmed präglas designen av hög osäkerhet. För att utvärdera hur robust den frysta designen för flygplanet är, utförs en känslighetsanalys med hjälp av ett spindeldiagram. I denna metodik analyserar hur felkällor i aerodynamiska antaganden påverkar flygplanets totala startvikt W_0 [1].

Inom konceptuell flygplansdesign är en fundamental princip att en ökning av flygplanets fasta vikt resulterar i en exponentiell ökning av startvikten. En tyngre nyttolast kräver en starkare struktur för att bevara samma lastfaktor (n), större vingarea för att bevara vingbelastningen (W/S) och starkare motor för att möta kravet på T/W . Detta skapar en iterativ spiral av viktökningar [7].

Tillväxtfaktorn GF (Growth Factor), definieras enligt:

$$GF = \frac{\partial W_0}{\partial W_{payload}} \approx \frac{\Delta W_0}{\Delta W_{payload}}, \quad (3.19)$$

där kvoten mellan förändringen i startvikten ΔW_0 och en isolerad förändring av tomvikten $\Delta W_{payload}$. Moderna stridsflygplan har ett typiskt värde mellan 3,0 och 5,0. Ett högt GF -värde indikerar att konceptdesignen är extremt känslig för viktökningar under utvecklingen.

För att utvärdera ett flygplans känslighet skapas ett spindeldiagram. Diagrammet konstrueras genom att analysera en störning av en variabel (typiskt $\pm 10\%$ till $\pm 20\%$). Vidare används viktsfraktionsmetoden för att uppskatta en ny startvikt.

Känsligheten hos en viss variabel x_i definieras enligt den normaliserade partiella derivatan:

$$S_{x_i} = \frac{\partial W_0 / W_{0,nominal}}{\partial x_i / x_{i,nominal}}. \quad (3.20)$$

Till exempel utförs känslighetsanalysen på variabler som nollmotstånd C_{D0} , specifik bränsleförbrukning c , glidtal L/D eller tomviktsfraktion W_e/W_0 . Vidare så plottas den procentuella förändringen av variabeln på x-axeln och den resulterande viktökningen i startvikten (W_0) på y-axeln. Lutningen av varje kurva redovisar känsligheten hos variabeln. En brantare lutning indikerar en kritisk parameter vilket kräver högre noggrannhet under utvecklingen och detaljdesignen, medan en flack lutning innebär en mer robust parameter, vilket har marginell påverkan på startvikten.

3.2.9 Sears-Haack

Sears-Haack-kroppen används för att jämföra hur flygplans längsgående fördelning av tvärsnittsarea förhåller sig till en idealiserad kropp. Detta är användbart då Sears-Haack-kroppen representerar en teoretiskt optimal tvärsnittsareafördelning för minimalt vågmotstånd hos en kropp med given längd och volym vid supersonisk flygning [1].

3.3 Radarmålyta (RCS)

För en generell antenn med uteffekten P_t antas den transmitta effekten isotropt, men i verkligheten är de flesta antenner inom militär användning och spaning mer energitäta i en eller flera riktningar [10, 11, 12]. Detta beskrivs med antennförstärkningen $G_t(\theta, \phi)$, där θ och ϕ är vinklarna i pol- och azimutriktning. Därmed fås effekttätheten från en antenn som avger effekten P_t på en distans R enligt,

$$S_{\text{med}} = \frac{P_t G_t(\theta, \phi)}{4\pi R^2} \text{ (W/m}^2\text{)}$$

Där S_{med} är medelvärde på Poyntingvektorn, alltså effekttätheten. Ofta används G_t som är maximala förstärkningen för antennens huvudlob. För antenner beror ofta strålningen på vilken vinkel i pol och azimut som antennen iakttas. Lober kallas ofta de områden där strålningen är stor. Med huvudlob menas då i den önskade riktningen alternativt sidolob i andra oönskade riktningar. [2]. Lobstruktur uppstår i nästan alla scenarion där strålning emitteras, inklusive reflektion.

För att beskriva hur mycket effekt en radarantenn fångar upp från ett objekt används radartvärsnittet (RCS) σ [m²], som vagt kan tolkas som den area på objektet som fångar upp strålningen och reflekterar tillbaka den. Generellt är sambandet mellan radartvärsnitt och area inte trivialt, en kvadrat med area A med normalen mot radarn har generellt inte radartvärsnittet $\sigma = A$. Det kan skilja sig flera storleksordningar mellan dem. Ofta ges RCS i dBsm, där dB är deciBel och sm motsvarar m². Till exempel, 0 dBsm motsvarar 1 m² och -10 dBsm motsvarar 0,1 m². Effekten som uppfångas av ett mål kan beskrivas enligt

$$P_r = S_{\text{med}} \sigma = \frac{P_t G_t \sigma}{4\pi R^2} \text{ (W)} \quad [2]$$

där P_r är den uppfångade effekten. RCS för ett objekt påverkas av bland annat det geometriska tvärsnittet, reflektiviteten hos materialet, strålningens våglängd, geometrin, objektets orientering och mycket annat.

Efter att ett mål tagit emot strålning och reflekterat tillbaka den avtar effekten återigen som $\frac{1}{4\pi R^2}$. Denna strålning kan till sist tas emot av en annan antenn, där den mottagna effekten P_r erhålls av effektdensiteten multiplicerat med antennens effektivarea

$$A_c = G_r \lambda^2 / 4\pi \text{ (m}^2\text{)}$$

som är beroende av strålningens våglängd λ . Om monostatisk radar antas, det vill säga att samma antenn utsänder och mottar effekten blir $G_t = G_r = G$ och

$$P_r = P_t G^2 \lambda^2 \sigma / (4\pi)^3 R^4 \text{ (W) [2].} \quad (3.21)$$

3.3.1 Radardetektion

Hela idén med radarmålytereduktion och att fördröja tiden och/eller räckvidden som en radar kan detektera ett objekt på är helt beroende av existensen av bakgrundsstrålning som signalen kan döljas i. Utan bakgrundsstrålningens hjälp hade en radar kunnat förstärka sin signal godtyckligt mycket tills en detektion var möjlig. Dock är bakgrundsstrålning alltid förekommande oavsett vilket radarband som radarn tillämpar. Exempelvis är förekommande bakgrundsstrålning kosmiskt brus (som kan försummas för L-bandet och högre), reflektioner av terräng (såväl land som hav), atmosfäriskt brus och reflektioner, andra radiofrekvensers interferens från andra källor och slutligen elektroniska motåtgärder [2]. Det är bland allt detta brus som en radar måste kunna effektivt detektera och förstärka signaler som radarmålytereduktion kan använda sig av genom att gömma sig i.

3.3.2 Radarband

Själva frekvenserna som tillämpas av en radar brukar delas in i specifika radarband. Militärt används främst radarbanden L, S och X [13], men även C-band [10]. Enligt [14] är radarbanden definierade som L mellan 1 – 2 GHz, S mellan 2 – 4 GHz, C mellan 4 – 8 GHz. Ekvivalent ger det våglängderna för radarbanden enligt: L mellan 30 – 15 cm, S mellan 15 – 7,5 cm och C mellan 7,5 – 3,7 cm.

3.3.3 Radarmålbeskrivning

Det är signal-brus-förhållandet (SNR) som avgör för en radar om en signal ska betecknas som ett potentiellt mål eller som brus och ignoreras. Om signalstyrkan överstiger SNR antecknas den. Eftersom brus är slumpmässigt betecknas inte små överstigningar som detektioner av hot (oidentifierade potentiellt farliga objekt) utan som potentiella hot och riktningen för signalen sparas. Det är först vid upprepade detektioner som den svaga signalen klassificeras som ett hot och potentiellt kan information ges till en radaroperatör. Antalet detektioner och hur fluktuerande en signal får vara för detektion beror på typ av radar (monostatisk, puls-doppler, med

mera) och vilket läge som används av radarn (hotdetektion, stridsläge, spaning, med mera) [15][16].

3.3.4 Elektromagnetisk spridning och reflektion

Fysikalisk optik (engelska *Physical Optics*, PO) är ett mycket användbart sätt att approximerar Maxwells ekvationer. Enligt fysikalisk optik är den emitterade sfäriska vågen från en punktkälla,

$$dE_{ut} = C_{PO} \frac{e^{-jkR}}{R} E_s dA, \quad C_{PO} = \frac{jk}{2\pi}. \quad (3.22)$$

Där dE_{ut} är en liten variation i fjärrfältet, j är den imaginära enheten, k är fältets fasändring per längdenhet och kan beräknas enligt $k = |\vec{k}| = \frac{2\pi}{\lambda}$, R är avståndet från punktkällan till där utfältet observeras och E_s är fältet som emitteras [17]. I det monostatiska fallet erhålls att $E_s = E_{in}$, alltså det inkommande fältet.

Om vågen antags propagera från en punkt (x, y, z) till en ny punkt $(u, v, -L)$ där L är ett konstant stort avstånd, kan R i exponenten för stora värden på L approximeras med en Taylorutveckling enligt,

$$\begin{aligned} R(x, y, z, u, v) &= \sqrt{(L+z)^2 + (u-x)^2 + (v-y)^2} = (L+z) \sqrt{1 + \left(\frac{u-x}{L+z}\right)^2 + \left(\frac{v-y}{L+z}\right)^2} \\ &\approx (L+z) \left[1 + \frac{(u-x)^2}{2(L+z)^2} + \frac{(v-y)^2}{2(L+z)^2} \right] = \\ &= L+z + \frac{x^2+y^2}{2(L+z)} + \frac{u^2+v^2}{2(L+z)} - \frac{ux+vy}{L+z} \quad [17]. \end{aligned} \quad (3.23)$$

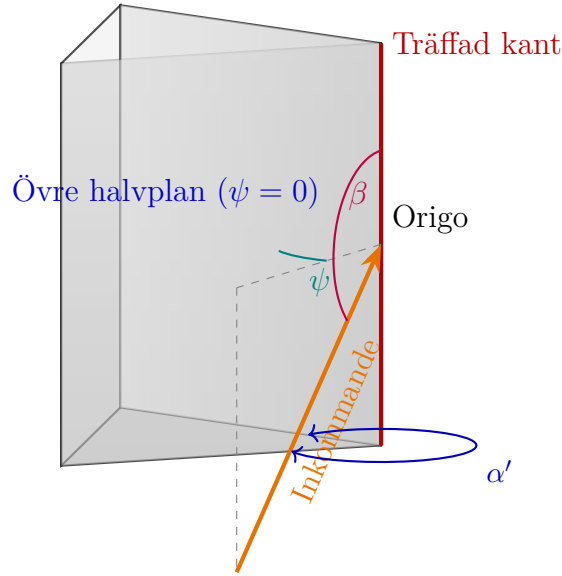
För att erhålla hela utfältet i uv -planet måste dE_{ut} integreras upp, vilket kan göras via Huygens-Fresnels metod.

$$\begin{aligned} E_{ut} &= \iint dE_{ut} = \{(3.22)\} = C_{PO} \iint E_{in}(x, y, z) \frac{e^{-jkR}}{R} dA = \left\{ (3.23), \frac{1}{R} \approx \frac{1}{L} \right\} = \\ &\approx \frac{C_{PO}}{L} \iint E_{in} e^{-jk \left(L+z + \frac{x^2+y^2}{2(L+z)} + \frac{u^2+v^2}{2(L+z)} - \frac{ux+vy}{L+z} \right)} dA = \\ &= \frac{C_{PO}}{L} e^{-jkL} e^{-jk \frac{u^2+v^2}{2L}} \iint E_{in} e^{-jkz} e^{-jk \frac{x^2+y^2}{2(L+z)}} e^{jk \frac{ux+vy}{L}} dA = \\ &= \left\{ E_{in} e^{-jkz} e^{-jk \frac{x^2+y^2}{2(L+z)}} = f(x, y, z), \quad e^{-jkL} e^{-jk \frac{u^2+v^2}{2L}} = e^{j\phi(u,v)} \right\} = \\ &= \frac{C_{PO}}{L} e^{j\phi(u,v)} \iint f(x, y, z) e^{jk \frac{ux+vy}{L}} dA = \frac{C_{PO}}{L} e^{j\phi(u,v)} \mathcal{F}^{-1}(f(x, y, z)) \end{aligned} \quad (3.24)$$

Där C_{PO} och $e^{j\phi(u,v)}$ agerar som proportionalitetskonstanter som erhålls via antagandet att det utsända ljuset kommer från punktkällor. $\mathcal{F}^{-1}$ noterar invers Fouriertransform.

Fysikalisk optik bygger på antagandet att de inducerade ytströmmarna beter sig likadant överallt och att de inte påverkas av den lokala geometrin vid ytan de induceras i. Emellertid stämmer detta inte alltid, framför allt vid starka geometriska

diskontinuiteter såsom skarpa kanter. På senare halvan av 1900-talet utvecklades elektromagnetiska teorier för hur kanter skapar diffraktion [18][19][20]. Figur 3.1 illustrerar geometrin för problemet.



Figur 3.1: Illustration av geometriska parametrar för kantdiffraktion. Ett sfäriskt koordinatsystem med kantens tangent som polaxel etableras. Polvinkeln benämns β . Azimutvinkeln benämns ψ och är 0 i riktning som tangerar övre halvplanet av kanten. $0 < \psi < \alpha'$ är regionen utanför kilen, där kilens yttervinkel benämns α' .

Mitzner utvecklade på 70-talet en teori för att förklara hur elektromagnetiska fält sprids från kanter. Teorin kom att kallas *Incremental Length Diffraction Coefficients*, förkortat ILDC [20]. ILDC postulerar följande [2] uttryck för det differentiella bidraget till fjärrfältet:

$$dE_{\text{ut}} = C_{\text{ILDC}} \frac{e^{-jkR}}{R} \bar{\bar{d}} \cdot E_{\text{in}} dl, \quad C_{\text{ILDC}} = \frac{1}{2\pi}. \quad (3.25)$$

Mitzner introducerade diffraktionstensorn $\bar{\bar{d}}$ för att ta hänsyn till diffraktionens riktningens beroende. Diffraktionstensorn uttrycks i termer av fyra skalärer och två koordinatsystem som så:

$$\bar{\bar{d}} = d_{\parallel\parallel} \mathbf{e}_{\parallel}^s \mathbf{e}_{\parallel}^i + d_{\parallel\perp} \mathbf{e}_{\parallel}^s \mathbf{e}_{\perp}^i + d_{\perp\parallel} \mathbf{e}_{\perp}^s \mathbf{e}_{\parallel}^i + d_{\perp\perp} \mathbf{e}_{\perp}^s \mathbf{e}_{\perp}^i.$$

Koordinatsystemet i benämner här den inkommande strålningen (incident), och s den utgående (scattered). I termer av kantens tangentvektor $\hat{t}$, den inkommande strålningens riktningsvektor $\hat{i}$ och den utgående strålningens riktningsvektor $\hat{s}$ be-

stäms dessa baser enligt:

$$\begin{aligned}\mathbf{e}_{\perp}^i &= \frac{\hat{t} \times \hat{i}}{|\hat{t} \times \hat{i}|} \\ \mathbf{e}_{\parallel}^i &= \hat{i} \times \mathbf{e}_{\perp}^i \\ \mathbf{e}_{\perp}^s &= \frac{\hat{t} \times \hat{s}}{|\hat{t} \times \hat{s}|} \\ \mathbf{e}_{\parallel}^s &= \hat{s} \times \mathbf{e}_{\perp}^s.\end{aligned}$$

Formlerna för att beräkna skalärerna förenklas i det monostatiska fallet till

$$\begin{aligned}d_{\parallel} &= \frac{\sin\left(\frac{\pi}{n}\right)}{n} \left(\frac{-1}{1 - \cos\left(\frac{\pi}{n}\right)} + \frac{-1}{\cos\left(\frac{\pi}{n}\right) + \cos\left(\pi - \frac{2\psi}{n}\right)} \right) - \frac{1}{2} (U_+ \tan(\psi) - U_- \tan(\psi - n\pi)) \\ d_{\perp} &= \frac{\sin\left(\frac{\pi}{n}\right)}{n} \left(\frac{-1}{1 - \cos\left(\frac{\pi}{n}\right)} + \frac{1}{\cos\left(\frac{\pi}{n}\right) + \cos\left(\pi - \frac{2\psi}{n}\right)} \right) + \frac{1}{2} (U_+ \tan(\psi) - U_- \tan(\psi - n\pi)) \\ d_{\parallel\perp} &= \frac{2 \cos(\beta)}{n \sin\left(\frac{\pi}{n}\right)} \left(\frac{\cot(\psi)}{1 - \tan\left(\frac{\pi}{2n}\right) \cot\left(\frac{\pi-\psi}{n}\right)} + \frac{\cot(\psi - n\pi)}{1 - \tan\left(\frac{\pi}{2n}\right) \cot\left(\frac{\pi+\psi}{n}\right)} \right) \\ d_{\perp\parallel} &= 0.\end{aligned}\tag{3.26}$$

Termerna $U_{\pm}$ och n i ekvationerna (3.26) definieras enligt

$$n = \frac{\alpha'}{\pi} \quad U_+ = \begin{cases} 1 & \text{om } 0 < \psi < \pi \\ 0 & \text{annars} \end{cases} \quad U_- = \begin{cases} 1 & \text{om } \alpha' - \pi < \psi < \alpha \\ 0 & \text{annars} \end{cases}$$

Det syns i (3.26) att alla uttrycken innehåller singulariteter. För $d_{\parallel}$ och $d_{\perp}$ kancele-
ras de två singulariteterna som orsakas av nämnaren i andra termen av tangentter-
mernas singulariteter. Vinklarna där detta händer, $\psi = \frac{\pi}{2}, \alpha' - \frac{\pi}{2}$ motsvarar att titta
vinkelrätt på halvplanen. De båda uttrycken har ändligt gränsvärde för alla värden
på ψ . $d_{\parallel\perp}$ har singulariteter vid vinklarna $\psi = 0, \alpha'$, som motsvarar att titta på kan-
ten längs med halvplanen. Detta är en begränsning av modellen och inte fysikaliskt
korrekt. Elfältets randvillkor säger att komponenten av elfältet tangentiell mot en
ledande yta måste vara 0 vid den ledande randen [21]. Eftersom elfältet vid låga
vinklar måste färdas nära ytan kan fältkomponenten tangentiell mot ytan (parallell
med kanten) inte färdas tillbaka till observatören i gränsen $\psi \rightarrow 0$. Alltså måste
konstanten $d_{\parallel\perp}$ som beskriver denna kvantitet gå mot noll.

Vid numerisk beräkning kan det vara nödvändigt att manuellt hantera fall nära sin-
gulariteter. Exempelvis kan en koefficient manuellt rundas till 0 om vinklarna ligger
för nära en singularitet, alternativt övergå till linjär interpolering mellan punkter
längre bort från singulariteten. För $d_{\parallel\perp}$ är det som tidigare nämnt, fysiskt motiverat
att runda till 0 vid låga ψ och inte låta den växa sig alltför stor, eftersom det kan
leda till numerisk instabilitet.

För att integrera fjärrfältbidragen från ILDC kan samma metod som för fysikalisk optik användas. Detta görs enklast genom att addera närfälten från fysikalisk optik och ILDC innan Fouriertransformen, där iakttagelse måste göras till att PO-bidragen är ytelement $\propto dA$, medan ILDC ger uttryck i termer av längdelement dl .

3.3.5 Geometrisk smygdesign

Kantlinjering utgår utifrån antagandet att en betydlig del av strålningen från en radar reflekteras med en utfallsvinkel lika med infallsvinkeln mot normalen till ytan som ljuset reflekteras mot [18]. Då avstånden som en radar först detekterar ett potentiellt hot på är i storleksordningen 100 km [11][12] ger en liten infallsvinkel mot normalen att den strålning som reflekteras med en utfallsvinkel som är lika med infallsvinkeln, ingen återreflektion till en monostatisk radar. Detta eftersom effektivarean på en typisk spaningsradar är i storleksordningen 1 m^2 som tar upp en extremt liten rymdvinkel [10][11][12].

På grund av detta vinklas ytor på flygplanet sådana att potentiella återreflektioner undviks för de hotfulla vinklarna i azimuth- och pol-led [22][23][24][25]. I allmänhet går det inte att ta bort all reflektiv geometri, men det är ofta görbart att konstruera den i vinklar som reflekterar strålning bort från hotsektorer.

3.3.6 Analytiska estimat av bidraget RCS

Att beräkna RCS för objekt med komplex geometri är icke-trivialt. För enklare geometrier finns det dock analytiska lösningar som Knott [2] presenterar. Två av dessa fall är för en enkel platta och en rak kant. Dessa ger i enskildhet upphov till RCS

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{platta}} &= \frac{4\pi A^2}{\lambda^2} \\ \sigma_{\text{kant}} &= \frac{L^2 |D|^2}{\pi}\end{aligned}\tag{3.27}$$

där A är plattans geometriska area, λ är strålningens våglängd, L är kantens längd och D är diffraktionskoefficienten som är polarisations- och vinkelberoende. Dessa uttryck är endast giltiga för maximala RCS i huvudloben. Om objekten pekar åt andra håll blir σ naturligtvis mycket lägre.

3.4 3D-rendering och GPU-acceleration

3D rendering är processen som datorer använder sig av för att omvandla tredimensionella objekt till tvådimensionella bilder som sedan kan visas på en skärm. Den tekniska utvecklingen inom branschen har varit mycket stor under de senaste 30 åren, och idag görs nästan all rendering med GPU:er (*Graphics Processing Unit*). En GPU finns i praktiskt taget alla datorer.

3D rendering bygger i grunden på att trianglar från en önskad geometri genomgår flera steg av linjära transformationer för att erhålla deras positioner på skärmen. Därefter fylls trianglarna i med pixlar, vars färg bestäms av programmeraren via en av flera mekanismer. Gränssnittet som en dators program använder sig av för att kommunicera med en GPU för att genomföra dessa operationer kallas för ett grafik-API, eller ett GPU API. Det finns flera sådana idag, varav ett av de mer moderna kallas Vulkan [26].

Syftet med alla GPU API:er är att kunna köra shaders. En shader är ett relativt simpelt datorprogram som kan köras på en GPU. Det speciella med GPUer och shaders i allmänhet är att de kan köras i tusentals eller miljontals instanser samtidigt, med olika indata. Vid vanlig rendering brukar det köras en shader för varje pixel som renderas. Det är då shadern som på eget bevåg avgör vilken färg pixeln ska få.

Det finns många olika sorters shaders för olika ändamål. Shaders för att bestämma pixlars färg kallas för *fragment shaders* eller *pixel shaders*. Det finns även en sorts shader som avgör hur trianglar positioneras på skärmen, dessa kallas *vertex shaders*. Till sist finns det allmänna shaders som kallas för *compute shaders*. Dessa är väldigt användbara just eftersom de kan användas fritt, de kan ha godtycklig in- och utdata och köras i bestämbara antal.

Shaders skrivs ofta i ett programmeringsspråk som heter GLSL (OpenGL Shading Language). Detta programmeringsspråk liknar C till stor grad, men med många inbyggda funktioner för linjär algebra och diverse grafiskt användbara funktioner, till exempel funktionen `smoothstep` som uppfyller

$$\begin{aligned} x \leq 0 &\implies \text{smoothstep}(x) = 0 \\ x \geq 1 &\implies \text{smoothstep}(x) = 1 \\ 0 \leq \text{smoothstep}(x) &\leq 1 \quad \forall x \\ \text{smoothstep}(x) &\in C^2 \end{aligned} \tag{3.28}$$

dvs att den övergår från 0 till 1 där funktionen själv, dess derivata och andraderivata alla är kontinuerliga.

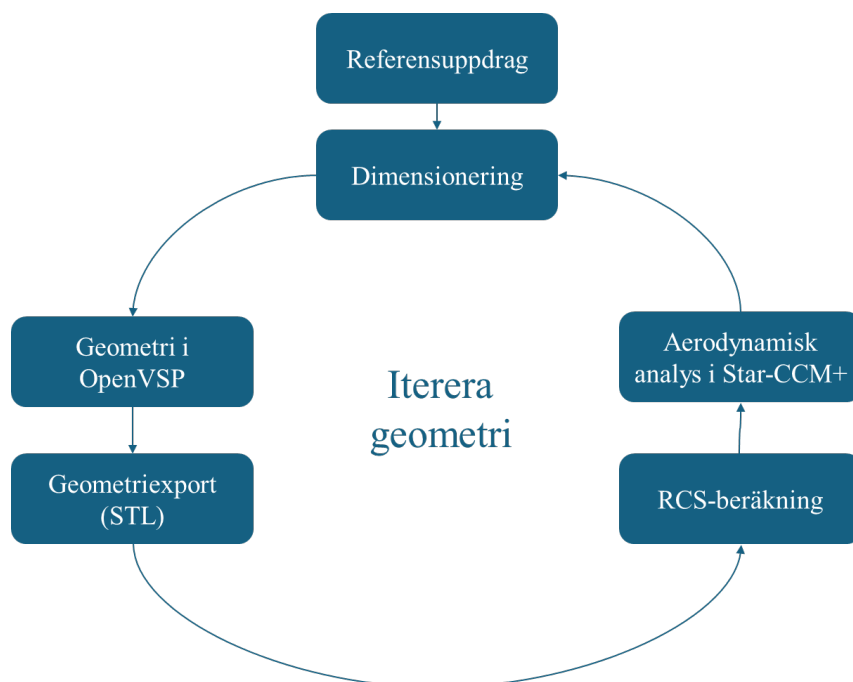
Det finns även många färdiga mjukvarubibliotek som förenklar programmerandet av GPU-accelererade applikationer. Ett exempel på ett sådant är VkFFT, ett bibliotek som implementerar *Fast Fourier Transform*-algoritmen (FFT) [27] med mycket hög prestanda.

4

Metod

I detta kapitel beskrivs de metoder och verktyg som användes för att genomföra den konceptuella designstudien. Kapitlet omfattar dimensioneringsmetodik, kravanalys, geometrismodellering, aerodynamiska simuleringar samt utvecklingen av det egenutvecklade verktyget för RCS-beräkningar. Vidare presenteras de antaganden och begränsningar som låg till grund för analysen.

4.1 Översikt av arbetsflödet



Figur 4.1: Översikt av det iterativa arbetsflödet där en basgeometri genererades och utvärderades med avseende på radarmålyta och aerodynamisk prestanda.

Arbetet genomfördes som en iterativ konceptuell designprocess, som illustreras i figur 4.1 ovan, där aerodynamik och RCS analyserades parallellt. Processen utgick från det definierade referensuppdraget (se kapitel 2) som användes för att dimensionera en initial flygplanskonfiguration med hjälp av etablerade metoder för konceptuell flygplansdesign.

Den framtagna geometrin användes därefter som underlag för både aerodynamiska och elektromagnetiska analyser. Aerodynamiska egenskaper såsom lyftkraft, luftmotstånd och stabilitetsrelaterade parametrar utvärderades genom förenklade numeriska metoder och CFD-simuleringar, medan flygplanets radarmålyta analyserades med hjälp av ett egenutvecklat beräkningsverktyg baserat på fysikalisk optik och teorier för elektromagnetisk diffraktion.

Resultaten från analyserna användes sedan för att modifiera flygplanets geometri i syfte att reducera radarsignaturen utan att samtidigt orsaka orimliga försämringar i flygprestanda. Designprocessen genomfördes därför iterativt där geometriska förändringar successivt utvärderades ur båda disciplinernas perspektiv.

4.2 Initiell dimensionering

I detta avsnitt presenteras de olika metoderna, verktygen och arbetsgången som följts under projektet närmare.

4.2.1 Viktberäkning

Flygplanets vikt beror på uppdraget och bränsleförbrukningen som i sin tur beror på vikten. Startvikten beräknades därför med hjälp av viktfraktionsmetoden, som presenteras i kapitel 3.2.1, via en iterativ numerisk lösningsmetod.

För beräkningen av startvikten W_0 utvecklades ett matematiskt Python-skript med syftet att hitta flygplanets jämviktsvikt utifrån Raymers viktberäkningsmetod [1]. Beräkningsprocessen utgick från en ursprungsgissning av startvikten (W_{Guess}) och utifrån denna gissning användes skriptet för att beräkna det nödvändiga bränslet för uppdraget beroende på flygplanets prestanda och krav.

Parallellt med bränslevikten, beräknades även tomvikten av flygplanet genom att multiplicera den gissade startvikten med projektets tomviktsfraktion. Slutligen beräknades en ny teoretisk startvikt W_{calc} genom att addera de fixerade vikterna för besättning, utrustning och vapenlast, med den beräknade bränslevikten och tomvikten enligt ekvation (3.9).

För att avgöra om den slutliga startvikten har hittats, implementerades ett konvergenskriterium (While-loop) i skriptet. Loopen utvärderade det absoluta värdet av differensen mellan initialgissningen av startvikten och den nya beräknade vikten. Toleransnivån (ϵ) sattes till en nivå av $\epsilon = 0,1$ kg. Om differensen mellan gissningen och det nya beräknade värdet översteg denna tolerans, ansågs inte vikten vara i jämvikt. Programmet upprepades därefter i Python då W_{calc} ansattes som W_{guess} och en ny beräkningscykel påbörjades. När konvergenskriteriet blev uppfyllt, avbröts beräkningsloopen och det sista värdet för W_{calc} fastställdes som den slutliga startvikten W_0 . Det fullständiga Python-skriptet för viktberäkningen och känslighetsanalysen redovisas i sin helhet i appendix C. Detta värde användes för dimensioneringen av vingarean och motorkraften till flygplanet.

4.2.2 Kravanalys och designrymd

För att bestämma vingbelastningen W/S och dragkraftskoefficienten (dragkraft-viktförhållande) T/W användes ytterligare ett Python-skript för att plotta flygkraven utifrån reseuppdraget och de framräknade värdena hos flygplanet. Koden bygger främst på ekvationerna från kapitel 3.2.6 och de olika prestandakraven från reseuppdraget. Kravanalysen baserades på krav utifrån flygplanets hastigheter vid marschfart/dashfart, manöverbarhet vid sväng, höjder för olika operativa hastigheter hos flygplanet, stighastighet och start-/landningssträcka. Python-skriptet återfinns i appendix C.1.

För att jämföra olika flygkrav vid olika altituder tillämpades en standardatmosfärsmodell i Python-skriptet. Modellen beräknade lufttryck, ljudhastighet och luftdensitet beroende på höjden i atmosfären. Med hjälp av modellen beräknades motorns prestandaförlust (α_{TL}) som funktion av densitet-förhållandet och aktuella machtalet (ekvation (3.12)). Därmed kunde dragkraftkrav normaliseras till havsnivå för vidare beräkningar.

För att analysera flygplanets egenskaper i luften enligt kraven, användes följande konstanter och flygplansdata från flygplanets aerodynamik: Aspect Ratio A , Oswald Efficiency Factor e , Nollmotstånd C_{D0} , Vågmotstånd $C_{D, wave}$, Maximal lyftkraftskoefficient $C_{L, max}$, Bypass Ratio BPR . I Python-skriptet används ekvationerna (sväng: (3.14)), (hastighet: (3.15)), (stighastighet & höjd: (3.16)), (startsträcka: (3.17)) och (landningssträcka: (3.18)) för att konstruera de olika graferna i villkorsanalysen.

För att säkerställa att den framtagna designpunkten skall kunna bemöta uppskattningsfel, materialfel eller osäkerheter hos flygplanets komponenter, användes en osäkerhetsanalys i kravanalysen. I Python-skriptet tillämpades en osäkerhetskoefficient på de olika aerodynamiska värdena C_{D0} och e . Vidare begränsades den tillåtna designrymden av dessa faktorer (modifierade worst case-kurvor) för att garantera en robust design för flygplanet. Detta garanterade att prestandakraven skulle uppfyllas även vid sämre aerodynamiska villkor än förväntat.

Den slutliga designpunkten för planets modellering i OpenVSP definierades genom att analysera det tillåtna området i kravanalysen visuellt och numeriskt. För konceptdesignen strävar man efter att maximera vingbelastningen W/S och även minimera dragkraftskoefficienten T/W . Därmed begränsas designpunkten av den vertikala landningssträckan (med inbyggd säkerhetsmarginal) och de övriga prestandakurvorna. Genom att använda denna metod, minimeras motorns krävda råstyrka, flygplanets vikt och utan att förlora manöverbarhet av flygplanet för flyguppdraget.

Valet av flygplanets motor baserades på resultatet av kravanalysen. Det absoluta dragkraftsmomentet (T_{SLS}) beräknades utifrån dragkraftskoefficienten (T/W) från designpunkten, genom att multiplicera koefficienten med flygplanets startvikt (W_0) och tyngdaccelerationen (g). Målet med motorvalet var att försöka finna en turbofanmotor med lågt sidoström (low-bypass turbofan), tillämpad för överljudshastigheter. Vidare måste motorns maximala dragkraft med EBK (efterbrännare) vara större än

det beräknade minikravet. Därmed användes digitala datablad för att hitta en motor med de eftersträlvade egenskaperna. Motors vikt och uppskattade bränsleförbrukning (SFC) integrerades därefter i viktsummeringen.

4.2.3 Känslighetsanalys av startvikt

För att testa flygplanets säkerhet inom utvecklingsprocessen utfördes en känslighetsanalys med hjälp av ett spindeldiagram enligt kapitel 3.2.8. Ett Python-skript skapades för att testa osäkerheten hos tomviktsfraktionen W_e/W_0 , Nollmotståndet C_{D0} och specifik bränsleförbrukning SFC , genom att påverka variablernas värden med en störning från ett intervall av $\pm 5\%$ till $\pm 20\%$ (Python-skriptet är bifogat i C). Vidare beräknades den procentuella viktförändringen som resulterade från störningen av respektive variabel. Den resulterande startvikten plottades i ett spindeldiagram för att identifiera projektets känsligaste parametrar.

4.2.4 Tyngdpunktsvandring

För tyngdpunktsvandringen beräknades tyngdpunkten analytiskt enligt ekvation (3.10) från avsnitt 3.2.3 för tre flygfall: max startvikt (vid start), halvt uppdrag (vid viktfullning) och landningsvikt (vid landning).

Koordinaterna analyserades med jämförelse med neutrala punktens position i koordinatsystemet (X_{NP} , definieras utifrån CAD modellen i OpenVSP). Genom att tillämpa ekvation (3.11) beräknades den statiska marginalen (SM) för respektive flygfall. Detta verifierade tyngdpunktsvandringen och säkerställde att den statiska marginalen låg inom de tillåtna aerodynamiska gränserna för den valda graden av stabilitet.

Eftersom bränsletankar och vapenrum inte modellerades i OpenVSP-geometrin beräknades tyngdpunkten för de olika flygfallen via en mass-subtraktionsmetod. Det utfördes geometriska uppskattningar av positionen av bränsletankarna och vapenrummet. Vapenlastens position uppskattades till $X_{\text{vapen}} = 8,20$ m, vilket placerades nära flygplanets tyngdpunkt vid startvikt för att minimera momentförändringar vid fällning. Bränsletankarnas position uppskattades till $X_{\text{bränsle}} = 8,50$ m, en placering i flygkroppens mittsektion och vingrötter. Tyngdpunkten för respektive flygfall beräknades via subtraktion av respektive momentbidrag av vikterna från flygplanets initiala startmoment, enligt ekvation (4.1).

$$X_{CG,ny} = \frac{W_0 \cdot X_{CG,0} - \sum_{i=1}^n (m_i \cdot x_i)}{W_0 - \sum_{i=1}^n m_i}, \quad (4.1)$$

där m_i är massan för den bortfallna komponenten i (t.ex. bränsle eller vapen). x_i är den antagna x-koordinaten för komponentens tyngdpunkt och $W_0 - \sum m_i$ utgör flygplanets nya totalmassa efter viktnedskningen.

4.2.5 Geometrisk modellering i OpenVSP

Den geometriska modellen av flygplanet utvecklades i OpenVSP, ett parametriskt CAD-verktyg anpassat för konceptuell flygplansdesign. Enligt Raymer är konceptuell design en iterativ process där krav, dimensionering och analys kontinuerligt påverkar varandra [1]. OpenVSP användes därför som ett verktyg för att snabbt kunna omsätta dimensioneringsresultaten till en tredimensionell modell och därefter justera geometrin utifrån särskilda krav på aerodynamisk prestanda och radarsignatur.

Modellen, som presenteras i figur 4.2, byggdes upp av ett antal huvudkomponenter: flygkropp, huvudvinge, V-tail, luftintag och utblås. Dessa delar valdes eftersom de tillsammans definierar flygplanets yttre form och därmed påverkar både aerodynamisk prestanda och radarmålyta. Enligt Knott [2] har geometrisk utformning stor betydelse för ett objekts radarsignatur, eftersom formen styr hur elektromagnetiska vågor reflekteras och sprids från ytan.



Figur 4.2: Översikt av den slutliga OpenVSP-modellen. Figuren visar flygplanets integrerade flygkropp, huvudvinge, V-tail, luftintag och bakre utblås.

De första parametrarna som sattes i modellen baserades på den konceptuella dimensioneringen. Detta omfattade främst flygplanets totallängd, vingarea, vingspann, svepvinkel samt vingens rot- och spetskorda. Dessa storheter är centrala i tidig flygplansdimensionering eftersom de kopplar flygplanets geometri till vingbelastning, lyftförmåga och övergripande prestanda [1].

OpenVSP användes därmed för att koppla den konceptuella dimensioneringen till en tredimensionell basgeometri. Den detaljerade utformningen av planform, vinge, kropp, V-tail, luftintag och motorintegration behandlas i efterföljande avsnitt, medan de slutliga huvudmåttens redovisas i avsnitt 5.2. De praktiska begränsningar som uppstod vid manuell komponentanpassning och STL-export behandlas mer noggrant i avsnitt 4.6.1.

4.2.6 Planform och huvudlayout

Flygplanets huvudlayout utformades som en kompakt konfiguration med starkt svept vinge, integrerad flygkropp och V-tail. Valet av denna layout gjordes för att kombinera flera konkurrerande krav: god flygprestanda, tillräcklig intern volym, låg radarmålyta och möjlighet till flygning i höga hastigheter. I ett tidigt konceptskede kan flygplanets form därför inte optimeras enbart utifrån aerodynamik, utan måste utformas som en kompromiss mellan prestanda, intern volym och signaturpåverkan [1].

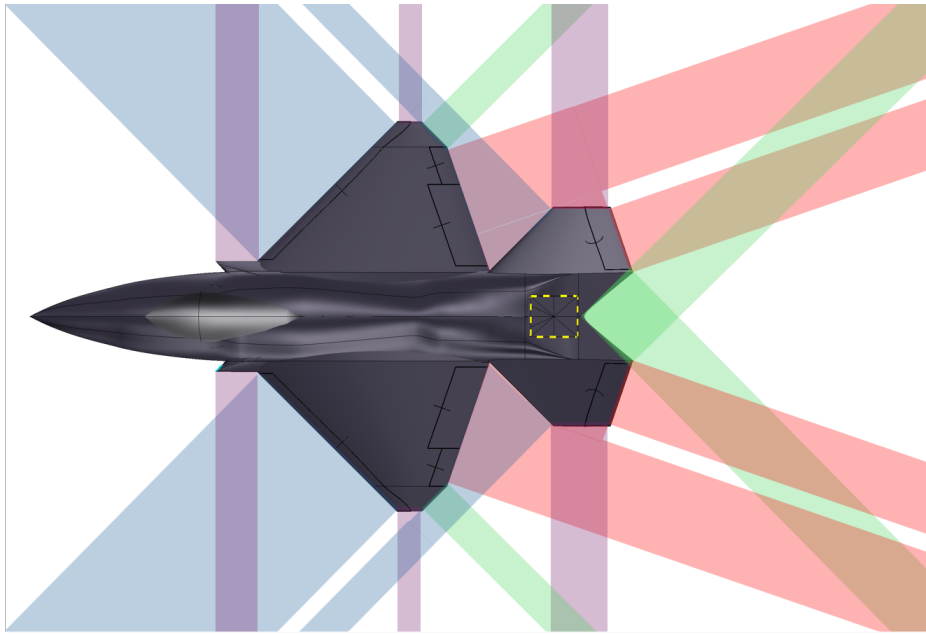
Huvudvingen gavs en stor svepvinkel vid framkanten för att anpassa geometrin till högre flyghastigheter. Svepta vingar är lämpliga vid höga hastigheter eftersom svepvinkeln reducerar den hastighetskomponent som verkar vinkelrätt mot vingens framkant och därmed påverkar kompressibilitetseffekter och vågmotstånd [1]. Den starkt svepta vingen gav samtidigt en kompakt planform med tillräcklig vingarea inom flygplanets övergripande dimensionskrav.

Planformen påverkades även av principer för reducerad radarmålyta. En central utgångspunkt var kantlinjering, där flygplanets tydliga kanter orienteras i ett begränsat antal riktningar. Syftet med detta är att styra reflekterad radarenergi bort från radarkällan och därmed minska sannolikheten för stark återreflektion mot en monostatisk radar. Geometrisk formgivning, eller shaping, beskrivs av Knott [2] som en av de grundläggande metoderna för att påverka ett objekts radarsignatur. En illustration av hur detta tillämpades på modellen kan ses i figur 4.3.

Planformen utvecklades iterativt under arbetet. En tidig version hade en mer deltagande geometri med nästan rak bakkant, men denna justerades senare för att bättre följa principen om kantlinjering. I den slutliga modellen gavs därför bakkanten en bakåtsvept lutning och vingspetsen anpassades för att bättre följa samma huvudsakliga riktningar som övriga kanter.

Flygkroppen integrerades med vingen för att skapa en mer sammanhängande yttre form. Detta var viktigt eftersom separata utskjutande komponenter, skarpa övergångar och tydliga hörn kan ge upphov till lokala radarreflektioner [2][20]. Samtidigt behövde kroppen ge tillräcklig intern volym för cockpit, bränsle, motor och intern last. Den slutliga layouten blev därför en kompromiss mellan kompakt yttre form, intern volym och reducerad radarmålyta.

Planformen bestämdes därmed genom en kombination av konceptuell dimensionering och iterativ geometrisk justering i OpenVSP. De dimensionerande huvudmåttens gav en första uppskattning av flygplanets storlek och vingarea, medan planformen därefter justerades för att förbättra kantlinjering, minska tydliga reflektionskällor och samtidigt behålla en rimlig aerodynamisk utformning.



Figur 4.3: Toppvy av den slutliga planformen med hänsyn till kantlinjering och ett begränsat antal huvudsakliga kantriktningar.

4.2.7 Vingar, kropp och V-tail

Vingens geometri bestämdes utifrån den dimensionerade vingarean och den valda vingbelastningen. Vingbelastningen W/S kopplar flygplanets vikt till den vingarea som krävs för att generera tillräcklig lyftkraft och är därför en central parameter i konceptuell flygplansdimensionering [1]. Utifrån detta modellerades huvudvingen som en kompakt, starkt svept vinge med avsmalnande korda mot vingpetsen. Huvudvingen delades upp i flera sektioner för att bättre kunna kontrollera planform, bakkant och vingpetsens geometri i OpenVSP. Den inre vingsektionen utgjorde den största delen av vingen, medan en kortare yttre spetssektion användes för att justera vingpetsens riktning och bakkant. Denna uppdelning gjorde det möjligt att förbättra kantlinjeringen utan att behöva ändra hela vingens grundform.

Eftersom vingkomponenten i OpenVSP definieras från flygplanets centrumlinje skiljer sig programmets rapporterade referensarea från den exponerade vingyta som syns utanför flygkroppen. I detta arbete används därför de exponerade måtten vid beskrivning av den fysiska geometrin, medan OpenVSP:s referensvärden används separat vid aerodynamiska analyser där dessa värden krävs.

Vingen modellerades med en tunn NACA 64-serieprofil. Den låga relativa tjockleken valdes för att skapa en tunn vinggeometri anpassad för höga hastigheter. Tunnare vingar kan vara fördelaktiga vid högfartsflygning eftersom vingens tjocklek påverkar kompressibilitetseffekter och vågmotstånd [1]. Samtidigt innebär en tunn vinge en kompromiss, eftersom den minskar den interna volymen för struktur, bränsle och

eventuella system.

Vingens sidoförhållande behandlades som lågt till medelhögt, vilket är rimligt för en kompakt högfartskonfiguration. Ett högre sidoförhållande kan minska det inducerade motståndet, men leder samtidigt till större spännvidd och en mer utsträckt geometri [1]. I detta koncept prioriterades därför en relativt kompakt vingform som bättre samspekar med kraven på hög fart, intern volym och reducerad radarmålyta.

Flygkroppen modellerades som en relativt platt och bred huvudkropp med integrerad cockpit. Kroppen byggdes upp med flera tvärsnitt i OpenVSP, där bredd och höjd varierades längs längdaxeln för att skapa en spetsig nos, en bredare mittsektion och en smalare bakre del. Syftet var att skapa en sammanhängande övergång mellan kropp och vinge, snarare än en tydligt separat cylindrisk flygkropp.

Stjärtkonfigurationen utformades som en V-tail i stället för en konventionell lösning med separat horisontalstabilisator och vertikalstabilisator. Detta val gjordes för att minska antalet separata stabiliserande ytor och för att bättre kunna anpassa stjärtens kanter till flygplanets övriga kantlinjering. Färre separata ytor och färre tydliga kantkombinationer kan vara fördelaktigt ur radarsignaturperspektiv, eftersom antalet potentiella reflektionskällor begränsas [2]. Samtidigt innebär en V-tail en aerodynamisk och stabilitetsmässig kompromiss, eftersom samma ytor behöver bidra till både längd- och sidstabilitet.

V-tailen modellerades som två lutande stabiliserande ytor placerade i den bakre delen av flygplanet. Geometrin justerades iterativt för att förbättra kantlinjeringen mot huvudvingens fram- och bakkant i toppvy. Eftersom V-tailen är lutad från horisontalplanet skiljer sig den lokala svepvinkeln i OpenVSP från den svepvinkel som syns i toppvy. Därför justerades geometrin utifrån den projicerade formen i toppvy för att bättre följa huvudvingens kantlinjering. Vingkonfigurationen visas i figur 4.4 och de slutliga måtten redovisas i avsnitt 5.2.3.

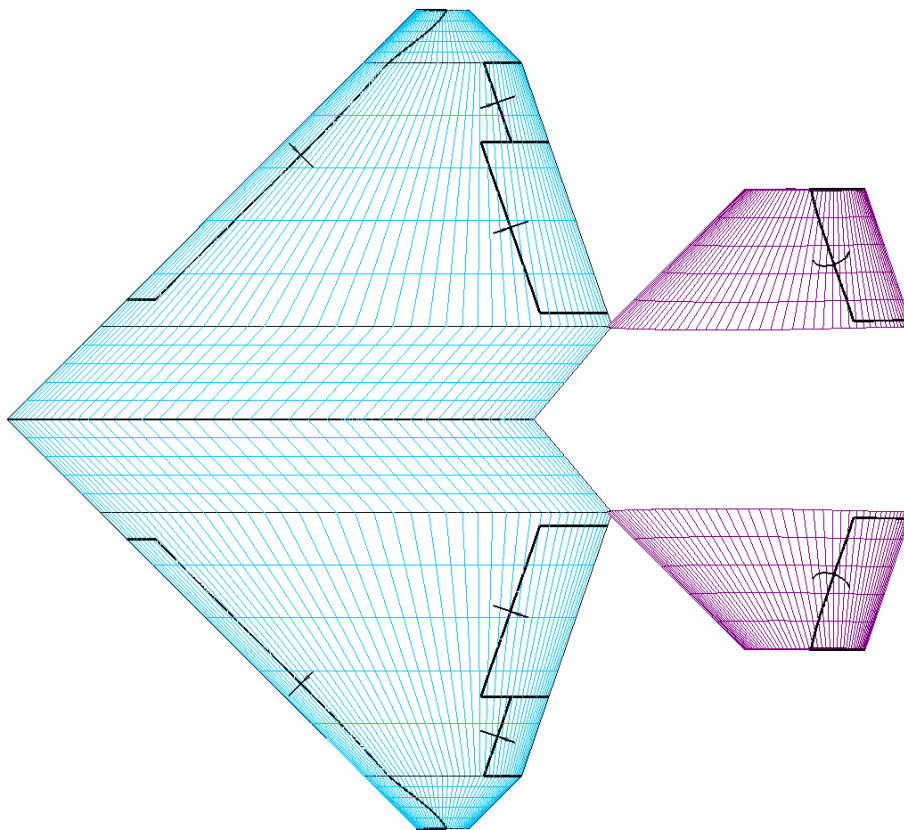


Figure 4.4: Toppvy av V-tail och huvudvinge.

En konventionell stjärtkonfiguration valdes bort eftersom separata horisontella och vertikala stjärtytor hade ökat antalet dominerande kant- och ytriktningar. En helt stjärtlös konfiguration hade kunnat vara fördelaktig ur radarsignatursynpunkt, men bedömdes kräva mer avancerad stabilitets- och styranalys än vad som rymdes inom arbetets konceptuella nivå. Därför valdes en V-tail som kompromiss mellan geometrisk enkelhet, stabilitet och reducerat antal separata ytor.

Kontrollytor modellerades förenklat på både huvudvinge och V-tail. På huvudvingen placerades styrande ytor längs delar av framkant och bakkant, medan V-tailen försågs med större roderytor. Dessa inkluderades för att representera möjliga styr- och stabilitetsfunktioner i den konceptuella modellen. Någon fullständig stabilitets- eller roderdimensionering genomfördes dock inte i detta skede.

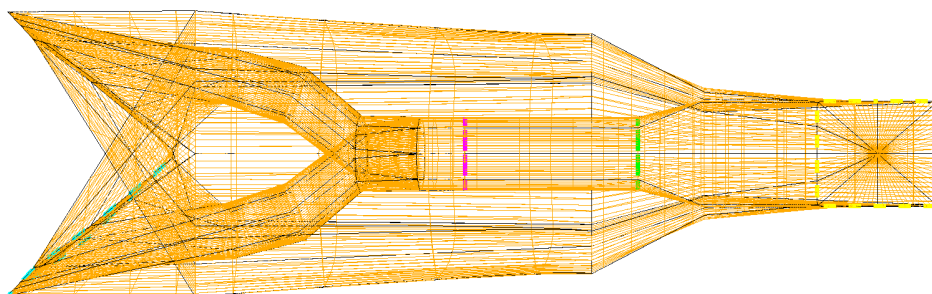
Vinge, flygkropp och V-tail utformades därmed som en integrerad helhet där geometrin styrdes av både dimensioneringsresultat och smygprinciper. Vingen gav den nödvändiga bärande ytan, flygkroppen tillhandahöll intern volym och V-tailen gav en förenklad stabiliserande lösning med färre separata ytor än en konventionell stjärtkonfiguration. Den slutliga geometrin blev därmed en kompromiss mellan lyftförmåga, högfartsprestanda, intern volym, stabilitet och reducerad radarmålyta.

4.2.8 Luftintag och motorintegration

Luftintag och motorintegration behandlades som en viktig del av den geometriska utformningen, eftersom både intag och utblås påverkar flygplanets aerodynamiska prestanda och signatur. Luftintagen placerades på flygplanets undersida, lateralt nära övergången mellan flygkropp och vinge. Placeringen valdes för att ge ett robust inflöde till motorn även vid högre anfallsvinklar, då undersidan av flygplanet fortfarande kan ha god tillgång till inkommande luftflöde. Samtidigt innebär placeringen en kompromiss ur radarsignaturperspektiv, eftersom undersidan kan vara exponerad mot markbaserade radarsystem.

Luftintagens yttre geometri anpassades till flygplanets övriga kantlinjering. Intagens framkanter och sidokanter orienterades därför med hänsyn till huvudvingens svepvinkel, så att de följde samma huvudsakliga riktningar som övriga större kanter. Detta gjordes för att undvika att luftintagen introducerade nya tydliga kantvinklar i planformen.

En viktig utgångspunkt vid utformningen var att undvika direkt siktlinje från intaget till motorns främre delar. Om radarvågor kan nå kompressor- eller fläktsteg direkt kan dessa ge upphov till starka reflektioner, eftersom roterande motorkomponenter och interna kanter utgör tydliga elektromagnetiska spridningskällor [2]. För att minska denna exponering modellerades luftkanalerna som S-formade kanaler, där flödet leds från intagen på vardera sida av flygkroppen in mot en mer central motorplacering. Figur 4.5 visar modellens luftintag samt de S-formade luftkanalerna.

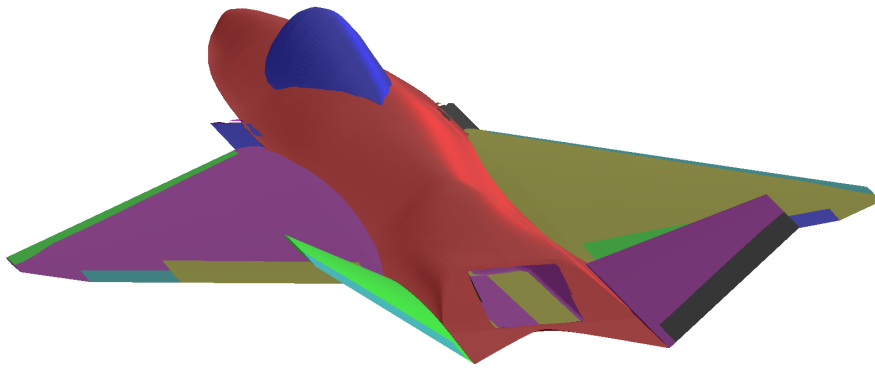


Figur 4.5: Vy av luftintagen och de förenklade S-formade luftkanalerna.

S-formade luftkanaler innebär dock en aerodynamisk kompromiss. Tidigare studier av S-duct-intag med gränsskiktsinmatning visar att sådana geometrier kan ge låg tryckåtervinning och ökad flödesdistorsion. Detta beror bland annat på S-duct-effekter såsom sekundärströmningar, intag av lågenergiflöde från gränsskiktet och intern separation, vilket kan påverka både tillgänglig dragkraft och motorns opererbarhet negativt [8]. Därför modellerades S-kanalerna i detta arbete främst som ett konceptuellt geometriskt skydd mot direkt radarsikt, snarare än som en detaljerat optimerad luftintagslösning.

Motorutblåset placerades i den bakre delen av flygplanet (se figur 4.6), mellan V-tail-ytorna. Utblåset modellerades som ett platt, rektangulärt utblås i stället för ett

cirkulärt utblås för att bättre kunna integreras i den bakre geometrin och för att minska direkt exponering av motorrelaterade ytor från vissa betraktningssvinklar. Platta och geometriskt integrerade utblås förekommer i smyganpassad design eftersom de kan underlätta skärmning och reducerad synlighet av heta motordelar, särskilt ur IR-perspektiv [22][23][28]. I denna studie användes därför utblåsets form och placering som en del av den övergripande signaturanpassningen.



Figur 4.6: Bakre vy av det rektangulära utblåset placerat mellan V-tail-ytorna.

Placeringen mellan V-tail-ytorna valdes för att delvis skärma utblåset från sidled. Sett från sidan ligger utblåset delvis dolt av stjärtytorna, och sett underifrån skärmas det av den bakre flygkroppens geometri. Syftet var att minska direkt exponering av utblåset och samtidigt hålla den bakre geometrin sammanhängande. Detta är relevant eftersom öppningar och interna ytor kan ge lokala bidrag till radarmålytan om de exponeras direkt mot radarkällan [2].

Sammantaget utformades luftintag och utblås som en kompromiss mellan motorfunktion, aerodynamik och signaturpåverkan. Undersidesplacerade intag valdes för att ge ett rimligt inflöde vid högre anfallsvinklar, medan S-formade kanaler användes för att minska direkt sikt mot motorn. Det rektangulära utblåset och placeringen mellan V-tail-ytorna valdes för att integrera motorutsläppet i den bakre geometrin och begränsa direkt exponering från vissa riktningar. Dessa lösningar bedömdes som rimliga i ett konceptuellt skede, men kräver vidare analys för att kunna optimeras aerodynamiskt och signaturmässigt.

4.2.9 Export (STL) och vidare analys

När basgeometrin var färdig exporterades modellen från OpenVSP i STL-format. STL-formatet användes eftersom det kunde importeras både till STAR-CCM+ för aerodynamisk analys och till det egenutvecklade RCS-verktyget TitanRCS. Innan vidare analys kontrollerades geometrin med avseende på öppningar, skarpa övergångar och triangulering, eftersom dessa faktorer kan påverka både nätgenerering i CFD och representationen av kanter i RCS-beräkningen.

För användning i TitanRCS var trianguleringen av modellen i allmänhet av alldeles för dålig kvalitet för att kunna användas direkt. Exempel på problem var bland

annat att övergången mellan kropp och vinge innehöll mycket uppenbart felaktig geometri som inte fanns i OpenVSP, triangeltätheten varierade drastiskt över kroppen och det fanns en del hål. För att lösa detta importerades meshen in i Blender, och en ny mesh kalkulerades manuellt över den gamla kroppen. Detta gav full kontroll över meshens finhet och topologi vilket var användbart för att se till att TitanRCS kunde hantera geometrin.

4.3 RCS-beräkning

Ett egenutvecklat program benämnt *TitanRCS* användes för att beräkna flygplanets radarmålyta utifrån en STL-fil. Programmet är skrivet i C och är helt och hållet GPU-accelererat med hjälp av Vulkan. Koden finns tillgänglig på <https://github.com/u296/titanrcs>.

4.3.1 Övergripande beräkningsprincip

En metodik som normalt används för 3D-rendering anpassades till att istället kunna beräkna radarmålyta och visualisera radarreturen från flygplanet. Beräkningsprincipen bygger i grunden på att beräkna fjärrfältet som uppstår vid radarn efter bakåtspridning med Huygens-Fresnels metod. Detta görs genom att först rendera flygplanets alla ytor till en bild, som kommer att representera domänen för Fouriertransformen. En planvågsapproximation används för att beräkna infältet vid varje pixel, enligt $E_{in} = E_0 e^{-jkz}$. Därefter tilldelas varje pixel det komplexa värdet $f(x, y, z)dA$ där f är funktionen som beskrevs i ekvation (3.24) och dA är ytan för en pixel. När denna bild är färdig skickas den in i en FFT från biblioteket VcFFT. Efter FFT:n är färdig läses intensiteterna vid observatören ut ur bufferten med en compute-shader och skickas tillbaka till programmet där σ till sist beräknas genom tillämpning av ekvation (3.21). Skymning av osedda ytor åstadkoms trivialt med standardtekniken depth-buffer.

Att integrera kantdiffraktion i processen görs genom ytterligare en rendering. Efter alla ytor renderats som tidigare beskrivits, men innan FFT:n, görs ytterligare en rendering. Denna gång renderas dock inte trianglar som vanligtvis görs i 3D-sammanhang, utan istället linjer av pixlar. De linjerna som renderas är de skarpa kanter som tidigare tagits fram av programmet. Dessa pixlar tilldelas ett analogt bidrag till innan, denna gång beroende av $\bar{d}$ och dl enligt ekvation (3.25). När pixelvärdet är beräknat adderas det till värdet som redan finns vid den pixeln sedan innan. På så sätt utnyttjas samma FFT för att ta hänsyn till båda bidrag.

4.4 CFD-analys i STAR-CCM+

För att utvärdera flygplanets aerodynamiska prestanda och verifiera de konceptuella dimensioneringarna genomfördes numeriska strömningsberäkningar (CFD) i programvaran Simcenter STAR-CCM+. Det primära syftet med simuleringarna var att fastställa flygplanets aerodynamiska glidtal (L/D) vid olika anfallsvinklar, samt

att visualisera tryckfördelning och strömningsfält vid både transsonisk marschfart (Mach 0,9) och överljudsfart (Mach 1,6).

4.4.1 Geometrihantering och nätgenerering (Meshing)

Flygplanets geometri exporterades från OpenVSP i STL-format. På grund av STL-formatets diskreta natur användes STAR-CCM+’s inbyggda *Surface Wrapper* för att skapa en sluten, vattentät yta över geometrin, vilket eliminerade eventuella glipor från CAD-exporten.

Beräkningsnätet (meshen) genererades därefter med hjälp av *Surface Remesher*, *Automatic Surface Repair* och en *Polyhedral Mesher* för volymen. För att säkerställa att flödet kring flygplanet upplöstes tillräckligt, applicerades en geometrisk förfiningszon (*Volumetric Control*) formad som ett block (16,8 m $\times$ 10,1 m $\times$ 4,6 m) centrerat runt flygkroppen.

Under metodens utveckling förfinades nätet iterativt, och *Surface Wrappern*:s basstorlek sänktes. Vidare applicerades lokala ytförfiningar (*Custom Surface Controls*) med en maximal cellstorlek på 0,015 m kring luftintagen. Detta gjordes för att förhindra att *Surface Wrapper*-funktionen slätade över intagens skarpa kanter, vilket säkerställde en god geometrisk representation. De slutgiltiga beräkningsnäten bestod av cirka 1,1 miljoner polyhedrala celler.

4.4.2 Fysikalisk modellering och simuleringsmiljö

Simuleringarna definierades som tredimensionella och tidsberoende. Då flygplanet opererar i det transsoniska och supersoniska området, modellerades luften som en kompressibel ideal gas för att kunna fånga upp densitetsförändringar och lokala stöt-vågor. Ekvationssystemen löstes med *Segregated Flow* tillsammans med *Segregated Fluid Temperature* för att hantera energiekvationen.

För att primärt isolera och studera tryckmotståndet (inklusive inducerat motstånd och vågmotstånd), vilka bedömdes vara de dominerande motståndskomponenterna för geometrin, antogs strömningen vara friktionsfri.

Den yttre beräkningsdomänen definierades som en sfär med radien 75 meter, centrerad runt flygplanet. Randvillkoren för den omgivande miljön sattes enligt ISA-standarderna för 12 km höjd, vilket motsvarar ett statiskt tryck på 19 330 Pa och en statisk temperatur på 218 K [29]. Vid denna temperatur uppgår ljudhastigheten till cirka 296 m/s, vilket innebär att den absoluta inloppshastigheten sattes till 266,4 m/s för Mach 0,9, samt 473,6 m/s för Mach 1,6.

4.4.3 Randvillkor och iterativ metodutveckling

En central del av metodiken bestod i att utvärdera hur integrationen av luftintag och motorutblås påverkade flygplanets aerodynamik. Att i ett tidigt konceptskede modellera det exakta massflödet inuti motorn är komplext och medför hög risk för

numerisk instabilitet. Därför definierades en iterativ metodik där randvillkoren för intag och utblås successivt utvecklades genom fyra definierade mätfall:

1. **Mätning 1 (Initial referens):** Geometrin importerades som en helt sluten kropp där intagen agerade som solida väggar (*Wall*). Detta simulerade ett teoretiskt värsta-fall med massivt tryckmotstånd framför intagen (maximalt *Spillage Drag*).
2. **Mätning 2 (Delvis genomströmning):** Luftintagen separerades från huvudkroppen och definierades som friströmning, vilket tillät luften att passera in i geometrin med omgivningens hastighet och tryck. Utblåset förblev dock stängt (*Wall*).
3. **Mätning 3 (Flow-Through):** Både intag och utblås definierades som *Free Stream*. Detta skapade en passiv genomströmning av luft genom flygplanet, vilket introducerade ett vakuum och sug bakom flygplanet. Denna modell ansågs vara den mest fysikaliskt korrekta representationen av flygkroppen och fastställdes som den slutgiltiga metoden för utvärdering i Mach 0,9.
4. **Mätning 4 (Supersonisk Dash):** Med samma randvillkor som i Mätning 3 höjdes den inkommande strömningshastigheten till Mach 1,6 för att utvärdera vågmotståndets påverkan vid överljudsflygning.

4.4.4 Utvärdering av aerodynamiska krafter

Då CAD-geometrin hölls fixerad i rymdens horisontalplan, simulerades olika anfallsvinklar (α) genom att inloppshastighetens riktningsvektor lutades enligt $[\cos(\alpha), 0, \sin(\alpha)]$. Analysen genomfördes primärt för två anfallsvinklar: $\alpha = 5,1^\circ$ och $\alpha = 4,0^\circ$.

Valet av anfallsvinklar baserades på flygplanets operativa viktspann erhållet från viktfraktionsdimensioneringen (se avsnitt 3.1.6). För att täcka in flygplanets olika faser under uppdraget valdes $\alpha = 5,1^\circ$ som en representativ vinkel för en tungt lastad konfiguration (närmare startvikt), medan $\alpha = 4,0^\circ$ valdes för att representera prestandan vid en lägre vikt, där glidtalet förväntas vara högre.

De aerodynamiska krafterna från programmet (L_{CFD} och D_{CFD}) mättes i det absoluta koordinatsystemet och transformerades därefter till det vindrelaterade koordinatsystemet för att få fram sann lyftkraft (*Lift*) och luftmotstånd (*Drag*) enligt följande trigonometriska samband:

$$Lift = L_{CFD} \cdot \cos(\alpha) - D_{CFD} \cdot \sin(\alpha) \quad (4.2)$$

$$Drag = D_{CFD} \cdot \cos(\alpha) + L_{CFD} \cdot \sin(\alpha) \quad (4.3)$$

Dessa krafter loggades kontinuerligt under simuleringarna. Konvergens ansågs uppnådd när lösningsresidualerna stabiliserats (under 10^{-3} för Mach 0,9 och under 10^{-2} för Mach 1,6) och krafterna uppvisade ett stabilt beteende. De slutgiltiga resultaten baserades på ett glidande medelvärde av de sista 30 iterationerna för att filtrera ut

eventuellt numeriskt brus (För en detaljerad sammanställning av nätstorlek, cellantal och exakta simuleringsparametrar, se *CFD i Simcenter STAR-CCM+* i *Appendix D*). Slutligen var ett centralt mål med utvärderingen att jämföra det framräknade glidtalet med det teoretiska referensvärdet $L/D = 8,63$, vilket hade antagits under viktfraktionsdimensioneringen.

4.5 Identifiering av känsliga geometriområden

Efter att basgeometrin tagits fram genomfördes en initial RCS-analys för att identifiera vilka delar av flygplanet som gav upphov till förhöjda radarmålytor i de studerade vinklarna. Analysen visade att flera lokala bidrag uppstod kring luftintag samt kring V-tail och bakre/undre delar av geometrin.

Luftintagen bedömdes vara särskilt komplexa att modifiera på ett trovärdigt sätt inom ramen för arbetet, eftersom realistisk modellering skulle kräva en detaljerad utformning av interna kanaler, geometriupplösning och nätgenerering. Det fortsatta iterationsarbetet avgränsades därför till yttre geometriska förändringar av V-tail samt bakre och undre geometri. Dessa områden bedömdes vara mer lämpliga och relevanta att modifieras för både radarmålyta och aerodynamisk prestanda.

4.6 Osäkerhet och metodbegränsningar

Arbetet genomfördes på konceptuell designnivå, vilket innebär att flera förenklingar och antaganden krävdes för att möjliggöra en iterativ analys inom projektets tidsram och beräkningskapacitet. Resultaten bör därför tolkas som trendanalyser och jämförande designunderlag snarare än exakta konstruktioner av ett färdigt flygsystems prestanda eller radarsignatur.

Dimensioneringen av flygplanet bygger till stor del på empiriska metoder och historiska samband hämtade från etablerad litteratur, framförallt Raymers konceptuella designmetodik [1]. Dessa modeller är utvecklade för tidiga designskeden och bygger på generaliserade antaganden kring bland annat tomviktsfraktioner, aerodynamisk effektivitet och bränsleförbrukning. Även om metoderna är väletablerade innebär de att osäkerheter introduceras redan i de initiala vikt- och prestandaberäkningarna. Särskilt för smygflygplan kan historiska samband vara svåra att tillämpa direkt, då intern vapenlast, geometriska kompromisser och signaturanpassningar ofta påverkar både strukturmassa och aerodynamiska egenskaper på sätt som avviker från konventionella flygplanskonfigurationer.

Constraint-analysen bygger vidare på förenklade prestandamodeller där flera aerodynamiska parametrar antagits konstanta över stora delar av flygområdet. Parametrar såsom Oswalds effektivitetstal, nolllyftmotstånd och maximal lyftkoefficient varierar i verkligheten med exempelvis anfallsvinkel, machtal och Reynolds-tal. I detta arbete användes representativa medelvärden för att möjliggöra en övergripande dimensionering av designrymden. Den valda designpunkten bör därför ses som

en konceptuell uppskattning snarare än ett exakt optimum.

Även den aerodynamiska analysen innehåller begränsningar kopplade till modellförenklingar och antal simuleringsfall. CFD-analyserna genomfördes endast för ett begränsat antal flygtillstånd och vinklar, vilket innebär att resultaten från dessa ger mycket begränsad information om hur flygplansgeometrin fungerar aerodynamiskt. Vidare användes huvudsakligen stationära simuleringar, vilket innebär att transient aerodynamik, separationseffekter och instabiliteter vid högre anfallsvinklar inte fångas fullt ut. Mesh-upplösningen utgjorde dessutom en kompromiss mellan beräkningstid och geometrisk detaljnivå, vilket särskilt påverkar noggrannheten kring skarpa kanter, luftintag och komplexa övergångsytor.

Den framtagna geometrin modellerades huvudsakligen i OpenVSP, vilket är väl anpassat för konceptuell flygplansdesign men samtidigt innebär vissa begränsningar i geometrisk detaljrikedom. Framförallt förenklades flera interna och lokala geometrier, exempelvis luftintag, motorintegration och övergångar mellan kropp och vingstruktur. Dessa områden har i praktiken stor påverkan på både aerodynamik och radarsignatur, men skulle kräva betydligt mer avancerad modellering och optimering för att analyseras med hög noggrannhet.

Osäkerheterna är särskilt betydande inom RCS-analysen. Den utvecklade beräkningsmodellen baserades på fysikalisk optik och teorier för kantdiffraktion, vilket är etablerade metoder för högfrekvent elektromagnetisk spridning. Modellen bygger dock på flera idealiseringar. Bland annat antogs huvudsakligen perfekt ledande ytor, medan verkliga flygplan består av komplexa materialkombinationer och radarabsorberande material vars elektromagnetiska egenskaper varierar med frekvens och infallsvinkel. Effekter såsom multipla reflektioner, ytströmmar i komplexa hålrum och detaljerade våginteraktioner modellerades endast approximativt eller försumrades helt.

Vidare begränsades RCS-analysen till monostatisk radar och ett begränsat antal observationsvinklar och frekvenser. Resultaten representerar därför inte flygplanets fullständiga signaturbild utan snarare relativa förändringar mellan olika geometrier inom det analyserade scenariot. Särskilt bakre och undre aspekter identifierades som känsliga områden för ökad radarspridning, men den exakta nivån på den absoluta radarmålytan kommer med betydande osäkerheter. STL-upplösningen hos de exporterade geometrierna påverkade dessutom representationen av skarpa kanter och små geometriska detaljer, vilket kan ge numeriska variationer i beräknad RCS.

En ytterligare begränsning är att arbetet huvudsakligen fokuserade på extern geometri och radarupptäckbarhet i det frontala planet. Andra signaturdiscipliner, såsom infraröd signatur, akustisk signatur och visuell upptäckbarhet, behandlades inte. Inte heller analyserades strukturell hållfasthet, aeroelasticitet eller detaljerad flygkontroll. Dessa områden kan i praktiken påverka den slutliga geometrin och därmed även både aerodynamiska och elektromagnetiska egenskaper.

Trots dessa begränsningar bedöms metoden vara tillräckligt robust för att identifiera övergripande samband mellan geometriska designval, aerodynamisk prestanda och radarsignatur i ett tidigt konceptskede. Kombinationen av konceptuell dimensionering, CFD-analys och egenutvecklad RCS-beräkning möjliggjorde en multidisciplinär analys där relativa designtrender och kritiska geometriska områden kunde identifieras på ett systematiskt sätt.

4.6.1 Geometriska begränsningar i OpenVSP-arbetsflödet

Under modelleringen uppstod praktiska begränsningar kopplade till hur geometrin byggdes upp i OpenVSP. Flygkropp, huvudvinge, V-tail, luftintag och utblås modellerades som separata komponenter, vilket innebar att deras lägen och tvärsnitt behövde anpassas manuellt i förhållande till varandra. En mindre ändring i en komponent kunde därför kräva följdjusteringar i flera andra delar av modellen. Exempelvis kunde en ändring av flygkroppens höjd påverka luftintagens placering, vilket i sin tur påverkade övergången mot huvudvingen.

Ytterligare en begränsning var att vissa specifika tvärsnittsformer behövde skapas genom manuell justering av kontrollpunkter. Detta gav stor frihet i formgivningen, men gjorde också att framtagningen av mjuka övergångar mellan flygkropp, luftintag, vinge och bakre geometri blev tidskrävande. Arbetet med basgeometrin genomfördes därför iterativt, där komponenternas form och position successivt justerades för att uppnå en rimlig kompromiss mellan yttre form, intern volym, kantlinjering och exportbar geometri.

Vid export till STL uppstod även behov av geometrikontroll och korrigering, eftersom små öppningar och lokala geometrifel kunde påverka efterföljande CFD- och RCS-analys. Den slutliga OpenVSP-modellen bör därför betraktas som en konceptuell basgeometri snarare än en färdig detaljkonstruktionsmodell. Geometrin bedömdes vara tillräcklig för de analyser som genomfördes i detta arbete, men flera detaljer, särskilt kring luftintag, interna luftkanaler och övergångar mellan komponenter, skulle behöva vidareutvecklas i en mer detaljerad konstruktionsfas. Detta innebär att resultaten från CFD- och RCS-analysen främst bör tolkas som indikationer på övergripande aerodynamiska och signaturmässiga trender, snarare än som slutgiltiga prestandavärden för en färdig konstruktion.

5

Resultat

Detta kapitel redovisar resultaten från den konceptuella dimensioneringen, geometri-
val, de aerodynamiska analyserna och RCS-beräkningarna.

5.1 Dimensioneringsresultat

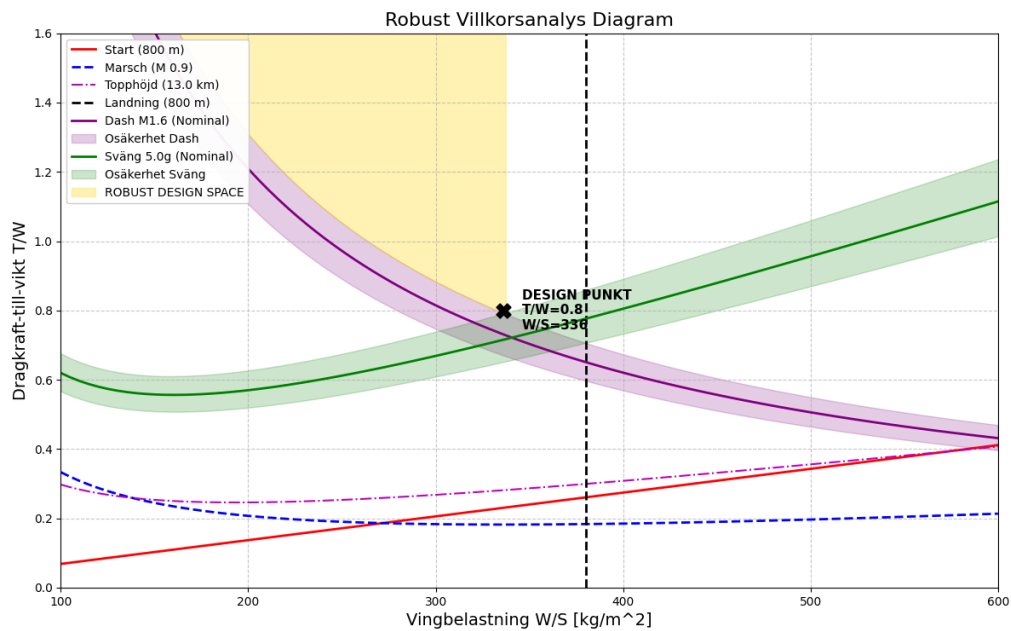
Startvikten konvergerade vid 11 075,7 kg och bränslefraktionen (W_{fuel}/W_0) förblev
cirka 26,5 %, beräknat med viktfraktionsmetoden. Beräkningen baserades på det
definierade reseuppdragets villkor och en sammanställning av flygplanets viktfordel-
ning presenteras i tabell 5.1.

Tabell 5.1: Sammanställning av konvergerade vikter för konceptdesignen.

Viktkomponent	Massa (kg)	Andel av W_0
Startvikt (W_0)	11 075,7	100 %
Tomvikt (W_e)	6614,6	59,7 %
Bränslevikt (W_f)	2931,1	26,5 %
Fast nyttolast ($W_{payload} + W_{crew}$)	1530	13,8 %

Vidare användes flygplanets fastställda startvikt W_0 och prestandakrav för att utvär-
dera designpunkten av flygplanet genom en kravanalys. Designpunkten vilket valdes
utifrån att minimera flygplanets storlek och motorbehov, gav en optimal vingbe-
lastning W/S på 336 kg/m² och en dragkraftskoefficient T/W vid havsnivå på 0,80,
enligt figur 5.1.

Utifrån dessa värden beräknades vingarean S och de olika dragkraftbehoven, se
tabell 5.2. För att uppfylla det beräknade dragkraftbehovet ($T_{SLS} = 93,4$ kN) valdes
motorn General Electric F414, vilket leverar en maximal dragkraft på ca 98 kN med
efterbrännkammare [30].



Figur 5.1: Robust Constraint Diagram för design konceptet.

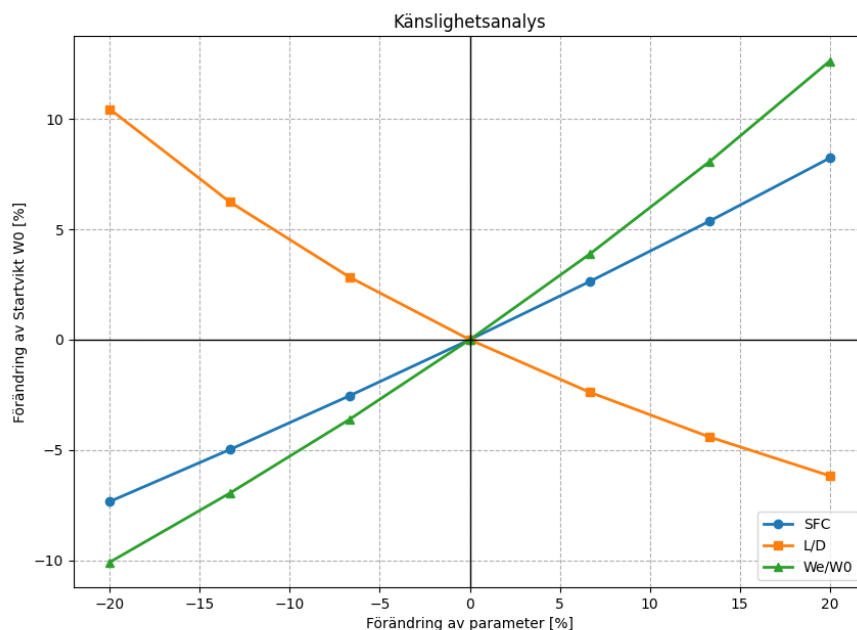
Tabell 5.2: Dimensionerande designparametrar och motorval.

Parameter	Värde
Designpunkt: Vingbelastning (W/S)	336 kg/m ²
Designpunkt: Dragkraftskoefficient (T/W)	0,80
Beräknad vingarea (S)	33,1 m ²
Krävd dragkraft (SLS)	87,0 kN
Vald motor	1 × GE F414 (98 kN)

5.1.1 Känslighetsanalys av startvikt

För att visualisera och analysera osäkerheten hos startvikten konstruerades ett spindeldiagram, se figur 5.2. I diagrammet redovisas hur känsligheten av olika parametrar påverkar startvikten av flygplanet (givet inom ett intervall av $\pm 5\%$ till $\pm 20\%$). Diagrammet visar att tomviktsfraktionen W_e/W_0 har brantast lutning av de olika parametrarna. Detta visar att tomviktsfraktionen är projektets känsligaste parameter och den numeriska analysen redovisade att en minskning av fraktionen med 1 % resulterar i en ökning av den totala startvikten med 0,56 %. Till skillnad från tomviktsfraktionen visade specifika bränsle förbrukningen (SFC) ett mer linjärt samband med startvikten. Glidtalet (L/D) visar ett linjärt inverterat samband vilket innebär att förbättrad aerodynamik resulterar i minskad bränsleförbrukning och lägre startvikt.

Utifrån känslighetsanalysen beräknades tillväxtfaktorn GF relaterat till nyttovikten, enligt ekvation (3.19). Faktorn beräknades till ett värde av 2,16 kg, vilket innebär att för varje adderat kilogram av nyttolast eller utrustning ökar startvikten W_0 med 2,16 kg för att kunna upprätthålla oförändrad prestanda över referensuppdraget.



Figur 5.2: Spindeldiagram som illustrerar startviktens känslighet gentemot förändringar i aerodynamik, bränsleförbrukning och tomvikt.

5.1.2 Tyngdpunktsvandring och Stabilitet

Neutrala punkten (X_{NP}) framtoogs via en Alpha-sweep i VSPAERO och lokaliserades till 9,31 m från flygplanets nos. Analysen utfördes i tre olika flygfall vilket definierades i metoden (kapitel 3.2.3). Resultaten presenteras i tabell 5.3. Statisk marginal uttrycks i procent av den aerodynamiska kordan ($\bar{c} = 4,67$ m).

Resultaten från stabilitetsanalysen redovisar en positiv statisk marginal inom intervallet +23,6 % till +26,1 %. Detta indikerar att den nuvarande koncept designen har hög naturlig längdstabilitet. För ett modernt stridsflygplan söks maximal manöverbarhet och lågt trim-motstånd. Däremot är det dock önskvärt att stridsflygplan att implementera *relaxed static stability* (negativt SM).

Tabell 5.3: Sammanställning av tyngdpunktens position och statisk marginal under tre dimensionerande flygfall.

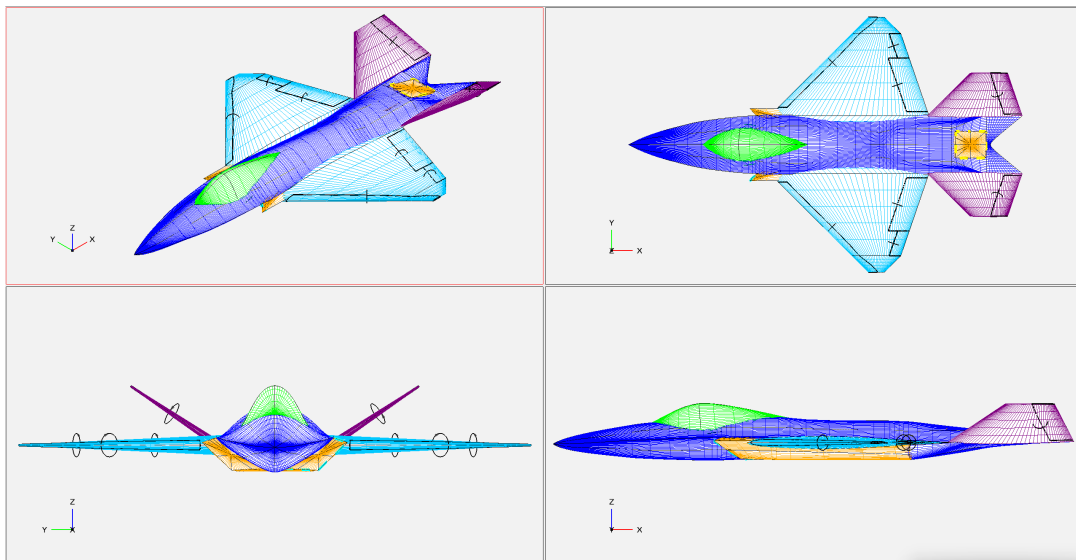
Uppdragsfas / Flygfall	Vikt (W , kg)	X_{CG} (m)	Statisk marginal (SM)
1. Start	11 076	8,205	+23,6 %
2. Halvt uppdrag	8570	8,155	+24,7 %
3. Landning	7105	8,084	+26,2 %

5.2 Basgeometri

Den slutliga basgeometrin utgjorde den geometri som användes som utgångspunkt för vidare CFD- och RCS-analys. Geometrin bestod av en integrerad flygkropp med starkt svept huvudvinge, två lateralt placerade luftintag på undersidan, S-formade luftkanaler, rektangulärt utblås samt V-tail. I detta avsnitt sammanställs de viktigaste geometriska parametrarna för den slutliga OpenVSP-modellen. Basgeometrin motsvarar därmed på konceptuell nivå de övergripande geometriska målen om en kompakt smyganpassad planform, intern volym för motor- och lastintegration samt en stjärtkonfiguration med färre separata stabiliserande ytor än en konventionell lösning.

5.2.1 Övergripande geometri och huvudmått

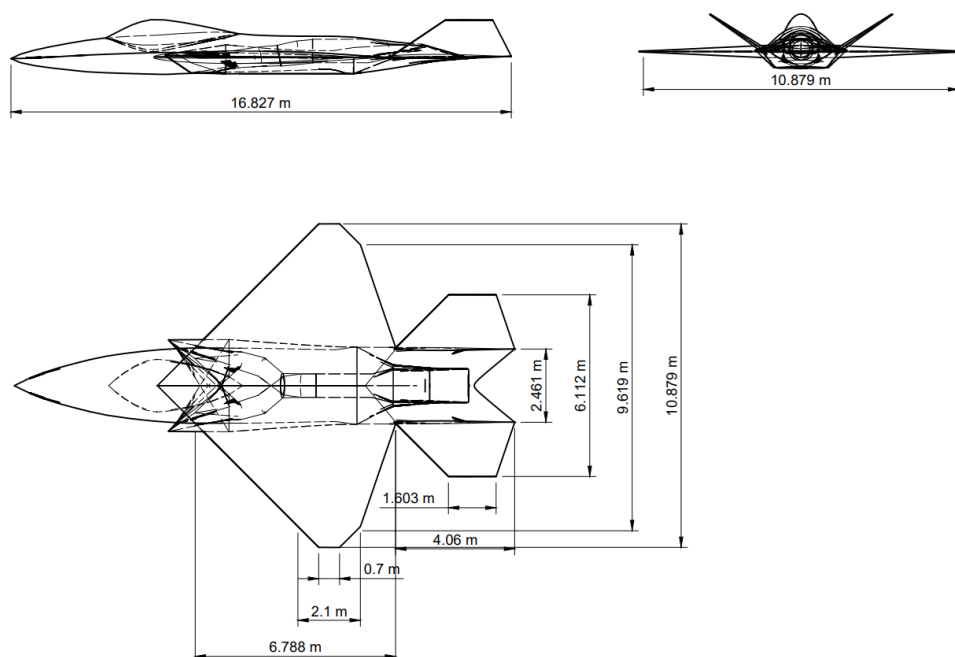
Flygplanets övergripande geometri utformades som en kompakt och starkt svept konfiguration med integrerad flygkropp och V-tail (se figur 5.3). Huvudmått för den slutliga basgeometrin redovisas i tabell 5.4 och en måttritning av planet presenteras i figur 5.4. Dessa mått beskriver den geometri som användes som bas för vidare analys och representerar därför inte en fullt detaljoptimerad konstruktion.



Figur 5.3: Översikt av den slutliga OpenVSP-modellen i perspektivvy, toppvy, frontvy och sidovy. Figuren visar huvudkomponenterna: flygkropp, huvudvinge, V-tail, luftintag och utblås.

Tabell 5.4: Övergripande huvudmått för den slutliga basgeometrin.

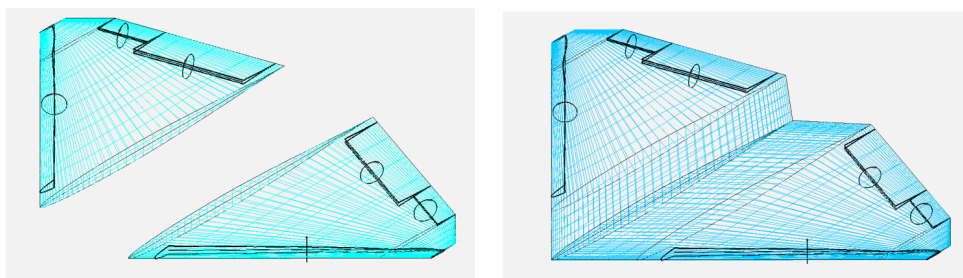
Parameter	Värde
Totallängd	16,83 m
Totalt vingspann	10,88 m
Exponerat vingspann	8,40 m
Exponerad vingarea	33,11 m ²
Svepvinkel vid framkant, huvudvinge	45°
Projicerad svepvinkel vid framkant, V-tail	45°
Lokal svepvinkel vid framkant, V-tail i OpenVSP	39,8°
V-tail-lutning från horisontalplanet	33,7°
Referensarea motorintag, $A_{\text{engine,in}}$	0,49 m ²
Referensarea motorutblås, $A_{\text{engine,out}}$	0,62 m ²

**Figur 5.4:** Måttritning av den slutliga basgeometrin med sidovy, frontvy och toppvy. Figuren visar flygplanets övergripande längd, vingspann samt utvalda huvudmått för vinge och V-tail.

Eftersom V-tailen är lutad från horisontalplanet skiljer sig den lokala svepvinkeln i OpenVSP från den svepvinkel som syns i toppvy. V-tailens lokala svepvinkel vid framkant sattes därför till 39,8° för att den projicerade framkanten i toppvy skulle följa huvudvingens svepvinkel vid framkant på 45°. Även rot- och spetskorda justerades för att den projicerade bakkanten skulle följa huvudvingens bakkantsriktning, utan att V-tailens totala planformsarea ökade.

5.2.2 Huvudvinge

Huvudvingen modellerades som en starkt svept och tunn vinggeometri. Eftersom vingkomponenten i OpenVSP definieras från flygplanets centrumlinje inkluderar den även en inre del som överlappar flygkroppen, vilket framgår av figur 5.5. Denna del påverkar OpenVSP:s interna referensarea, men motsvarar inte den exponerade vingyta som syns utanför flygkroppen. Vid beskrivning av den fysiska geometrin används därför de exponerade måtten, medan referensareor från OpenVSP används separat i de aerodynamiska analyser där dessa krävs. Måtten för huvudvingen presenteras i tabell 5.5.



Figur 5.5: Isometrisk vy av huvudvingen i OpenVSP. Figuren visar både den fullständiga vingkomponenten som definieras från flygplanets centrumlinje och den exponerade vingyta som ligger utanför flygkroppen.

Tabell 5.5: Huvudmått för huvudvingen i den slutliga OpenVSP-modellen.

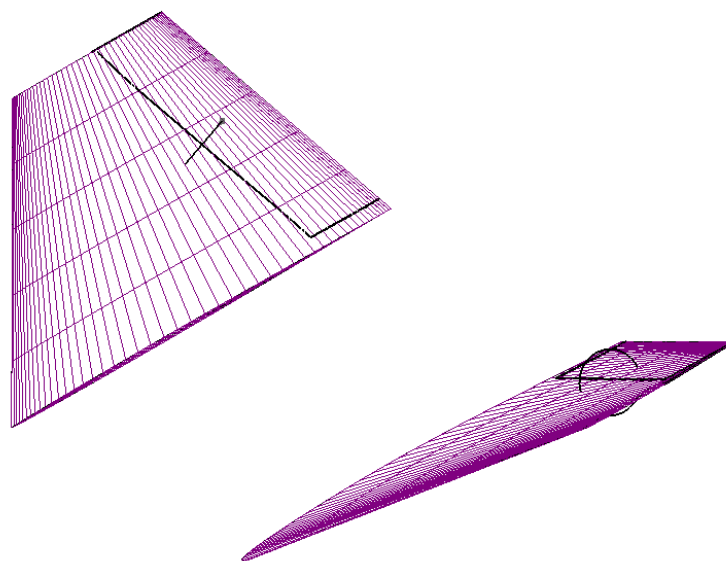
Parameter	Värde
Totalt vingspann	10,88 m
Exponerat vingspann	8,40 m
Exponerad vingarea	33,11 m ²
MAC, exponerad vinge	4,67 m
Sidoförhållande, exponerad vinge	2,13
Svepvinkel vid framkant (Λ_{LE})	45°
Bakkantspetsvinkel	−45°
Bakkantsvinkel	−18,9°
Rotkorda, inre vingsektion	6,80 m
Spetskorda, inre vingsektion	2,10 m
Sektionsspann, inre vingsektion	3,50 m
Rotkorda, yttre spetssektion	2,10 m
Spetskorda, yttre spetssektion	0,70 m
Sektionsspann, yttre spetssektion	0,70 m
Profil vid rot	NACA 64-006
Profil i yttre sektioner	NACA 64-004

Vingen modellerades med en NACA 64-serieprofil, där rotprofilen motsvarade cirka 6 % relativ tjocklek och de yttre sektionerna cirka 4 %. Den tunna vingprofilen valdes för att anpassa geometrin till högre flyghastigheter och för att skapa en slank yttre

form. Den exponerade vingarean uppgår till $33,11 \text{ m}^2$, vilket motsvarar den synliga vingytan utanför flygkroppen.

5.2.3 V-tail

V-tailen utformades som två lutande stjärtytor placerade i den bakre delen av flygplanet. Den modellerades för att följa samma huvudsakliga kantriktningar som huvudvingen i toppvy. Detta gjordes genom att justera både lokal svepvinkel och kordlängder. Huvudmåttan för V-tailen redovisas i tabell 5.6.



Figur 5.6: Isometrisk vy av V-tailen.

Tabell 5.6: Huvudmått för V-tail i den slutliga OpenVSP-modellen.

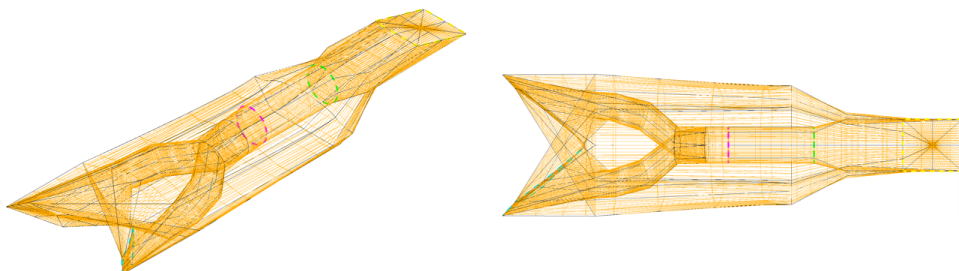
Parameter	Värde
Total planformsarea, båda V-tail-ytorna	12,42 m ²
Planformsarea, per V-tail-yta	6,21 m ²
Totalt OpenVSP-span	4,39 m
Sektionsspann, per V-tail-yta	2,19 m
Medelkorda	2,83 m
MAC	3,01 m
Sidoförhållande	1,55
Rotkorda	4,06 m
Spetskorda	1,60 m
Lokal svepvinkel vid framkant i OpenVSP	39,8°
Projicerad svepvinkel vid framkant i toppvy	45°
Lokal bakkantsvinkel i OpenVSP	−15,9°
Projicerad bakkantsvinkel i toppvy	−18,9°
Lutning från horisontalplanet	33,7°
Profil vid rot	NACA 64-004
Profil vid spets	NACA 64-002

V-tailen modellerades med en NACA 64-serieprofil, där rotprofilen motsvarade cirka 4 % relativ tjocklek och spetsprofilen cirka 2 %. Den tunna profilen valdes för att hålla stjärtytorna slanka och för att anpassa dem till flygplanets övriga högfartsinriktade geometri.

I den slutliga modellen behölls V-tailens totala planformsarea på 12,42 m², samtidigt som rotkorda, spetskorda och lokal svepvinkel justerades. Denna justering gjordes för att förbättra kantlinjeringen i toppvy utan att öka den totala stjärtytan. Den projicerade framkanten följer därmed huvudvingens svepvinkel vid framkant på 45°, medan den projicerade bakkanten följer huvudvingens bakkantsvinkel på cirka −18,9°.

5.2.4 Luftintag, utblås och kontrolltytor

Luftintag och utblås dimensionerades utifrån motorrelaterade referensareor. Luftintagen placerades lateralt på undersidan av flygplanet och kopplades till S-formade luftkanaler, medan utblåset placerades i den bakre delen av flygplanet mellan V-tail-ytorna. De använda referensareorna redovisas i tabell 5.7.

**Figur 5.7:** Vy av luftintagen och förenklade luftkanaler.

Tabell 5.7: Referensareor för motorintag och utblås.

Parameter	Värde
Referensarea motorintag, $A_{\text{engine,in}}$	0,49 m ²
Referensarea motorutblås, $A_{\text{engine,out}}$	0,62 m ²

Kontrolllytorna modellerades förenklat i OpenVSP och presenteras i tabell 5.8. På huvudvingen placerades bakre kontrolllytor samt en framkantskontrolllyta, medan V-tailen försågs med ett kombinerat höjd- och sidroder. Placeringen i spanled definierades med OpenVSP:s dimensionslösa koordinat U , där $U = 0$ och $U = 1$ motsvarar början respektive slutet av den aktuella ving- eller stjärtytan. Därför redovisas kontrolllytornas spanvisa placering med Start U och End U , medan den kordvisa utsträckningen anges med längden L i meter.

Tabell 5.8: Modellerade kontrolllytor i OpenVSP.

Kontrolllyta	Start U [-]	End U [-]	Kordvis längd, L
Bakre huvudvingeroder, inre	0,10	0,54	0,90 m
Bakre huvudvingeroder, yttre	0,54	0,60	0,50 m
Framkantskontrolllyta, huvudvinge	0,42	0,80	0,40 m
Roder på V-tail	0,35	0,68	0,75 m

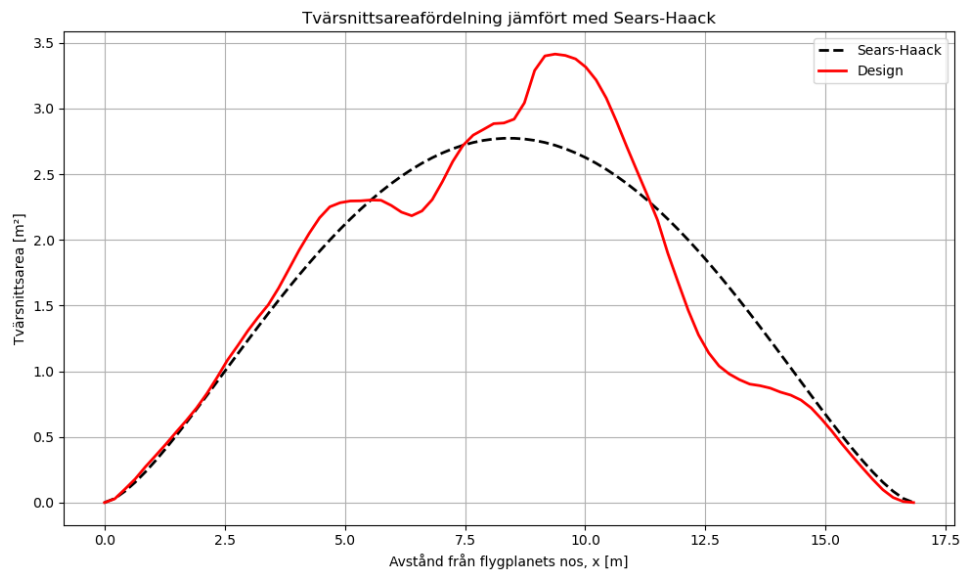
Kontrolllytornas storlek valdes utifrån konceptuella riktvärden. Raymer anger typiska riktvärden för kontrolllytor i tidig flygplansdesign, där elevator- och rudder-kordor ofta ligger omkring $C_e/C \approx 0,3$ respektive $C_r/C \approx 0,3$ [1]. I detta arbete användes dessa riktvärden endast som geometriska uppskattningar, och någon fullständig stabilitets- eller roderdimensionering genomfördes inte.

5.2.5 Tvärsnittsarea och Sears–Haack-jämförelse

För att undersöka hur flygplanets längsgående volymfördelning förhåller sig till en idealiserad kropp för lågt vågmotstånd jämfördes modellens tvärsnittsarea med en Sears–Haack-fördelning. Jämförelsen användes inte som ett direkt optimeringskrav, utan som ett verktyg för att identifiera var längs flygplanet större avvikelser från en idealiserad areafördelning uppstod.

Sears–Haack-kroppen representerar en teoretiskt optimal tvärsnittsareafördelning för minimalt vågmotstånd hos en kropp med given längd och volym vid supersonisk flygning [1]. Genom att jämföra designens tvärsnittsarea med denna referens kan områden med större lokala areaändringar identifieras.

Figur 5.8 visar jämförelsen mellan flygplanets tvärsnittsareafördelning och motsvarande Sears–Haack-fördelning. Resultatet visar att designens areafördelning följer den övergripande trenden hos den idealiserade formen i nosområdet och genom delar av mittsektionen. Detta indikerar att flygkroppens längsgående volymfördelning är relativt jämn i dessa områden, trots den komplexa smyganpassade geometrin.



Figur 5.8: Jämförelse mellan flygplanets tvärsnittsarea och en idealiserad Sears-Haack-fördelning längs flygplanets längdaxel.

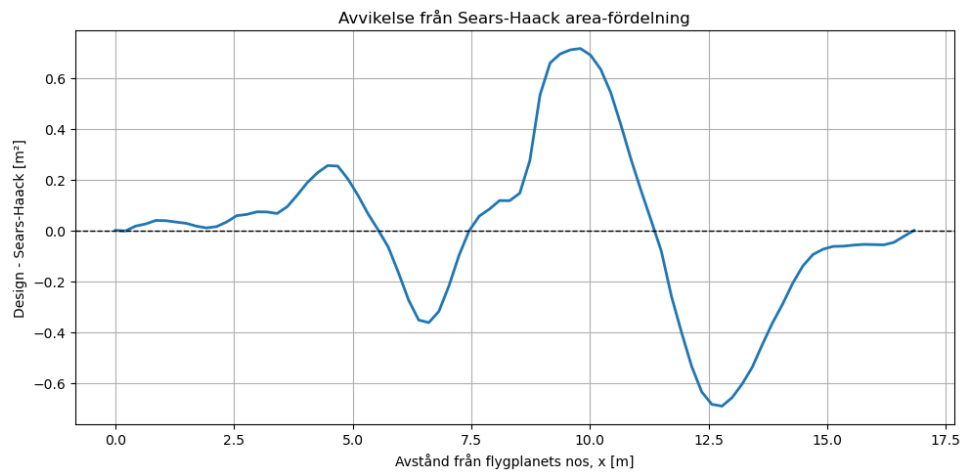
Tydliga lokala avvikelser uppstår dock i flera områden längs flygplanet. I den främre och mellersta delen påverkas tvärsnittsarean av cockpitens utformning, övergången mellan flygkropp och huvudvinge samt integrationen av luftintagen. Luftintagen börjar i detta område skära in i flygkroppen och förändrar därmed den lokala areafördelningen. Samtidigt bidrar huvudvingens rotsektion till en snabb ökning av den totala tvärsnittsarean.

I den bakre delen av flygplanet uppstår ytterligare avvikelser kopplade till den avsmalnande flygkroppen, luftkanalernas geometri, det rektangulära utblåset och integrationen av V-tail-konfigurationen. Dessa komponenter leder till att tvärsnittsarean minskar snabbare än hos den idealiserade Sears-Haack-formen.

I OpenVSP-modellen är luftkanalerna dessutom modellerade som förenklade ihåliga geometrier utan fullständig intern motorrepresentation. Tvärsnittsareafördelningen representerar därför främst den yttre konceptgeometrin snarare än ett fullständigt detaljerat internt system. Sears-Haack-jämförelsen bör därför tolkas som ett stöd för att identifiera större geometriska avvikelser längs längdaxeln, snarare än som en exakt bestämning av flygplanets verkliga vågmotstånd.

För att kvantifiera skillnaden mellan designens areafördelning och den idealiserade Sears-Haack-formen beräknades flera geometriska jämförelsemått. Dessa sammanfattas i tabell 5.9. RMS-avvikelsen mellan kurvorna uppgick till $0,319 \text{ m}^2$, medan den maximala lokala avvikelsen var $0,716 \text{ m}^2$. Den integrerade absoluta avvikelsen motsvarade $3,836 \text{ m}^3$, vilket motsvarar cirka 13,95 % av designens totala volym. Samtidigt erhöles en korrelation på 0,956 mellan kurvformerna, vilket visar att den övergripande areafördelningen fortfarande följer Sears-Haack-formens trend trots lokala avvikelser.

Den största lokala avvikelserna uppstod omkring $x \approx 9,8$ m från nosen. Detta sammanfaller med området där huvudvingen, luftintagen och flygkroppen överlappar varandra och tillsammans ger en snabb lokal ökning av tvärsnittsarean. Figur 5.9 visar avvikelserna mellan designens tvärsnittsarea och Sears–Haack-fördelningen längs flygplanets längdaxel.



Figur 5.9: Avvikelse mellan designens tvärsnittsarea och Sears–Haack-fördelningen. Positiva värden innebär att designens tvärsnittsarea är större än den idealiserade fördelningen.

I figur 5.9 kan den största positiva avvikelserna observeras i området kring huvudvingens främre del och övergången mellan flygkropp, vinge och luftintag. Här ökar den sammanlagda tvärsnittsarean snabbare än hos den idealiserade Sears–Haack-fördelningen. Längre bak uppstår i stället en större negativ avvikelse, vilket visar att tvärsnittsarean minskar snabbare än hos den idealiserade formen. Detta är främst kopplat till den bakre kroppens avsmalning, luftkanalernas utformning, utblåsets geometri och integrationen av V-tail.

Tabell 5.9: Sammanfattning av Sears–Haack-jämförelsen.

Parameter	Värde
Mach-tal	1,00
Flygplanslängd	16,83 m
Designens volym	27,503 m ³
Maximal tvärsnittsarea, design	3,415 m ²
Maximal tvärsnittsarea, Sears–Haack	2,774 m ²
RMS-avvikelse	0,319 m ²
Maximal lokal avvikelse	0,716 m ²
RMS-avvikelse relativt Sears–Haack maxarea	11,50 %
Maximal avvikelse relativt Sears–Haack maxarea	25,80 %
Integrerad absolut avvikelse	3,836 m ³
Relativ integrerad avvikelse	13,95 %
Korrelation mellan kurvor	0,956
Position för största avvikelse	$x \approx 9,8$ m

Trots avvikelserna visar resultaten att geometrin fortfarande följer den generella trenden hos en kropp med jämn längsgående areafördelning. En mer ideal Sears–Haack-liknande fördelning hade sannolikt krävt en mer rotationssymmetrisk och aerodynamiskt optimerad kropp. Detta hade dock motverkat flera av konceptets designkrav, såsom integrerade luftintag, intern volym, rektangulärt utblås, V-tail-konfiguration och reducerad radarmålyta.

Resultatet visar därför att flygplanets slutliga geometri representerar en multidisciplinär kompromiss mellan reducerat vågmotstånd, intern volym, motorintegration, stabilitet och reducerad radarmålyta. Sears–Haack-jämförelsen användes därmed som ett stöd för att tolka högfartsegenskaperna, snarare än som en strikt mall för den slutliga geometrin.

5.3 Aerodynamiska resultat

Baserat på beräkningsmetodiken i avsnitt 3.1.6 estimerades den krävda anfallsvinkeln under utflygningsfasen. Vid start, då flygplanet bär sin maximala vikt ($W_0 = 11\,075,7$ kg), beräknades anfallsvinkeln till $\alpha \approx 5,7^\circ$. I takt med att bränsle förbrukas under uppdraget minskar vikten och därmed även den krävda anfallsvinkeln, vilken vid landningsvikt uppskattas till $\alpha \approx 4,2^\circ$. Den dimensionerande anfallsvinkeln varierar således mellan ungefär 4° och 6° under uppdraget.

Det aerodynamiska glidtalet (L/D) utvärderades i STAR-CCM+ vid anfallsvinklarna $\alpha = 4,0^\circ$ och $\alpha = 5,1^\circ$ för samtliga mätfall. De slutgiltiga värdena baseras på ett glidande medelvärde över de sista 30 iterationerna efter att värdena konvergerat. Resultaten sammanställs i tabell 5.10. Samtliga mätningar hade residualer under 0,005, som tyder på att skillnaden mellan de observerade värdena och programmets modellerade värde är lågt och att mätningarnas resultat är pålitliga.

För referens så användes $L/D = 8,63$ under marschfart som ett representativt värde i

Tabell 5.10: Sammanställning av aerodynamiskt glidtal (L/D) för samtliga mätfall.

Mätning	Mach	L/D vid $\alpha = 4,0^\circ$	L/D vid $\alpha = 5,1^\circ$
1: Stängda luftintag (Wall)	0,9	6,71	5,80
2: Öppna intag, stängt utblås	0,9	8,34	7,07
3: Full Flow-Through (Final)	0,9	7,67	6,65
4: Supersonisk dash	1,6	5,43	4,87

viktfraktionsmetoden. Värdet är framtaget i tidigare skeden i VSPaero med hjälp av antagandet om tunna vingar och en tunn V-tail (*Thin Set*-inställning i OpenVSP).

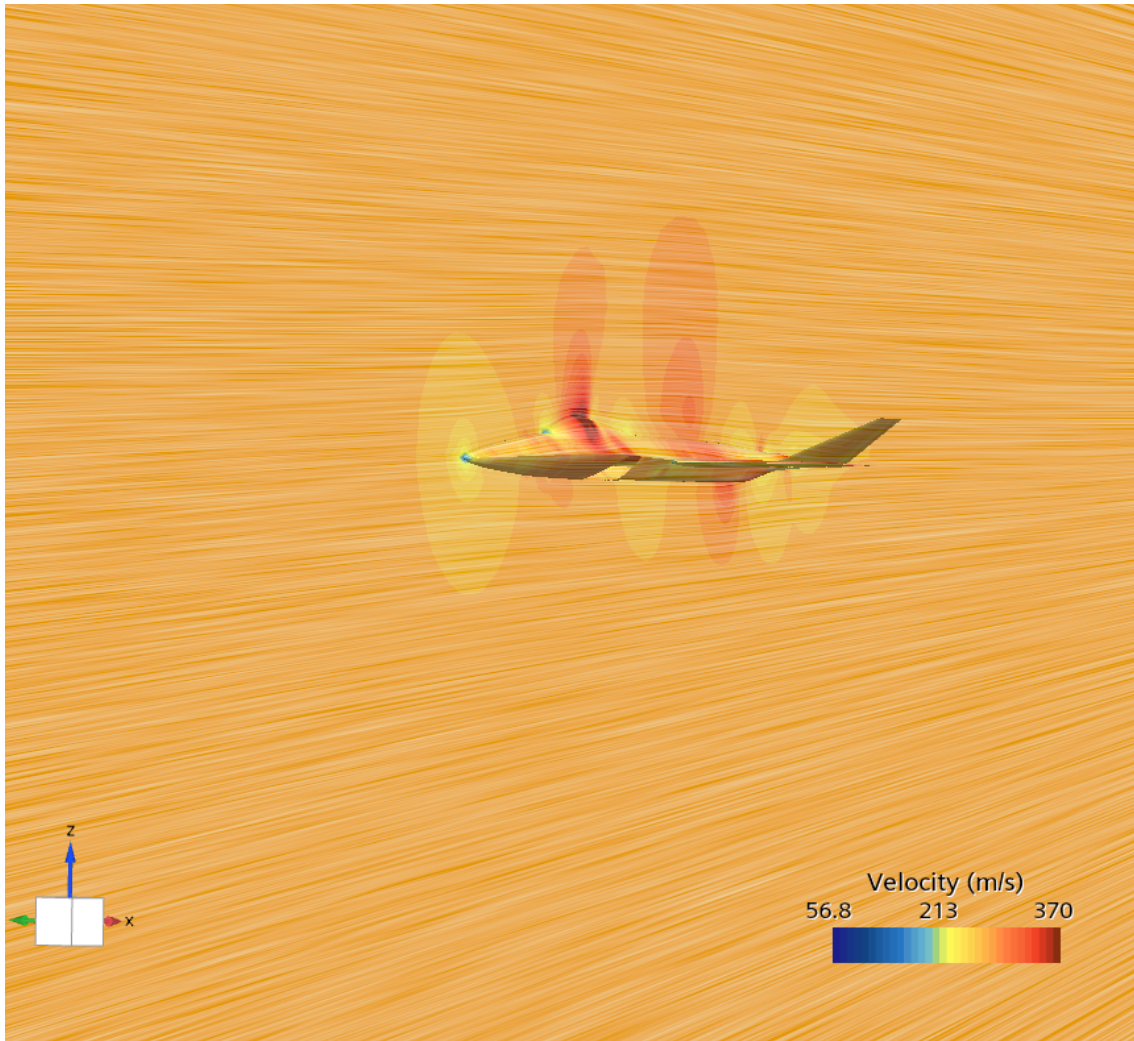
5.3.1 Transsonisk marschfart (Mach 0,9)

Den slutgiltiga simuleringen vid Mach 0,9 (Mätning 3) gav ett aerodynamiskt glidtal $L/D = 7,67$ vid $\alpha = 4,0^\circ$ samt $L/D = 6,65$ vid $\alpha = 5,1^\circ$. Hastighetsflödet över flygkroppen visas i figur 5.10, där lokala områden med överljudsfart kan observeras (primärt bakom och runtom cockpiten). Dessa syns som röda färgskiften i fältet och indikerar förekomst av transsoniska stötvågor redan vid Mach 0,9.

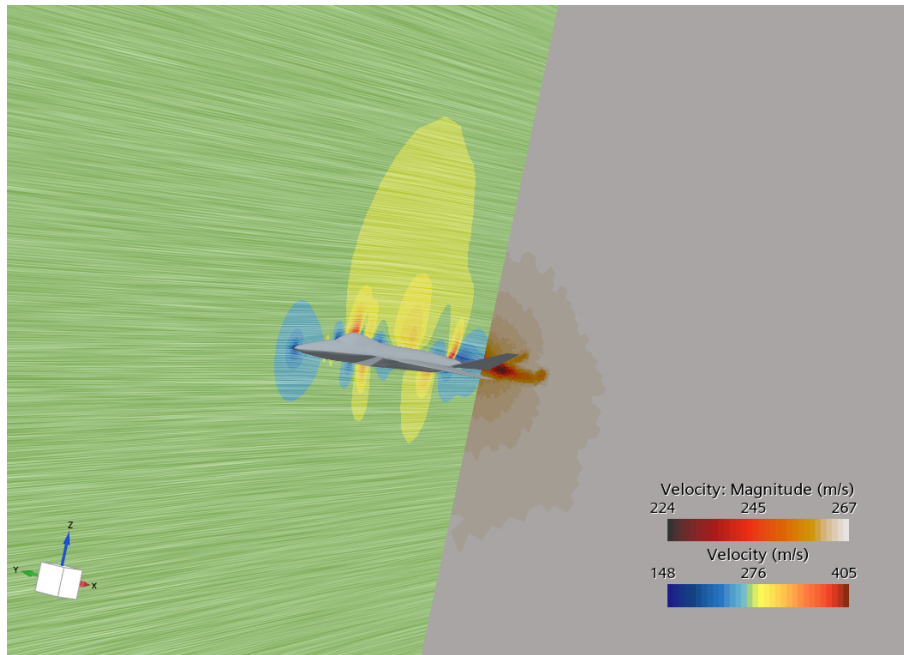
Resultaten för mätning 1-3 visar hur randvillkoren successivt påverkar det beräknade glidtalet. Övergången från stängda intag ($L/D = 6,71$ vid $\alpha = 4,0^\circ$) till öppna intag med stängt utblås ($L/D = 8,34$ vid $\alpha = 4,0^\circ$) innebär en stor ökning. I den slutgiltiga Flow-Through-modellen sjunker L/D till 7,67 vid $\alpha = 4,0^\circ$, vilket återspeglas i hastighetsflödet bakom utblåset som är tydligt lägre i Mätning 2, se figur

5.3.2 Supersonisk dash (Mach 1,6)

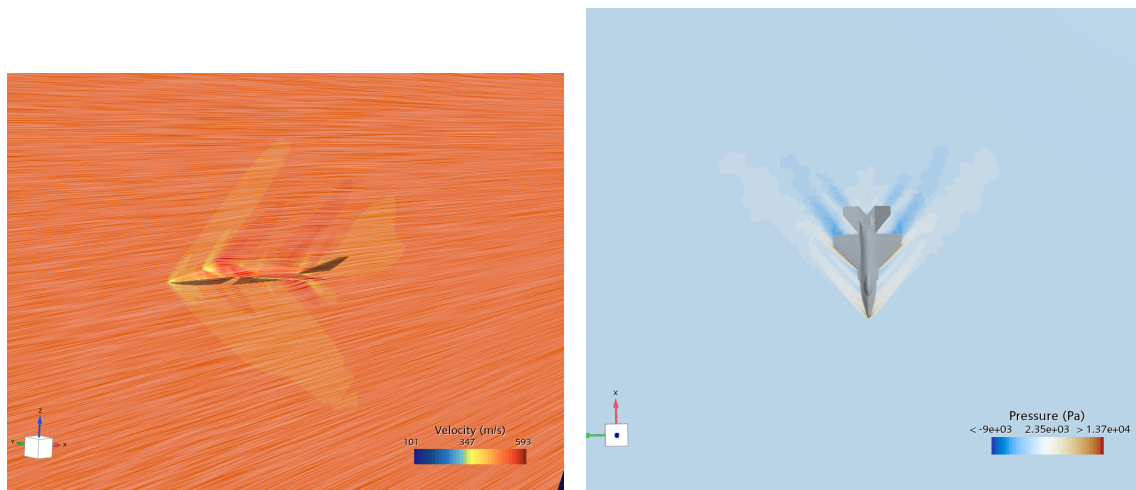
Vid Mach 1,6 (Mätning 4) sjunker det aerodynamiska glidtalet till $L/D = 5,43$ vid $\alpha = 4,0^\circ$ och $L/D = 4,87$ vid $\alpha = 5,1^\circ$. Hastighetsfält och tryckfält vid dashen illustreras i figur 5.12b.



Figur 5.10: Hastighetsflöde (m/s) över flygkroppen vid sista iterationsförsöket (öppna in- och uttag).



Figur 5.11: Hastighetsflöde (m/s) över och bakom flygkroppen vid iterationsförsök 2 (öppna intag men stängt uttag). Bakom kroppen syns en lägre vindhastighet som bekräftar det stängda uttaget. Färgskalan för flödet vid denna iteration är annorlunda jämfört med figur 5.10 för att ytterligare belysa hastighetsändringar.

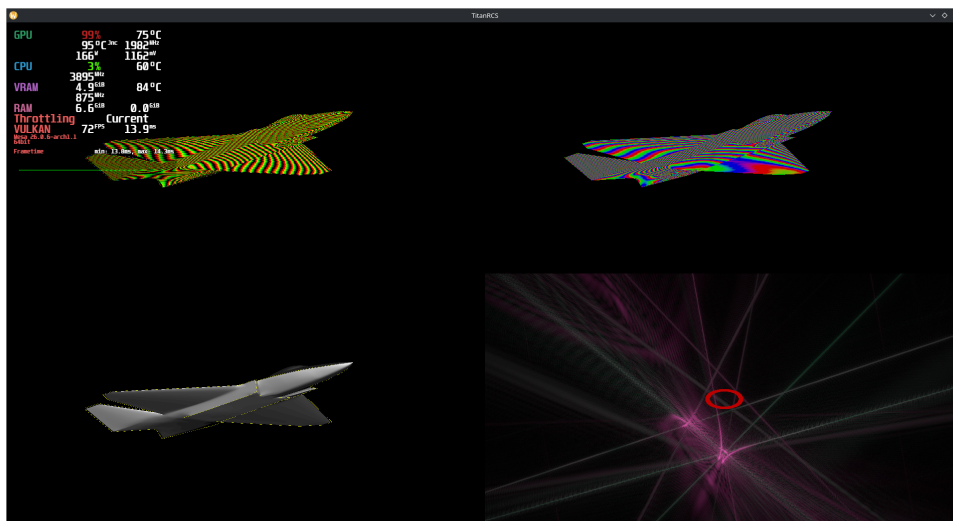


(a) Hastighetsflöde (m/s) vid Mach 1,6. (b) Tryckfördelning (Pa) vid Mach 1,6.

Figur 5.12: Strömningsfält och tryckfördelning vid supersonisk dash (Mach 1,6, $\alpha = 4,0^\circ$). Chockvågor syns tydligt som diagonala linjer från nos och vingkanter.

5.4 RCS-resultat

Programmet under körning visas i figur 5.13. I figuren syns det som användaren ser medans en beräkning körs. Skärmen är indelad i fyra regioner som alla visar olika saker. Den övre vänstra regionen visar det som skickas in i Fouriertransformen, detta för att underlätta felsökning. Den övre högra regionen visar fasen av värdena som skickas in i Fouriertransformen. Den nedre vänstra bilden är tänkt att vara ett visuellt verktyg för att synliggöra flygplanets nuvarande orientering. Den nedre högra regionen visar fjärrfältet som uppstår. Den röda cirkeln markerar mitten av fjärrfältet, där intensiteten som återkommer till sändaren kan avläsas. Fjärrfältet är även färgkodat, lila för horisontell polarisering och turkos för vertikal polarisering. För ljus däremellan blir färgen vit. För ljus däremellan blir färgen vit.



Figur 5.13: Skärmbild på när det egengjorda RCS-beräkningsverktyget TitanRCS används. De fyra delarna av fönstret visar olika saker. Den nedre vänstra visar en visuell rendering av flygplanet med kanter färgkodade enligt hur mycket de rundas till 0 för att kompensera för undersampling. Den övre högra visar fasen av närfältet som erhålls. Den övre vänstra visar bilden som renderad innan fouriertransformen. Den nedre högra visar fjärrfältet, där den röda cirkeln markerar området som kommer tillbaka till sändaren. Fjärrfältet är färgkodat enligt återkommande ljuspolarisering, lila för x-polariserat och turkos för y-polariserat, tillsammans bildar de vitt. Beräknad RCS matas ut till en csv-fil.

TitanRCS kan köras i automatiskt eller manuellt läge. I automatiskt läge kallar programmet på ett Python-skript för att avgöra vilka vinklar, vilken våglängd, vilket utformat och vilka andra parametrar som ska användas. Alternativt kan TitanRCS köras i manuellt läge. I detta läge styrs vinklar med piltangenterna och andra parametrar med diverse tangenter. Detta läge används mest vid utveckling och för interaktiv användning för att söka efter specifika detaljer i fjärrfältet.

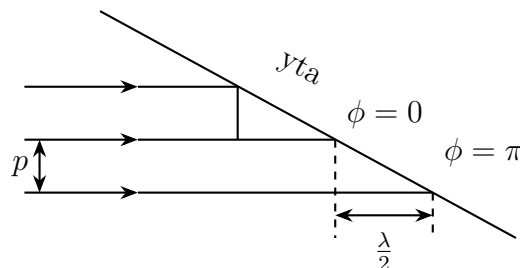
5.4.1 Beräkningsmässiga problem och deras lösningar

En del problem uppstod under utvecklingen av TitanRCS. Här sammanställs några av problemen samt motiverade lösningar till dem.

Uttrycken för diffraktionskoefficienterna i (3.26) innehåller flertalet singulariteter som för all utom den simplaste geometrin snabbt visade sig. $d_{\parallel}$ - och $d_{\perp}$:s singulariteter komprimerades för genom att sätta dem till 0 när singulariteten låg inom 1° . Numeriskt ger detta försumbar effekt, eftersom den platta ytan via PO-bidraget vid dessa vinklar kommer ge ett bidrag flera storleksordningar större.

$d_{\parallel\perp}$ beter sig mycket sämre än de andra två diffraktionskoefficienterna eftersom den enligt uttrycket i ekvation (3.26) går mot oändligheten i gränserna $\psi \rightarrow 0$, $\psi \rightarrow \alpha'$ trots att detta bryter mot elfältets randvillkor. Detta ger upphov till alldeles för hög numerisk instabilitet i lösaren för att kunna få ut rimlig data. För att komma omkring dessa problem med modellen valdes det att multiplicera uttrycket i (3.26) med GLSL:s smoothstep funktion som rundar värdet till 0 i gränserna och inte låter $|d_{\parallel\perp}|$:s andraderivata överstiga 200, då detta efter några manuella tester med olika värden ansågs vara gränsen för vad som förblir någorlunda numeriskt stabilt vid den valda upplösningen. För hög andraderivata leder till liknande samplingproblem som kommer diskuteras i nästa stycke. Emellertid är det inte alltför fysikaliskt problematiskt att begränsa denna konstant, eftersom $\cos \beta$ termen i uttrycket garanterar att den korspolariserade huvudloben aldrig är synlig för observatören. Denna avrundning försvagar endast sidolober som redan hade varit mycket svaga utan begränsningar.

Undersampling utgör ett stort problem om det inte hanteras. I och med att domänen diskretiseras kan detta medföra problem. Till exempel, om en yta eller linje har en lutning som är alltför brant lutning relativt den inkommande riktningen kan diskretiseringen få två intilliggande pixlar att erhålla samma fas. Detta kommer i Fouriertransformen felaktigt tolkas som konstruktiv interferens, medans det vid högre upplösning hade funnits pixlar emellan som hade fått motsatt fas och därmed kancerat bidraget. Gränsfallet för spatiell undersampling visas i figur 5.14.



Figur 5.14: Illustration av gränsfallet för spatiell undersampling. p är sidolängden av en pixel, λ är strålningens våglängd och ϕ är den relativa fassen för det inkommande ljuset.

Lösningen är återigen att avrunda det emitterade fältet till 0 med en smoothstep-

funktion. Detta påverkar knappast returen fysikaliskt då för så låga vinklar är det endast extremt avlägsna sidolober som syns. Dessa har försumbar intensitet, och att avrunda till 0 kan argumenteras vara den bättre lösningen. Den riktiga lösningen hade dock varit att öka upplösningen och därmed minska avståndet en pixel täcker. Upplösningen är dock så hög som hårdvarans minneskapacitet tillåter, 8192×8192 som medför att varje rendering måste fylla ut minst $3 \cdot 8192^2 \cdot (4 \text{sizeof(float)}) = 3 \text{ GB}$ data. Att öka upplösningen till nästa tvåpotens (nödvändigt pga kompatibilitetsskäl med VkFFT) skulle kräva mer än de 8 GB videominne som fanns tillgängligt.

5.4.2 Validering

Resultat från valideringskörningar presenteras i tabeller 5.11 och 5.12. Värdena i tabellerna stämmer väl överens med förväntade värden enligt de analytiska beräkningarna med formlerna i ekvation (3.27). Kantdiffraktionen stämmer mycket väl överens med den analytiska räkningen, felet översteg aldrig 1 %. De platta ytorna stämmer någorlunda sämre överens med analytisk räkning, oftast låg felet nära 2 %.

Tabell 5.11: Valideringskörning av TitanRCS jämfört med analytisk beräkning enligt ekvation (3.27). Testobjekt var en $2 \text{ m} \times 2 \text{ m}$ kvadratisk platta.

λ [cm]	TitanRCS σ [m ²]	Analytiskt σ [m ²]	avvikelse
5	77 600	80 400	3,5 %
10	19 700	20 100	2,0 %
15	8800	8900	1,1 %
20	4920	5020	2,0 %

Tabell 5.12: Valideringskörning av TitanRCS jämfört med analytisk beräkning enligt ekvation (3.27). Testobjekt var en $L = 0,5$ m lång rak kant med extern vinkel $\alpha = 358^\circ$ och våglängd $\lambda = 1$ cm. Den relevanta konstanten D för $\parallel$ polarisering är $d_{\parallel}$ och den relevanta konstanten för $\perp$ polarisering är $d_{\perp}$.

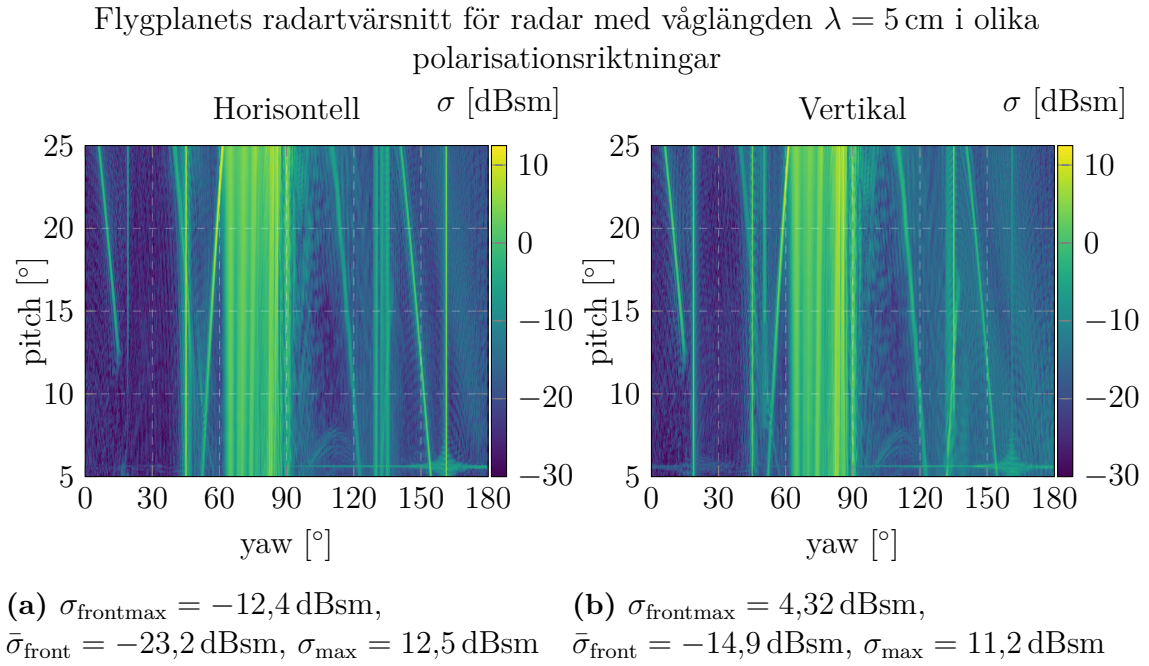
ψ [°]	Polarisering	$ D $	TitanRCS σ [m ²]	Analytiskt σ [m ²]	avvikelse
180	$\parallel$	0,988	0,0778	0,0778	< 1 %
160	$\parallel$	0,847	0,0571	0,0571	< 1 %
140	$\parallel$	0,730	0,0424	0,0424	< 1 %
120	$\parallel$	0,631	0,0317	0,0317	< 1 %
100	$\parallel$	0,540	0,0232	0,0232	< 1 %
80	$\parallel$	0,452	0,0163	0,0163	< 1 %
60	$\parallel$	0,362	0,0104	0,0104	< 1 %
40	$\parallel$	0,262	0,005 46	0,005 45	< 1 %
20	$\parallel$	0,144	0,001 64	0,001 64	< 1 %
180	$\perp$	0,008 45	0,000 006	0,000 006	< 1 %
160	$\perp$	0,150	0,001 79	0,001 79	< 1 %
140	$\perp$	0,267	0,005 67	0,005 67	< 1 %
120	$\perp$	0,366	0,0107	0,0107	< 1 %
100	$\perp$	0,457	0,0166	0,0166	< 1 %
80	$\perp$	0,544	0,0236	0,0236	< 1 %
60	$\perp$	0,635	0,0321	0,0321	< 1 %
40	$\perp$	0,735	0,0430	0,0430	< 1 %
20	$\perp$	0,853	0,0580	0,0580	< 1 %

5.4.3 Flygplanets RCS

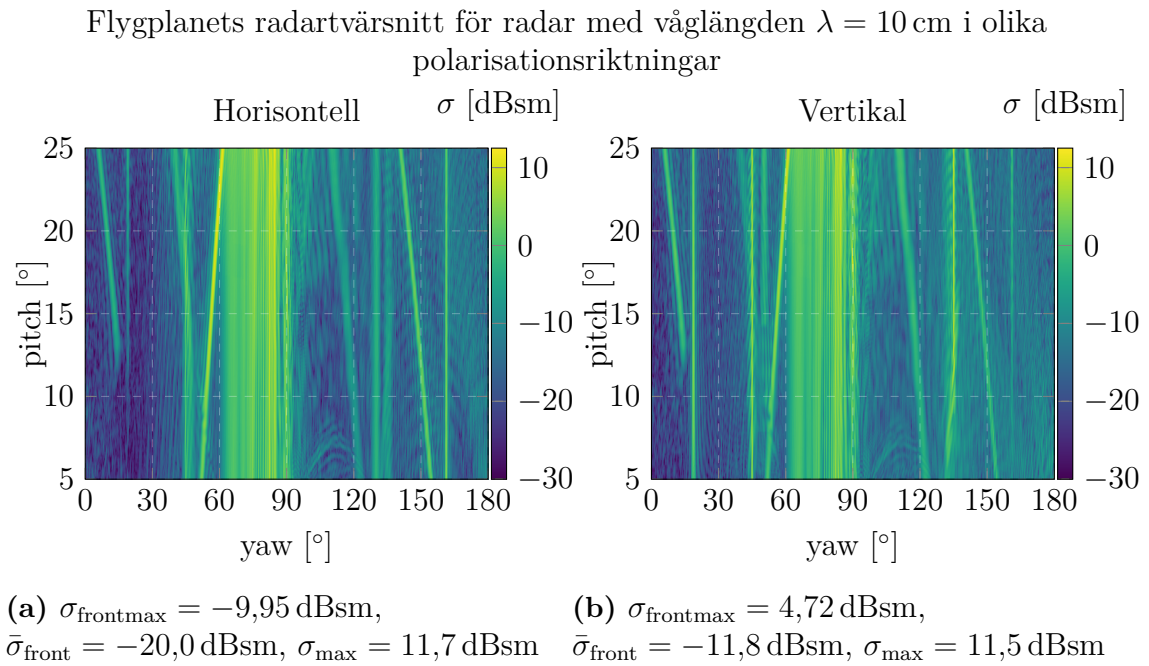
Flygplanets RCS beräknades för vinkeln relativt infallande planvågsstrålning och flygplanet i ned- och uppriktning (pitch) $5^\circ < \alpha' < 25^\circ$ och vinkeln relativt infallande planvågsstrålning och flygplanet i vänster- och högerriktning (yaw) $0^\circ < \phi < 180^\circ$. Då alla regioners σ inte kan minimeras är det viktigt att prioritera att framregionen har låg radarsignatur. Här defineras frontalregionen som pitch $5^\circ < \alpha' < 12^\circ$ och yaw $0^\circ < \phi < 40^\circ$. För senare analys syften defineras även den undre frontalregionen som pitch $12^\circ < \alpha' < 25^\circ$ och yaw $0^\circ < \phi < 40^\circ$.

I figur 5.15 presenteras flygplanets RCS för våglängden $\lambda = 5$ cm $\Leftrightarrow f = 6$ GHz som ligger i C-bandet, för både horisontell och vertikal polarisering. Det är tydligt av bilden att flygplanet är mycket sårbart för vertikal polarisering redan vid $\phi \approx 20^\circ$, analys av detta senare. Annars förblir radarsignaturen relativt låg i frontalregionen, i synnerhet för horisontell polarisering.

I figur 5.16 presenteras flygplanets RCS för våglängden $\lambda = 10$ cm $\Leftrightarrow f = 3$ GHz som ligger i S-bandet, för både horisontell och vertikal polarisering. Återigen framkommer det att flygplanet är sårbart för vertikalt polariserad strålning. RCS vid denna våglängd är mera "utsmetat", reflexerna är inte lika skarpa som för C-bandet och den snittliga radarmålytan i frontalregionen har ökat några dbsm.

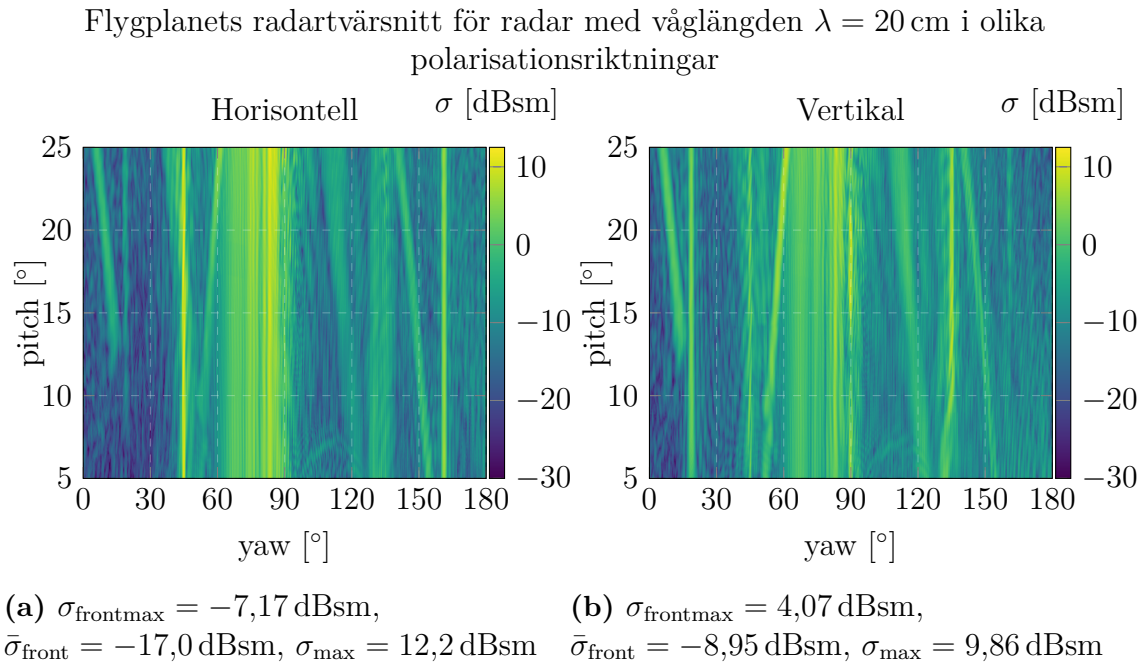


Figur 5.15: Flygplanets beräknade radartvärnsnitt från olika vinklar med våglängd $\lambda = 5$ cm i horisontell kontra vertikal polarisering. Det syns i figurerna att området nära $\phi = 20^\circ$ är i synnerhet sårbart för vertikal polarisering. Denna reflex uppstår då vingens bakkant är ortogonal mot och synlig för observatören.



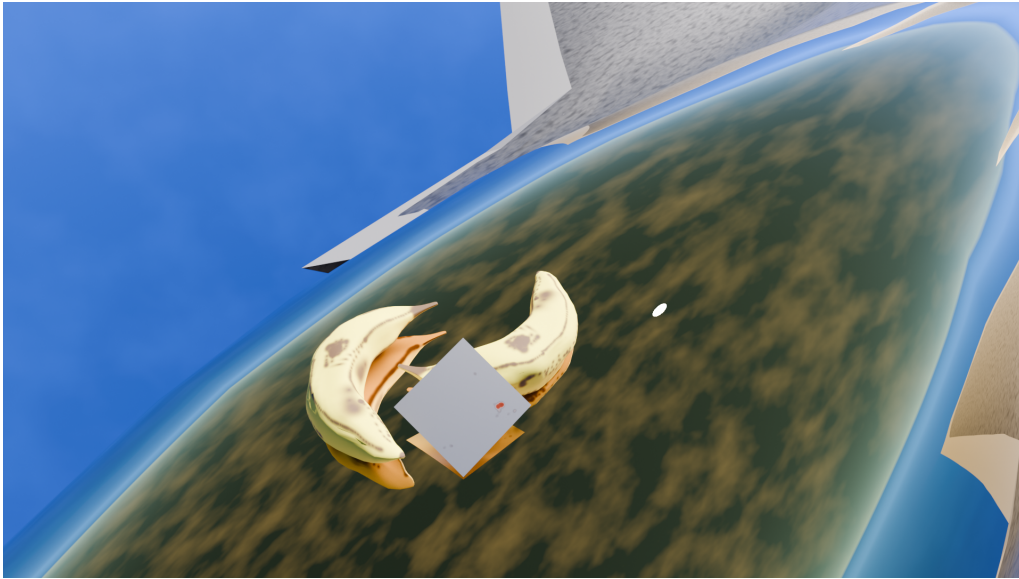
Figur 5.16: Flygplanets beräknade radartvärnsnitt från olika vinklar med våglängd $\lambda = 10$ cm i horisontell kontra vertikal polarisering. Det syns i figurerna att området nära $\phi = 20^\circ$ är i synnerhet sårbart för vertikal polarisering. Denna reflex uppstår då vingens bakkant är ortogonal mot och synlig för observatören.

I figur 5.17 presenteras flygplanets RCS för våglängden $\lambda = 20 \text{ cm} \Leftrightarrow f = 1,5 \text{ GHz}$ som ligger i L-bandet, för både horisontell och vertikal polarisering. De tidigare trenderna och egenskaperna fortsätter att gälla, med samma skarpa linje i frontalregionen. L-bandets RCS är märkbart mer utsmetad än de kortare våglängderna. Snittligt RCS i frontalregionen har fortsatt att öka.



Figur 5.17: Flygplanets beräknade radartvärsnitt från olika vinklar med våglängd $\lambda = 20 \text{ cm}$ i horisontell kontra vertikal polarisering. Det syns i figurerna att området nära $\phi = 20^\circ$ är i synnerhet sårbart för vertikal polarisering. Denna reflex uppstår då vingens bakkant är ortogonal mot och synlig för observatören. Det syns i bilderna att reflexerna för denna våglängd är mer utspridda än för kortare våglängder.

En visualisering av storleksordningen på $\bar{\sigma}_{\text{front}}$ visas i figur 5.18. Kvadraten i bilden har arean $-23 \text{ dBsm} = 4,9 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2 = 49 \text{ cm}^2$ och är placerad ovanpå flygplanets tänkta cockpit. Detta motsvarar ungefär $\bar{\sigma}_{\text{front}}$ i fallet $\lambda = 5 \text{ cm}$ i horisontell polarisering.



Figur 5.18: Illustration för att åskådliggöra storleksordningen på $\bar{\sigma}_{\text{front}}$. Kvadraten har arean -23 dBsm som motsvarar $\bar{\sigma}_{\text{front}}$ för fallet med horisontell polarisering och $\lambda = 5 \text{ cm}$. Kvadraten är placerad ovanpå flygplanets tänkta cockpit.

5.4.4 Analys av källor till reflexer

Eftersom frontalregionen är den viktigaste läggs mest vikt på att analysera upphoven till reflexer i denna region.

Alla våglängder visar att flygplanet är mycket sårbart för vertikalpolarisering nära $\phi \approx 20^\circ$. Efter interaktiv analys med TitanRCS bedöms denna komma från kantdiffraktion av den motsatta vingens bakkant. Detta förklarar också avsaknaden av reflexen vid horisontell polarisering för låga α' , eftersom vinkelrät polarisering sprids bra från bakkanter vid låga infallsvinklar, medans parallell sprids dåligt.

I den undre frontalregionen syns även ett snett stråk på alla plottar. Detta bedöms vara kantdiffraktion från luftintagets sneda vertikala kant. Vid $\phi \approx 45^\circ$ syns vingens framkant mycket skarpt i alla scenarion. Regionen $60^\circ < \phi < 90^\circ$ domineras av PO-bidrag, till stor del från cockpit och nosen som har jämna former sett från dessa vinklar.

I bakregionen $\phi > 90^\circ$ är RCS förhållandevis högt jämfört med frontregionen. Det finns flera skarpa kantreflexer, bland annat bakkanten av vingen vid $\phi = 160^\circ$. Hela $\phi > 130^\circ$ har en diffus utspridd reflex. Denna tros bero på ett skarpt kantsegment i längst bak mellan stabilisatorerna som följer en jämn kurva istället för att vara linjerad.

6

Diskussion

I detta kapitel diskuteras resultaten utifrån arbetets frågeställningar och de metoder som använts i studien. Fokus ligger på att tolka sambandet mellan aerodynamisk prestanda och radarmålyta samt att analysera rimligheten hos det framtagna konceptet och de begränsningar som påverkar resultatens tillförlitlighet.

6.1 Sambandet mellan aerodynamik och smygenskaper

En central observation genom hela designprocessen var att många av de geometriska förändringar som reducerade radarmålytan samtidigt försämrade flygplanets aerodynamiska egenskaper. Denna konflikt blev tydlig redan under den konceptuella dimensioneringen och förstärktes successivt under iterationerna mellan CAD-modellering, CFD-analys och RCS-beräkningar. Resultaten visar därmed att smygpassning inte kan behandlas som ett separat tillägg till en färdig flygplansdesign, utan måste integreras tidigt i den övergripande geometriska utformningen.

Flera av de designprinciper som användes för att reducera radarsignaturen bygger på att styra bort elektromagnetiska reflektioner från hotsektorer genom kantlinjering och lutande ytor. Ur ett elektromagnetiskt perspektiv gav detta tydliga fördelar då flera starka reflexer kunde reduceras eller omdirigeras bort från den monostatiska radarn. Samtidigt innebär dessa geometriska förändringar att flygplanets aerodynamiska form avvek från vad som normalt är optimalt för hög lyftkraft och lågt motstånd.

Detta blev särskilt tydligt vid analysen av flygplanets bakre geometri och V-tail-konfiguration. Ursprungliga geometrier med mer konventionella vertikala ytor gav generellt bättre stabilitet och mindre komplex integration, men skapade samtidigt tydliga toppar i RCS-analysen på grund av kraftig bakåtspridning från vertikala ytor och kanter. En särskilt kritisk egenskap hos sådana vertikala ytor var att de via kantdiffraktion spred betydande strålning även i frontalplanet. Genom att luta stabiliseringsytorna och integrera dem i en V-tail kunde delar av denna spridning reduceras, framför allt i det frontala observationsplanet. Dessa förändringar påverkade däremot den aerodynamiska stabiliteten och förändrade samspelet mellan lyftgenerering och stabiliserande moment.

Även flygplanets planform visade sig vara starkt kopplad till både aerodynamisk och

elektromagnetisk prestanda. Hög pilformsvinkel och kantlinjering bidrog till förbättrade smygegenskaper genom att reducera antalet kritiska reflektionsriktningar, men ökade samtidigt risken för högre vågmotstånd och försämrade lågfartsegenskaper. Resultaten från constraint-analysen och CFD-beräkningarna indikerade därför att den aerodynamiskt mest effektiva geometrin inte sammanföll med den geometri som gav lägst radarmålyta.

En ytterligare konsekvens av smyganpassningen var behovet av intern vapenlast. Aerodynamiskt är externa laster ofta enklare att integrera och kan ge större flexibilitet i flygplanets dimensionering. Kravet på intern lastvolym medförde däremot att flygkroppen behövde dimensioneras med större intern volym och bredare centerkropp, vilket påverkade både våtareal och viktuppskattning. Samtidigt var intern integration nödvändig för att undvika de kraftiga RCS-bidrag som externa laster normalt ger upphov till.

Arbetet visade även att vissa geometriska områden hade oproportionerligt stor påverkan på radarsignaturen jämfört med deras relativa storlek. Framför allt identifierades luftintag, bakre geometri och vissa kantövergångar som dominerande spridningskällor i RCS-analysen. Luftintagen bedömdes tidigt vara ett av de mest kritiska områdena ur signatursynpunkt, vilket överensstämmer med tidigare forskning och etablerade smygprinciper. Samtidigt konstaterades att realistisk optimering av luftintag skulle kräva betydligt mer avancerad modellering av interna kanaler, kompressorskuggning och tryckförluster än vad som var möjligt inom projektets omfattning. Fokus riktades därför istället mot bakre och undre geometrier där tydliga RCS-reduktioner kunde analyseras inom ramen för den konceptuella modellen.

Resultaten indikerar att kompromissen mellan aerodynamik och smygegenskaper inte är linjär. Vissa geometriska förändringar gav relativt stor reduktion i radarmålyta till begränsad aerodynamisk kostnad, medan andra modifieringar gav små signaturvinster men tydliga försämringar i prestanda. Detta understryker vikten av ett iterativt multidisciplinärt angreppssätt där aerodynamiska och elektromagnetiska analyser genomförs parallellt.

Sammantaget visar resultaten att modern smygdesign till stor del handlar om att identifiera vilka aerodynamiska kompromisser som är acceptabla för att uppnå tillräckligt låg radarupptäckbarhet för det aktuella uppdraget. Den framtagna konceptdesignen representerar därför inte en geometriskt optimal lösning inom en enskild disciplin, utan snarare en balanserad kompromiss mellan konkurrerande krav på räckvidd, stabilitet, manöverförmåga och låg radarsignatur.

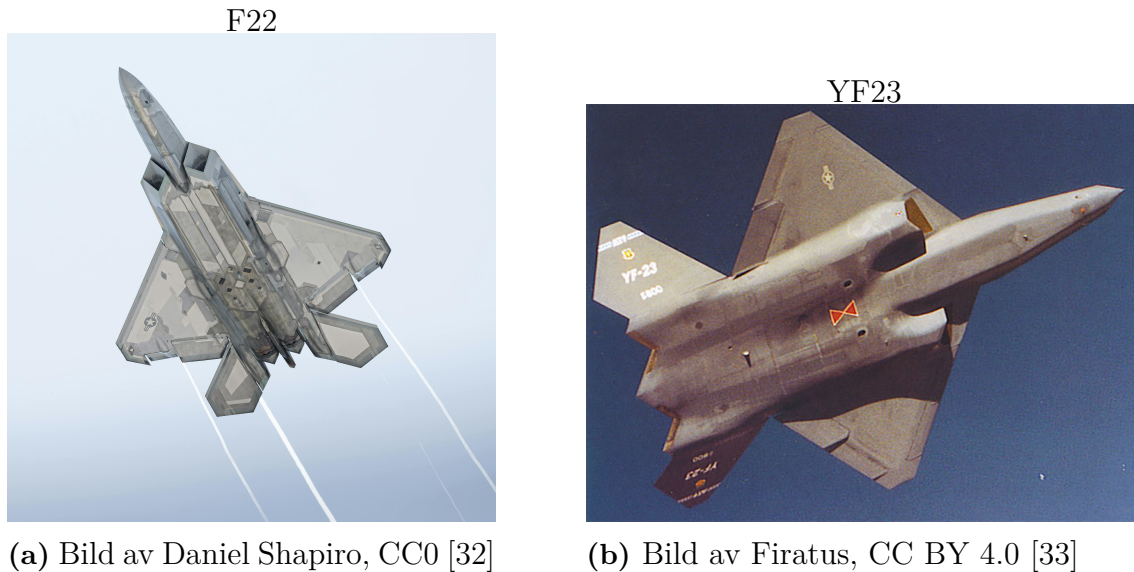
6.2 Tolkning av RCS-resultaten

Resultaten från RCS-analysen visade att flygplanets radarsignatur i hög grad dominerades av ett fåtal specifika geometriområden snarare än av flygplanets totala storlek eller vingyta. Detta tillät i vissa fall stora geometriska optimeringar för RCS att göras utan att behöva ändra planet på ett sådant sätt så att aerodynamikresul-

taten i avsnitt 5.3 markant förändrades.

Det mest problematiska RCS-mässigt med flygplanet är de tidiga reflexerna i frontalregionen och undre frontalregionen som uppstår på grund av vingarnas bakkanter vid vertikal polarisering och luftintagen, se exempelvis figur 5.15. Luftintagens reflex var i praktiken mycket förväntad och kommer dessutom vara mycket värre i verkligheten än i denna simulering. En fullständig utveckling av luftintagen är dock utanför avgränsningarna för denna studie, och för att få en träffsäker förutsägning av RCS skulle motorn också behöva modelleras. På grund av detta används en förenklad design. Emellertid representerar resultaten en undre gräns för radarreturen från dessa komponenter.

Vingarnas bakkanter visade sig vara farligt synliga redan vid låga azimutvinklar för vertikalt polariserad radar. Detta är tydligt något av det viktigaste att förbättra. Det är dock mycket intressant att applicera samma teoretiska resonemang på befintliga smygflygplan. Figur 6.1 visar de två flygplanen som tävlade i det amerikanska militära programmet *Advanced Tactical Fighter* [31]. YF23:s design har linjerat bakkanten med framkanten, vilket resulterar i en triangelaktig vinge. Detta kan förväntas vara extremt fördelaktigt i termer av RCS, eftersom detta placerar framkantens och bakkantens reflex på samma vinkel, och därmed reducerar antalet vinklar flygplanet är synligt från. Priset av detta verkar ha varit att vingens svepvinkel är lägre än annars, visuellt uppskattat till 35° . Detta innebär att framkantens reflex (som i allmänhet är större än bakkantens) syns vid en tidigare vinkel än annars. Dock kan detta möjligen tänkas vara en värd avvägning eftersom det helt eliminerar en tidigare reflex från bakkanten.



Figur 6.1: I bilderna syns det amerikanska stridsflygplanet F22 *Raptor* och det experimentella flygplanet YF23 *Black Widow II*. Flygplanen tävlade båda i programmet *Advanced Tactical Fighter*, där F22 slutligen vann. Flygplanen har markant olika strategier när det kommer till kantlinjering av vingens bakkant. F22 ger vingens bakkant en helt egen vinkel ögonmättat till $\approx 20^\circ$. YF23 väljer istället att linjera bakkanten till motsatt framkant, med en vinkel ögonmättad till $\approx 35^\circ$.

Vinnaren av programmet visade sig dock vara F22. Detta flygplan är ganska likt det som designats i denna studie, med en bakkantvinkel på ungefär 20° . Det kan därför med stor säkerhet förväntas att F22 har precis samma problem med tidig vertikalpolariserad reflex som det designade flygplanet.

RCS-resultaten måste tas med en nypa salt, i synnerhet för de vinklar där strålning kan ta sig in i luftintagen. Detta eftersom TitanRCS endast beräknar första ordningens returerna från mätobjektet. Dubbelstudsar och självinteraktion modelleras inte på något sätt. I verkligheten kan strålning åka in i luftintagen, studsas ett flertal gånger och sedan returnera till sändaren. Eftersom flerstudsar inte modelleras och den interna luftintags- och motorgeometrin inte är fullständig kan resultat där luftintagen är synliga endast tolkas som preliminära eller en undre gräns. Hänsyn, dock i en mycket lägre grad, bör också visas till resten av beräkningen som inte kan modellera dubbelstudsar. Anledningen till att detta inte är lika problematiskt är att det inte finns några uppenbara konkava 90° -vinklar på resten av flygplanet där dubbelstudsar kan returnera till sändaren.

6.3 Tolkning av CFD-resultaten

Den slutgiltiga CFD-simuleringen (Mätning 3) gav ett aerodynamiskt glidtal på $L/D = 7,66$ vid $\alpha = 4,0^\circ$, vilket är cirka 11,24% lägre än referensvärdet på $L/D = 8,63$ som användes i viktfraktionsberäkningarna. Avvikelsen är väntad och kan förklaras av flera samverkande faktorer kopplade till både simuleringsmetodik

och flygplanets geometri.

6.3.1 Simuleringsresultatens interna rimlighet

Innan avvikelserna mot referensvärdet diskuteras är det värt att notera att mätningarnas inbördes struktur uppvisar ett fysikaliskt konsekvent mönster, vilket stärker tillförlitligheten hos simuleringarna som helhet. Övergången från stängda intag (Mätning 1, $L/D = 6,71$) till öppna intag med stängt utblås (Mätning 2, $L/D = 8,34$) innebär en markant ökning. Detta är förväntat: när utblåset är stängt byggs ett övertryck upp längs den bakre kroppen, vilket minskar det effektiva basmotståndet och artificiellt förbättrar glidtalet. När även utblåset öppnas i den slutgiltiga Flow-Through-modellen (Mätning 3) sjunker L/D till 7,66, eftersom luften nu passerar fritt och ett realistiskt undertryck (så kallat *Base Drag*) uppstår bakom flygplanet. Att Mätning 2 gav ett högre L/D än den slutgiltiga modellen är alltså inte ett tecken på bättre prestanda, utan snarare ett resultat av ett orealistiskt randvillkor.

Vidare bekräftar Mätning 4 att flygplanet strukturellt och geometriskt klarar av en supersonisk dash vid Mach 1,6, men att detta sker till en betydande aerodynamisk kostnad. Glidtalet sjunker till $L/D = 5,43$, en minskning med ungefär 29 % jämfört med marschfallet. Detta är fysikaliskt rimligt och återspeglar det kraftigt ökade vågmotstånd som uppstår vid överljudsfart.

6.3.2 Beräkningsnätets upplösning och numerisk diffusion

En stor felkälla som är viktig att beakta vid utvärdering av CFD-resultaten är upplösningen i beräkningsnätet (meshen). För att möjliggöra rimliga beräkningstider inom ramen för projektet användes en relativt grov nätupplösning, med en *Automated Mesh Base Size* på 0,5 m och en *Surface Wrapper Base Size* på 0,15 m (med undantag för lokala förfiningar vid luftintagen).

Denna upplösning medför två primära konsekvenser för resultatet. För det första kan en grov ytupplösning leda till att vassa aerodynamiska geometrier, såsom vingarnas och stjärtpartiets bakkanter, slätas ut och blir artificiellt trubbiga. Detta introducerar ett orealistiskt form- och basmotstånd som kan sänka det beräknade glidtalet.

För det andra är simuleringar i det transsoniska (Mach 0,9) och supersoniska (Mach 1,6) området starkt beroende av hög volymetrisk upplösning för att korrekt fånga de skarpa tryckgradienter som utgör stötvågor. Vid användning av för stora volymceller uppstår numerisk diffusion, vilket innebär att stötvågorna "smetas ut" över flera celler istället för att modelleras som distinkta diskontinuiteter. Detta kan leda till en felaktig uppskattning av vågmotståndet. För att erhålla absoluta prestandavärden hade en nätberoendeanalys krävts, men för detta arbete är meshen en kompromiss mellan noggrannhet och beräkningskostnad.

6.3.3 Metodbegränsningar vid modellering av framdrivning

På grund av numeriska instabiliteter och tidsbegränsningar inom projektet modellerades inte den interna framdrivningen med ett definierat massflöde. Istället användes en Flow-Through-modell där både intag och utblås definierades som friströmning av luften. Denna metodik tillåter luften att passera fritt genom geometrin med omgivningens tryck och hastighet.

Denna förenkling medför vissa avvikelser från verkliga förhållanden. Modellen försummar fenomen som *Spillage Drag* (motstånd som uppstår när intaget inte sväljer all inkommande luft), tryckförluster inuti de S-formade luftkanalerna, samt hur den varma, snabba jetstrålen (*Plume effects*) interagerar med flödet kring V-tailen och stjärtpartiet. I en fullständig simulering med aktiv motormodellering hade dessa faktorer sannolikt genererat ett något högre totalt luftmotstånd. Flow-Through-modellen bedöms dock ge en tillräckligt god uppskattning av flygplanets yttre aerodynamik för ett konceptuellt designskede.

6.3.4 Ytterligare felkällor för varför CFD ger lägre L/D än referensvärdet

Avvikelsen mellan CFD-resultaten och det antagna referensvärdet $L/D = 8,63$ kan härledas till flera huvudsakliga faktorer.

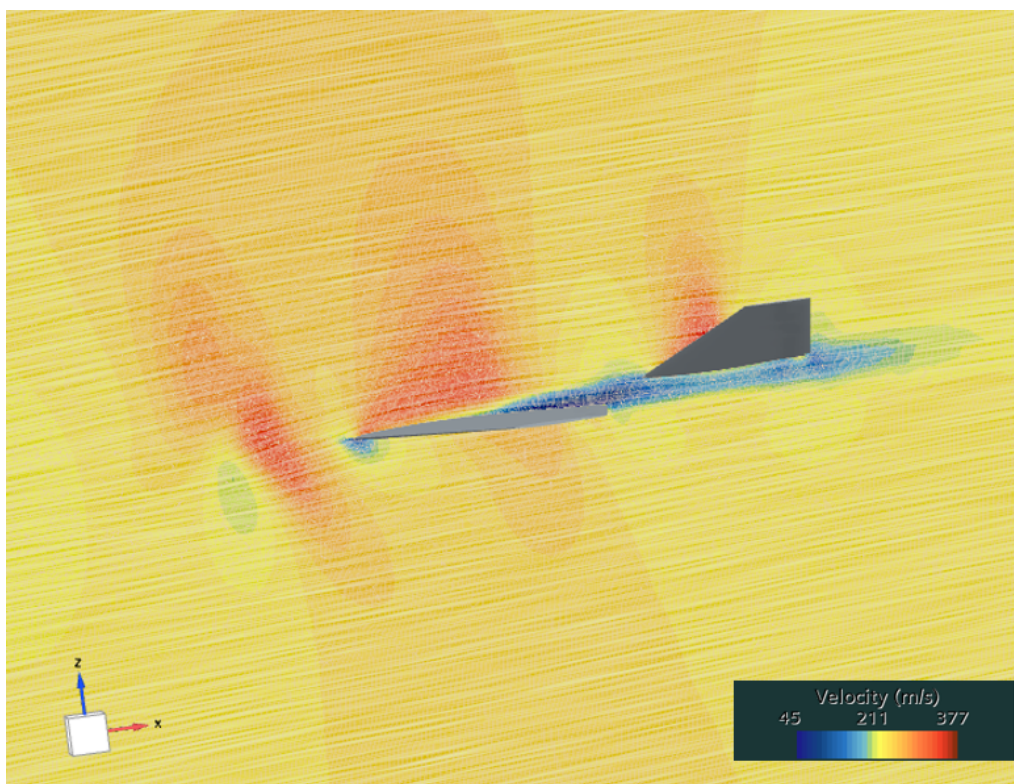
För det första opererar flygplanet vid Mach 0,9 i det transsoniska området. Även om marschfarten är underljud accelererar luften lokalt till överljudsfart över vingarna, vilket observerades som abrupta färgskiften i hastighetskonturerna. Detta skapar transsoniska stötvågor som introducerar ett betydande vågmotstånd som inte fångas fullständigt i förenklade analytiska handformler, se figur 6.2.

För det andra medför flygplanets smyganpassade geometri ett aerodynamiskt formmotstånd som är svårt att uppskatta analytiskt. V-tailens vinkling, de inbyggda luftintagen och de kantlinjerade ytorna är alla designade för att minimera radarsignaturen, men skapar samtidigt geometriska oregelbundenheter som CFD-programmet explicit beräknar motståndet från. En aerodynamiskt optimerad geometri utan signaturkrav hade gett ett högre glidtal, då exempelvis ett subsoniskt kommersiellt flygplan brukar ha ett glidtal mellan 13-18 [1].

För det tredje genomfördes CFD-simuleringarna med antagandet om friktionsfri strömning, som förklaras i sektion 3.1. Detta innebär att det erhållna värdet på $L/D = 7,67$ i utgör en optimistisk övre gräns för den aktuella geometrin, och att det verkliga glidtalet för flygplanet borde vara något lägre. Hur mycket lägre är inte inom arbetets ramar, men kan vara en intressant aspekt att studera vidare.

6.3.5 Konsekvenser för dimensioneringen

Det teoretiska referensvärdet utgör ett konceptuellt estimat framtaget i ett tidigt designskede med förenklade antaganden. Värdet $L/D = 8,63$ bör därför ses som



Figur 6.2: Tvärsnitt av hastighetsfältet (m/s) över vingprofilen vid marschfart. Bilden illustrerar hur flödet accelererar lokalt till överljudsfart (röda områden) över vingen, följt av en hastig inbromsning (transsonisk stötvåg) som resulterar i en låghastighetsvak (blått område) och ett kraftigt ökat vågmotstånd.

ett rimligt antagande för viktfraktionsberäkningarna snarare än ett exakt prestandamål. I en fullständigt iterativ designprocess hade CFD-resultaten motiverat en omdimensionering av planet (exempelvis ökad vingyta) för att återigen uppnå det krävda glidtalet. Inom ramen för detta arbete bedöms avvikelsen vara acceptabel, då syftet primärt var att analysera relativa aerodynamiska trender och identifiera geometriska kompromisser snarare än att fastställa exakta prestandavärden.

6.4 Metodval och modellbegränsningar

Arbetets metodik togs fram för att möjliggöra en analys av sambandet mellan aerodynamisk prestanda och radarmålyta i ett tidigt konceptskede. Detta innebar att flera olika typer av modeller behövde kombineras, från empiriska dimensioneringsmetoder till CFD- och RCS-beräkningar. Metoderna valdes därför utifrån en balans mellan noggrannhet, beräkningstid och projektets omfattning.

Den konceptuella dimensioneringen baserades främst på semi-empiriska metoder enligt Raymer [1], vilka presenterades i avsnitt 3.1 och implementerades i Python enligt metodiken i avsnitt 4.1. Dessa metoder används ofta i tidiga designfaser eftersom de gör det möjligt att uppskatta startvikt, bränslebehov och designrymd innan en

detaljerad geometri finns tillgänglig. Samtidigt bygger flera parametrar, exempelvis tomviktsfraktion, specifik bränsleförbrukning och aerodynamiska koefficienter, på historiska referensdata snarare än detaljerade fysikaliska modeller. Resultaten bör därför främst tolkas som relativa trender och jämförelser mellan olika designiterationer, snarare än exakta prestandavärden. Exempelvis påverkar antaganden om C_{D0} , L/D och SFC direkt resultaten från Breguets ekvation i avsnitt 3.1.1. Känslighetsanalysen i avsnitt 5.1 visade dessutom att startvikten var relativt känslig för variationer i dessa parametrar.

Även constraint-analysen i avsnitt 4.2 innehåller flera förenklingar. De olika prestandakraven behandlades separat och baserades på stationära flygfall istället för en helt kopplad flygprofil. Den framtagna designpunkten ska därför främst ses som en rimlig kompromiss mellan kraven snarare än en fullständigt optimerad lösning.

Den aerodynamiska analysen genomfördes i OpenVSP och STAR-CCM+, vilket möjliggjorde en snabb iterativ process mellan geometri och simulering. CFD-analyserna begränsades dock till ett mindre antal driftfall och fokuserade främst på marschförhållanden. Resultaten beskriver därför inte flygplanets beteende i hela flygområdet, exempelvis vid stall, kraftiga manövrar eller transienta förlopp.

Vidare användes en friktionsfri strömningsmodell (*Inviscid Flow*) för att hålla beräkningstiden på en rimlig nivå och isolera tryckmotståndet som den dominerande motståndskomponenten. Detta kan framför allt påverka resultaten kring luftintag, vingrot och bakre geometri. Meshupplösningen utgjorde också en begränsning. Som diskuterades i avsnitt 6.3 behövde beräkningsnäten hållas relativt grova för att simuleringarna skulle kunna genomföras inom rimlig tid. Små geometriska detaljer kunde därför inte representeras exakt. Samtidigt visade meshstudierna att de övergripande trenderna i tryckfördelning och aerodynamiska koefficienter förblev relativt stabila mellan olika nätupplösningar.

Den största osäkerheten i arbetet bedöms ligga i RCS-analysen och det egenutvecklade verktyget TitanRCS. Till skillnad från CFD-verktyg, där omfattande verifiering redan finns etablerad, utvecklades TitanRCS inom ramen för detta arbete för att möjliggöra snabba elektromagnetiska analyser av konceptgeometrier. Verktöget bygger huvudsakligen på fysikalisk optik (PO) och teorier för kantdiffraktion, vilka presenterades i avsnitt 3.3. Metoden fungerar väl för högfrekventa approximationer och större ledande ytor, men flera fysikaliska effekter förenklas eller ignoreras. Exempelvis modellerades inte multipla interna reflektioner, detaljerade materialeffekter eller fullständig elektromagnetisk koppling mellan olika delar av geometrin. De absoluta RCS-värdena bör därför tolkas med viss försiktighet.

Samtidigt visade valideringsfallen i avsnitt 5.4 att TitanRCS kunde återge analytiska lösningar med relativt god noggrannhet för både plana reflektorer och kantdiffraktioner. Verktöget bedöms därför vara tillräckligt robust för att jämföra relativa skillnader mellan olika designiterationer, vilket också var huvudsyftet med implementationen.

Även geometrirepresentationen påverkade resultaten. RCS-beräkningarna baserades på triangulerade STL-modeller exporterade från OpenVSP. Upplösningen hos dessa modeller påverkar hur ytor, kanter och reflektionspunkter representeras numeriskt. Små skillnader i trianguleringen kunde därför ge lokala variationer i RCS-resultaten, särskilt kring tunna ytor och komplexa övergångar.

Studien begränsades dessutom till monostatisk radar med främst fokus på frontala infallsvinklar. I verkligheten varierar radarsignaturen kraftigt beroende på frekvensband, polarisation, observationsvinkel och radartyp. Resultaten beskriver därför inte flygplanets fullständiga signaturbild utan snarare dess relativa beteende under ett antal representativa scenarier.

Trots dessa begränsningar bedöms metodiken vara väl anpassad för arbetets syfte. Kombinationen av konceptuell dimensionering, CFD och ett egenutvecklat RCS-verktyg gjorde det möjligt att studera samspelet mellan aerodynamik och smygegenskaper på grundlig nivå. Metoden gav även ett underlag för att identifiera vilka delar av geometrin som hade störst påverkan på både aerodynamisk prestanda och radarsignatur.

6.5 Vald design och rimlighet hos konceptet

Den slutliga geometrin som presenterades i kapitel 5 var ett flygplanskoncept med tydlig fokus på frontal signaturreduktion samtidigt som tillräcklig räckvidd, intern lastvolym och acceptabel flygprestanda bibehölls.

Constraint-analysen i avsnitt 5.1 visade att den valda designpunkten låg nära gränsen för landningskravet samtidigt som övriga prestandakrav fortfarande uppfylldes. Detta ansågs vara rimligt för ett flygplan optimerat för lång räckvidd och intern vapenlast, då en hög vingbelastning generellt är fördelaktig för att minska luftmotstånd och begränsa flygplanets storlek. Samtidigt innebär detta att marginalerna för lågflygande manöverprestanda blev mindre än hos exempelvis lättare jaktflygplan.

Känslighetsanalysen i avsnitt 5.1.1 redovisar att tomviktsfraktionen W_e/W_0 är den mest kritiska parametern i utvecklingen av designen (enligt spindeldiagrammet, figur 5.2.) Parametern visar ett asymptotiskt samband med startvikten, vilket innebär att om flygplanets fasta struktur har en högre vikt än beräknat, kommer det att leda till oproportionerligt stora ökningar av startvikten för att uppdraget ska kunna genomföras med samma förutsättningar.

Inom utveckling av smygflygplan är en känslighet av tomviktsfraktionen extra problematisk. Smygflygplan kräver radarabsorberande material (RAM), speciellt designat utblås och dörrar till vapenrum vilket tillägger ytterligare vikt till strukturen med jämförelse till konventionella flygplan. Tillväxtfaktorn (GF) beräknades till 2,16, vilket bekräftar problematiken. Värdet av tillväxtfaktorn redovisar att om nyttolasten eller systemutrustningen skulle öka med 100 kg, ökar totalstartvikten

med 216 kg för att kunna flyga uppdraget med den extra strukturen, större vingen och tillkommande bränslet.

Till skillnad från tomviktsfraktionen visar aerodynamiken (L/D) och bränsleförbrukningen (SFC) ett mer linjärt samband med startvikten. Detta innebär att osäkerheterna i CFD-analysen och motormodellen inte utgör lika stor risk för projektets genomförbarhet. I framtida iterationer av smygflygplanet måste en strikt viktkontroll utföras för att hindra att startvikten avviker för mycket från vad motorn kan hantera.

Analysen av tyngdpunktsvandringen som redovisas i avsnitt 5.1.2, påvisade kontinuerligt positivt statisk marginal för de tre olika flygfallen (+23,6 % till +26,2%, tabell 5.3). Inom klassisk flygplans teori, innebär detta en stark naturlig längdstabilitet och tyngdpunkten X_{CG} befinner sig alltid framför den aerodynamiska neutrala punkten X_{NP} [7]. Däremot för moderna stridsflygplan är det suboptimalt att tyngdpunkten alltid befinner sig framför neutrala punkten. Stridsflygplan designas med syfte maximera manöverbarhet och minimera trim-motståndet vid överljuds flygning vilket uppnås via instabil flygning (avslappnad statisk stabilitet mellan -3% och -10%) [1]. Därmed visar den nuvarande designen tröghet i pitch-led och kan kräva stora roderutslag vilket ökar luftmotståndet [7].

Stabiliteten förekommer mest sannolikt från att huvudvingen är placerad för långt bak på flygkroppen i förhållande till flygplanets massfördelning. För att uppnå en instabil statisk stabilitet rekommenderas antingen att förskjuta hela vingpartiet framåt eller att placera tyngre komponenter som motorn, mer akterut för att placera tyngdpunkten bakom den neutrala punkten [1]. Ytterligare kan antaganden av positionen av vapenrummet och bränsletankarna påverka den beräknade statistiska marginalen. På grund av att den inre strukturen inte är fullständigt definierad i CAD-modellen, uppskattades masscentrum av vikterna till $X_{\text{vapen}} = 8,20$ m och $X_{\text{bränsle}} = 8,50$ m. Resultatet av tyngdpunktsvandringen visar att tyngdpunkten vandrar svagt framåt under bränsleförbrukningen vilket gör flygplanet stabilare inför landning. I framtida iterationer med väl definierad inre struktur i CAD-modellen med bränsletankar, skulle bränsleförbrukningen mer sannolikt resultera i en tyngdpunkt som rör sig bakåt. Detta visar vikten av att modellera den interna volymfördelningen tidigt i utvecklingsprocessen för att undvika instabilitetsproblem under flygningar.

För motorval valdes General Electric F414, vilket baserades på dragkraftsbehovet (87,0 kN, från kravanalysen). Motorn levererar upp till 98 kN (se appendix B) vilket visar en överkapacitet på 12 %. Med tanke på en hög tillväxtfaktor, visar marginalen en viktig styrka i projektet. Exempelvis om strukturvikten av flygplanet skulle öka under utvecklingen (framtida detaljkonstruktion), säkerställer marginalen att den valda motorn fortfarande kan uppfylla kraven för manöverbarhet och prestanda hos flygplanet. F414 har även kända dimensioner vilket minskar osäkerheterna hos den interna volymfördelningen och integrationen av luftintagen.

Den framtagna geometrin uppvisade flera egenskaper som är typiska för moderna smygflygplan. Kantlinjering användes genomgående mellan vingframkant, bakkanter och stjärtgeometri för att minska mängden bakåtspridd energi, vilket diskuterades i avsnitt 3.3.6. Resultaten från RCS-analysen i avsnitt 5.4 visade också att denna typ av geometrisk styrning hade stor påverkan på signaturen, särskilt inom det frontala området. Samtidigt framgick det tydligt att vissa delar av geometrin bidrog oproportionerligt mycket till RCS-signaturen. Framförallt identifierades luftintag, roder och vingarnas bakkant som kritiska områden. Detta var också anledningen till att flera senare iterationer fokuserade på just dessa delar snarare än att förändra hela planformen.

Valet att använda V-tail innebar en kompromiss mellan flera olika designmål. Konfigurationen gav möjlighet att minska antalet separata reflektionsytor jämfört med en traditionell vertikal- och horisontalstabilisator, samtidigt som den bidrog till reducerad våtareal och lägre vikt.

Den aerodynamiska analysen visade samtidigt att flera av de åtgärder som reducerade radarsignaturen också gav negativa konsekvenser för flygprestandan. Exempelvis tenderade ökad kantlinjering och mer aggressiv bakre geometri att försämra tryckåterhämtning och öka motståndet vid vissa flygfall. Detta överensstämmer med den teori som presenterades i kapitel 3, där smyganpassning ofta beskrivs som en kompromiss mellan elektromagnetiska och aerodynamiska krav.

Trots dessa kompromisser framstod konceptet som övergripande rimligt inom ramen för det definierade referensuppdraget. Den uppskattade startvikten, vingytan och dragkraftsnivån låg inom samma storleksordning som andra moderna stridsflygplan med liknande uppdragsprofil. Även bränslevolym och intern lastkapacitet bedömdes vara realistiska i relation till flygplanets dimensioner.

Det är dock viktigt att poängtera att konceptet inte representerar en färdig flygplansdesign utan snarare en teknisk referensmodell. Flera viktiga aspekter behandlades endast översiktligt eller förenklat, exempelvis strukturdimensionering, flygstyrsystem, aeroelasticitet, IR-signatur och detaljerad motorintegration. Dessa faktorer skulle sannolikt påverka både geometrin och prestandan i ett senare utvecklingsskede.

Sammantaget visar resultaten att det är möjligt att ta fram ett koncept som kombinerar relativt låg frontal radarsignatur med god aerodynamisk prestanda, men att detta kräver noggranna kompromisser mellan konkurrerande designkrav.

6.6 Samhälleliga och etiska aspekter

Projektet berörde teknologier såsom smygteknik, radarreflektion och aerodynamisk optimering. Dessa har historiskt och i samtiden haft militära tillämpningar. Där-

med förekommer relevanta etiska aspekter som ansvarsfull kunskapsanvändning i form av att teknisk kunskap inte utvecklades eller presenterades på ett sätt som direkt möjliggjorde skadlig användning. Akademisk integritet och transparens med tydlig redovisning av antaganden, begränsningar och att arbetet baserades på kommersiellt tillgängliga källor.

Etiska risker begränsades genom att studien avgränsades till teoretisk och numerisk analys utan koppling till fysisk realisering, att resultat hölls på en övergripande akademisk nivå utan detaljer som möjliggjorde praktisk tillämpning, samt att arbetet utformades som en konceptstudie och inte som ett förslag på ett verkligt system. Samt att resultat hölls på en övergripande och akademisk nivå, utan detaljer som möjliggjorde praktisk tillämpning och att arbetet utformades som en metod- och konceptdesignstudie och inte som ett förslag på ett verkligt system.

Vidare kunde projektet bidra till ökad förståelse och kunskap kring minimering av radartvärnsnitt och konceptuell flygplansdesign, med fokus på två konkurrerande mål, aerodynamik och radartvärnsnitt.

Inga individer eller grupper påverkas direkt, då projektet inte lett till fysiska produkter eller implementering. De etiska aspekterna är därför främst indirekta och långsiktiga, kopplade till kunskapsspridning och teknikens möjliga användningsområden.

6.7 Förslag till framtida arbete

Arbetet har fokuserat på tidig analys av samspelet mellan aerodynamik och radar-målyta. Resultaten visar samtidigt att flera områden skulle kunna studeras betydligt djupare i framtida arbeten.

Det mest naturliga nästa steget är vidareutveckling av den elektromagnetiska modellen och det egenutvecklade verktyget TitanRCS. I detta arbete användes huvudsakligen fysikalisk optik och förenklade modeller för kantdiffraktion, vilket gav tillräcklig noggrannhet för relativa jämförelser mellan olika designiterationer. För mer detaljerade analyser skulle framtida versioner kunna inkludera fler fysikaliska effekter, exempelvis multipla reflektioner, krypande vågor och mer avancerade diffraktionsmodeller.

En annan viktig utvecklingsmöjlighet är att optimera radarsignaturen över ett större vinkelområde. I denna studie låg fokus främst på monostatisk radar och frontala infallsvinklar eftersom dessa ansågs mest relevanta för uppdragsscenariot. I praktiken varierar dock hotbilden kontinuerligt beroende på flygprofil och radarplacering. En mer fullständig detaljoptimering av geometrin hade därför kunnat ge mer kompletta smygegenskaper.

Resultaten i avsnitt 5.4 visade även att luftintagen sannolikt är en av de mest kritiska komponenterna ur RCS-synpunkt. Luftintagens utformning begränsades dock

i detta arbete eftersom detaljerad modellering av interna kanaler och kompressor-skivor snabbt ökar både geometrisk och elektromagnetisk komplexitet. Ett framtida arbete skulle därför kunna fokusera specifikt på luftintagsdesign, exempelvis genom utveckling av S-duct-geometrier eller andra metoder för att skärma av motorns fläktsteg från inkommande radarstrålning.

På den aerodynamiska sidan finns också tydliga möjligheter till vidareutveckling. CFD-analyserna begränsades i huvudsak till stationära flygfall och ett relativt begränsat antal driftpunkter. Framtida arbeten skulle därför kunna inkludera fler flygtillstånd, exempelvis en glidande anfallsvinkel eller transienta manövrar. Mer avancerade turbulensmodeller och finare meshupplösning skulle dessutom kunna förbättra noggrannheten i områden med komplex strömning.

En annan möjlig fortsättning är att integrera fler discipliner i designprocessen. I detta arbete låg fokus främst på aerodynamik och radarmålyta, men moderna stridsflygplan påverkas samtidigt av exempelvis IR-signatur, strukturell hållfasthet, aeroelasticitet, flygstyrsystem och termiska begränsningar. En mer komplett multidisciplinär optimering hade därför kunnat ge en mer realistisk helhetsbild av vilka kompromisser som krävs vid utveckling av framtida smygflygplan.

Det finns även potential att vidareutveckla den iterativa designprocessen som användes genom projektet. I detta arbete genomfördes flera designval manuellt baserat på resultat från CFD- och RCS-analyserna. Ett framtida steg skulle kunna vara att koppla samman OpenVSP, CFD-verktyg och TitanRCS i en automatiserad optimeringsloop där geometrin successivt justeras utifrån definierade mål för både aerodynamik och signatur.

Slutligen skulle konceptet kunna valideras mot fler referensfall och mer avancerade simuleringsverktyg, exempelvis jämföra resultaten mot högupplösta elektromagnetiska lösare eller experimentella mätningar. Detta hade både stärkt tillförlitligheten hos TitanRCS och gett bättre förståelse för vilka approximationer som är mest kritiska i tidiga designskeden.

7

Slutsats

Inom arbetet utvecklades en geometri för ett konceptuellt smygflygplan utifrån ett försvarsorienterat referensuppdrag. Flera av resultaten visade att sambandet mellan aerodynamisk prestanda och låg radarupptäckbarhet var starkt beroende av lokala utformningar snarare än enskilda övergripande designparametrar. Framför allt identifierades luftintag, vingens bakkant, kantövergångar och den bakre geometrin kring V-tail-konfigurationen som dominerande källor till radarreflektioner.

Från RCS-analyserna kunde det utläsas att relativt små geometriska områden bidrog dominant till radarsignatur snarare än flygplanets totala storlek och vingyta. Stora reflexer kom som förväntat ifrån luftintag, men de främsta härstammade från vingarnas bakkanter. Dessutom var flygplanets medelvärdesbildade radarsignatur större för långvågig strålning. Vissa smyganpassningar kunde därför genomföras till en begränsad aerodynamisk kostnad, medan andra modifieringar introducerade ökade problem kopplade till vågmotstånd, intern volym och lågfartsprestanda.

CFD-resultaten visade en avvikelse mellan teoretiskt använt glidtal (L/D) och uppmätt i simulering på 11,24 %, som kan förklaras av förenklade handberäkningar och simuleringsmiljö. CFD-resultaten visade även tydliga transsoniska effekter över vingprofilen vid marschfart, där lokala överljudsområden och stötvågor bidrog till ökat tryckmotstånd. Samtidigt indikerade jämförelsen mot Sears-Haack-fördelningen att flygplanets tvärsnittsarea i huvudsak följde en gynnsam areafördelning, även om vissa avvikelser kunde ses kring luftintag och centralkropp.

Arbetet visade därmed att konceptuell smygflygplansdesign i stor utsträckning handlar om att identifiera vilka geometriska kompromisser som ger störst reduktion av radarsignaturen utan oproportionerliga försämringar av flygprestandan. Resultaten pekar även på att RCS- och CFD-analyser kan användas för att identifiera sådana kritiska områden i tidiga designskeden, förutsatt att metodernas begränsningar beaktas vid tolkning av resultaten.

Litteraturförteckning

- [1] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 6th. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018.
- [2] Eugene F. Knott, John F. Shaeffer och Michael T. Tuley. *Radar Cross Section*. 2nd. SciTech Publishing, 2004.
- [3] Hema Singh och Rakesh Mohan Jha. *Active Radar Cross Section Reduction: Theory and Applications*. Cambridge University Press, 2015.
- [4] SAAB. *Stridsflygplanet Gripen - en viktig del av Sveriges försvar*. 2024. URL: <https://www.saab.com/sv/markets/sweden/stories/2024/stridsflygplanet-gripen---en-viktig-del-av-sverige> (hämtad 2026-05-13).
- [5] Emil Ellénus och Tomas Grönstedt. *Aerodynamik på smygflygplan kandidat-arbete 2026*. Presentation. 2026. URL: <https://www.vinnova.se/en/p/military-adaptive-cooling-and-compression-engine-macce/> (hämtad 2026-05-13).
- [6] National Aeronautics and Space Administration (NASA). *The Lift Coefficient*. NASA Glenn Research Center. 2021. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/liftco.html> (hämtad 2026-03-03).
- [7] John D. Anderson. *Aircraft Performance and Design*. Boston, MA: WCB/McGraw-Hill, 1999. ISBN: 978-0070019713.
- [8] Bobby L. Berrier, Melissa B. Carter och Brian G. Allan. *High Reynolds Number Investigation of a Flush-Mounted, S-Duct Inlet With Large Amounts of Boundary Layer Ingestion*. NASA Technical Publication NASA/TP-2005-213766. NASA Langley Research Center, 2005.
- [9] Jeff Scott. *Angle of Attack & Lift Coefficient*. Aerospaceweb.org. 2003. URL: <https://aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0136.shtml> (hämtad 2026-03-09).
- [10] SAAB. *Giraffe AMB*. URL: <https://www.saab.com/products/giraffe-amb> (hämtad 2026-04-16).
- [11] SAAB. *GlobalEye AEW&C*. 2026. URL: <https://www.saab.com/products/globaleye> (hämtad 2026-04-17).
- [12] SAAB. *Giraffe 4A*. 2020. URL: <https://www.saab.com/products/giraffe-4a> (hämtad 2026-04-17).
- [13] LEONARDO DRS. *What are S- and X-Band Radar and How Are They Used Today?* 2022. URL: <https://www.leonardodrs.com/who-we-are/> (hämtad 2026-04-16).
- [14] Radar Systems Panel of the IEEE Aerospace och Electronic Systems Society. *IEEE Standard Letter Designations for Radar-Frequency Bands*. 2019. URL:

- <https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=%5C&arnumber=9027205> (hämtad 2026-04-16).
- [15] Peter Nilsson Drackner och Magnus Isacson. *HÖGFREKVENSTEKNIK RADAR*. 2025. URL: https://chalmers.instructure.com/courses/36788/files/4479088?module%5C_item%5C_id=651990.
 - [16] Lt. Col (HAF) Ioannis Kassotakis. "Modern Radar Techniques for Air Surveillance & Defense". I: *Journal of Computations & Modelling* 1 (2014), s. 189–205. ISSN: 1792-8850.
 - [17] Åsa Haglund. *Föreläsningsanteckningar med förklaringar och kommentarer Optik F2, 2025*. 2025. URL: https://chalmers.instructure.com/courses/34320/files/3990285?module%5C_item%5C_id=565428 (hämtad 2026-05-04).
 - [18] Pyotr Ya. Ufimtsev. *Fundamentals of the Physical Theory of Diffraction*. 2. utg. John Wiley & Sons, Incorporated, ProQuest Ebook Central, 2014. URL: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/chalmers/detail.action?docID=7104029>.
 - [19] Joseph B. Keller. "Geometrical Theory of Diffraction*". I: *J. Opt. Soc. Am.* 52.2 (febr. 1962), s. 116–130. DOI: 10.1364/JOSA.52.000116. URL: <https://opg.optica.org/abstract.cfm?URI=josa-52-2-116>.
 - [20] K. M. Mitzner. *Incremental Length Diffraction Coefficients*. Technical Report AFAL-TR-73-296. Air Force Avionics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio. AD918861. Distribution limited to US government agencies only. Northrop Corporation, Aircraft Division, 1974.
 - [21] D.K. Cheng och D. Cheng. *Field and Wave Electromagnetics*. Addison-Wesley series in electrical engineering. Pearson, 2013. ISBN: 9781292026565. URL: <https://books.google.se/books?id=nQFKngEACAAJ>.
 - [22] LOCKHEED MARTIN. *F-117 Nighthawk*. 2025. URL: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/news/features/history/f-117.html> (hämtad 2026-04-17).
 - [23] LOCKHEED MARTIN. *F-22 Raptor*. 2025. URL: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/f-22.html> (hämtad 2026-04-17).
 - [24] LOCKHEED MARTIN. *Made to Evade: The F-35's Unrivaled Stealth*. 2024. URL: <https://www.f35.com/f35/news-and-features/the-f35s-unrivaled-stealth.html#:~:text=More%20Than%20Meets%20the%20Eye,engage%20or%20jam%20electromagnetic%20threats>. (hämtad 2026-04-17).
 - [25] A. Abrams. *China's Stealth Fighter: The J-20 'Mighty Dragon' and the Growing Challenge to Western Air Dominance*. AIR WORLD, 2025. ISBN: 9781036105549. URL: <https://books.google.se/books?id=lyM6EQAAQBAJ>.
 - [26] Pavel Lapinski. *Vulkan Cookbook*. Packt, 2017. ISBN: 978-1-78646-815-4.
 - [27] Dmitrii Tolmachev. "VkFFT-a performant, cross-platform and open-source GPU FFT library". I: *IEEE Access* 11 (2023), s. 12039–12058.
 - [28] Deepak Menon m.fl. "Performance comparison of rectangular nozzle with circular nozzle of military aircraft engine". I: *Materials Today: Proceedings* 72.Part 3 (2023), s. 626–630. DOI: 10.1016/j.matpr.2022.08.231.
 - [29] International Civil Aviation Organization. *Manual of the ICAO Standard Atmosphere (extended to 80 kilometres (262 500 feet))*. 3rd. Doc 7488/3. Tillgänglig via: <http://fisicaatmo.at.fcen.uba.ar/practicas/ISAweb.pdf>. ICAO. 1993. (Hämtad 2024-05-22).

- [30] GE Aerospace. *F414 Engine Datasheet*. General Electric Company. 2022. URL: <https://www.geaerospace.com/sites/default/files/2022-01/F414-Datasheet.pdf> (hämtad 2026-04-14).
- [31] Wikipedia. *Advanced Tactical Fighter*. 2004. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Advanced_Tactical_Fighter (hämtad 2026-05-13).
- [32] Daniel Shapiro. *F22 Raptor*. CC0 (creativecommons.org). 2023. URL: <https://www.pexels.com/photo/f-22-raptor-fighter-flying-16921724/> (hämtad 2026-05-13).
- [33] Firatus. *IHA Detection Computer Vision Dataset*. CC BY 4.0 (creativecommons.org). 2022. URL: <https://universe.roboflow.com/firatus/iha-detection> (hämtad 2026-05-13).

A

Referensuppdrag och detaljerade indata

Denna bilaga sammanfattar de parametrar, krav och antaganden som ligger till grund för dimensioneringen av flygplanet. Dessa värden används som indata i metod och analys.

A.1 Referensuppdrag

Tabell A.1: Sammanfattning av referensuppdrag

Parameter	Värde
Uppdragstyp	Attackuppdrag
Räckvidd (enkel väg)	~1000 km
Total räckvidd	~2000 km
Marschhöjd	~12 km
Marschhastighet	Transsonisk (Mach 0,9)
Loiter	Kortvarig i målområde
Payload	~1400 kg
Lastplacering	Intern

A.2 Dimensionerande krav

Tabell A.2: Dimensionerande krav

Krav	Beskrivning
Räckvidd	Uppfylla attackuppdrag med reserv
Payload	~1400 kg intern last
Hastighet	Transsonisk/överljudskapabel
Smygenskaper	Låg frontal RCS
Operation	Marsch på hög höjd (ca 12 km)

A.3 Designparametrar

Tabell A.3: Centrala designparametrar

Parameter	Värde
Vingbelastning (W/S)	$\sim 336 \text{ kg/m}^2$
Dragkraft/vikt (T/W)	$\sim 0,80$
Lyft-till-motstånd (L/D)	8,63
Nolllyftmotstånd (C_{D0})	Antaget
Aspect ratio (AR)	Lågt-medel
Pilformsvinkel	Hög

A.4 Antaganden

Tabell A.4: Övriga antaganden

Parameter	Beskrivning
SFC	Konstant antaget värde
Tomviktsfraktion	Historisk data
Radarmodell	Monostatisk
Geometri	Endast yttre form
Material	RAM ej inkluderat

B

Motorval

Tabell B.1: Tekniska specifikationer för General Electric F414-GE [30].

Parameter	Värde	Enhet
Maximal dragkraft (efterbrännkammare)	98	kN
Längd	3,91	m
Diameter	0,89	m
Luftflöde	77,1	kg/s
Vikt	1109	kg
Bypass-förhållande	0,25:1	–
Totalt tryckförhållande (OPR)	30:1	–

C

Python-skript för Viktfraktionsmetod och Känslighetsanalys

Följande kod utvecklades för att iterativt beräkna flygplanets konvergerade startvikt utifrån uppdragsprofilen, samt för att generera spindeldiagrammet för känslighetsanalysen.

```
1 import math
2 import numpy as np
3 import matplotlib.pyplot as plt
4
5
6 def berakna_startvikt(modifier_SFC=1.0, modifier_LD=1.0,
7 modifier_We=1.0):
8     W_crew = 110.0
9     W_payload_start = 1420.0
10    W_drop = 1040.0
11
12    C_sec = (0.85 * modifier_SFC) / 3600.0
13    C_sec_wet = (1.8 * modifier_SFC) / 3600.0
14    L_D = 8.64 * modifier_LD
15    L_D_dash = 4.63 * modifier_LD
16
17    V_ms = 0.9 * 295.0
18    V_ms_dash = 1.6 * 295.0
19
20    diff = 1000.0
21    W0 = 13000.0
22
23    while abs(diff) > 0.1:
24        W1 = W0 * 0.970
25        W2 = W1 * 0.985
26        W3 = W2 * math.exp(-(1000000.0 * C_sec) / (V_ms * L_D))
27
28        W4 = W3 - W_drop
29
30        W_after_dash = W4 * math.exp(-(50000.0 * C_sec_wet) / (
31            V_ms_dash * L_D_dash))
32        W5 = W_after_dash * math.exp(-(950000.0 * C_sec) / (V_ms *
33            L_D))
34        W6 = W5 * math.exp(-(1200.0 * C_sec) / L_D)
35        W7 = W6 * 0.990
```



```

33     W_final = W7 * 0.995
34
35     W_fuel_total = (W0 - W_final - W_drop) * 1.06
36     W_empty = 3746.0 + (W0 * 0.259 * modifier_We)
37
38     W0_calc = W_empty + W_crew + W_payload_start + W_fuel_total
39
40     diff = W0_calc - W0
41     W0 = W0 + (diff * 0.2)
42
43     return W0
44
45 W0_base = berakna_startvikt()
46 W_empty_base = 3746.0 + (W0_base * 0.259)
47 W_fuel_base = W0_base - W_empty_base - 110.0 - 1420.0
48
49 print(f"W0: {W0_base:.1f} kg")
50 print(f"We: {W_empty_base:.1f} kg")
51 print(f"Wf: {W_fuel_base:.1f} kg")
52
53 #SPINDELDIAGRAM:
54
55 W0_base = berakna_startvikt()
56 procent_andringar = np.linspace(-20, 20, 7)
57 multiplikatorer = 1.0 + (procent_andringar / 100.0)
58
59 pct_change_SFC = [((berakna_startvikt(modifier_SFC=m) - W0_base) /
60     W0_base) * 100 for m in multiplikatorer]
61 pct_change_LD = [((berakna_startvikt(modifier_LD=m) - W0_base) /
62     W0_base) * 100 for m in multiplikatorer]
63 pct_change_We = [((berakna_startvikt(modifier_We=m) - W0_base) /
64     W0_base) * 100 for m in multiplikatorer]
65
66 plt.figure(figsize=(10, 7))
67 plt.plot(procent_andringar, pct_change_SFC, marker='o', linewidth
68     =2, label='SFC')
69 plt.plot(procent_andringar, pct_change_LD, marker='s', linewidth=2,
70     label='L/D')
71 plt.plot(procent_andringar, pct_change_We, marker='^', linewidth=2,
72     label='We/W0')
73
74 plt.axhline(0, color='black', linewidth=1)
75 plt.axvline(0, color='black', linewidth=1)
76 plt.grid(True, linestyle='--')
77
78 plt.title('Känslighetsanalys')
79 plt.xlabel('Förändring av parameter [%]')
80 plt.ylabel('Förändring av Startvikt W0 [%]')
81 plt.legend()
82 plt.show()

```

C.1 Python-skript för Kravanalys (Constraint Diagram)

Följande kod användes för att definiera flygplanets tillåtna designrymd (Constraint Diagram) utifrån de uppställda prestandakraven, inklusive hantering av osäkerhetsband.

```
1 import numpy as np
2 import matplotlib.pyplot as plt
3
4 AR = 2.8
5 e = 0.75
6 CD0 = 0.01001
7 CD_wave_mach16 = 0.02950
8 CL_max_to = 1.8
9 CL_max_land = 1.8
10
11 g = 9.81
12 rho_sl = 1.225
13 K = 1 / (np.pi * AR * e)
14
15 S_to_req = 800.0
16 S_land_req = 800.0
17 V_cruise_mach = 0.9
18 V_dash_mach = 1.6
19 n_turn = 5.0
20 Alt_cruise_km = 11.0
21 Alt_dash_km = 11.0
22 Alt_turn_km = 5.0
23 Alt_ceil_km = 13.0
24 ROC_ceil = 1.52
25
26 def get_density(alt_km):
27     if alt_km < 11.0:
28         temp = 288.15 - 6.5 * alt_km
29         pressure = 101325 * (temp / 288.15)**5.2561
30     else:
31         temp = 216.65
32         pressure = 22632 * np.exp(-0.1577 * (alt_km - 11))
33     return pressure / (287.05 * temp)
34
35 def get_sound_speed(alt_km):
36     if alt_km < 11.0:
37         temp = 288.15 - 6.5 * alt_km
38     else:
39         temp = 216.65
40     return np.sqrt(1.4 * 287.05 * temp)
41
42 def get_alpha(alt_km, mach):
43     sigma = get_density(alt_km) / rho_sl
44     if mach > 1.0:
45         return (sigma**0.8) * (1.0 + 0.5 * mach)
46     else:
47         return sigma**0.7
```

```

48
49 ws_kgm2 = np.linspace(100, 600, 100)
50 ws_pa = ws_kgm2 * g
51
52 tw_takeoff = (1.21 * ws_pa) / (rho_sl * g * CL_max_to * S_to_req)
53 ws_land_max = 380.0
54
55 def calc_dash_turn(cd0_mod, e_mod):
56     CD0_active = CD0 * cd0_mod
57     K_active = 1 / (np.pi * AR * (e * e_mod))
58     CD0_total_dash = CD0_active + (CD_wave_mach16 * cd0_mod)
59
60     rho_dash = get_density(Alt_dash_km)
61     v_dash = V_dash_mach * get_sound_speed(Alt_dash_km)
62     q_dash = 0.5 * rho_dash * v_dash**2
63     alpha_dash = get_alpha(Alt_dash_km, V_dash_mach)
64     tw_dash_calc = (q_dash * CD0_total_dash / ws_pa + K_active *
ws_pa / q_dash) / alpha_dash
65
66     rho_turn = get_density(Alt_turn_km)
67     v_turn = 0.9 * get_sound_speed(Alt_turn_km)
68     q_turn = 0.5 * rho_turn * v_turn**2
69     alpha_turn = get_alpha(Alt_turn_km, 0.9)
70     tw_turn_calc = (q_turn * CD0_active / ws_pa + K_active * (
n_turn**2) * ws_pa / q_turn) / alpha_turn
71
72     rho_cr = get_density(Alt_cruise_km)
73     v_cr = V_cruise_mach * get_sound_speed(Alt_cruise_km)
74     q_cr = 0.5 * rho_cr * v_cr**2
75     alpha_cr = get_alpha(Alt_cruise_km, V_cruise_mach)
76     tw_cruise_calc = (q_cr * CD0_active / ws_pa + K_active * ws_pa
/ q_cr) / alpha_cr
77
78     rho_ceil = get_density(Alt_ceil_km)
79     v_ceil = 0.8 * get_sound_speed(Alt_ceil_km)
80     q_ceil = 0.5 * rho_ceil * v_ceil**2
81     alpha_ceil = get_alpha(Alt_ceil_km, 0.8)
82     tw_ceil_calc = ((q_ceil * CD0_active / ws_pa + K_active * ws_pa
/ q_ceil) + (ROC_ceil / v_ceil)) / alpha_ceil
83
84     return tw_dash_calc, tw_turn_calc, tw_cruise_calc, tw_ceil_calc
85
86 tw_dash_nom, tw_turn_nom, tw_cruise_nom, tw_ceil_nom =
calc_dash_turn(1.0, 1.0)
87 tw_dash_worst, tw_turn_worst, _, _ = calc_dash_turn(0.01084 /
0.01001, 0.90)
88 tw_dash_best, tw_turn_best, _, _ = calc_dash_turn(0.00917 /
0.01001, 1.10)
89
90 plt.figure(figsize=(12, 8))
91
92 plt.plot(ws_kgm2, tw_takeoff, 'r-', linewidth=2, label=f'Start ({
S_to_req:.0f} m)')
93 plt.plot(ws_kgm2, tw_cruise_nom, 'b--', linewidth=2, label=f'Marsch
(M {V_cruise_mach})')

```

```
94 plt.plot(ws_kgm2, tw_ceil_nom, 'm-.', linewidth=1.5, label=f'Topphö  
jd ({Alt_ceil_km} km)')  
95 plt.axvline(x=ws_land_max, color='k', linestyle='--', linewidth=2,  
label=f'Landning ({S_land_req:.0f} m)')  
96  
97 plt.plot(ws_kgm2, tw_dash_nom, 'purple', linewidth=2, label='Dash  
M1.6 (Nominal)')  
98 plt.fill_between(ws_kgm2, tw_dash_best, tw_dash_worst, color='  
purple', alpha=0.2, label='Osäkerhet Dash')  
99  
100 plt.plot(ws_kgm2, tw_turn_nom, 'green', linewidth=2, label=f'Sväng  
{n_turn}g (Nominal)')  
101 plt.fill_between(ws_kgm2, tw_turn_best, tw_turn_worst, color='green  
, alpha=0.2, label='Osäkerhet Sväng')  
102  
103 req_curves_worst = np.maximum.reduce([tw_takeoff, tw_cruise_nom,  
tw_dash_worst, tw_turn_worst, tw_ceil_nom])  
104 plt.fill_between(ws_kgm2, req_curves_worst, 2.0, where=(ws_kgm2 <=  
(ws_land_max * 0.9)), color='gold', alpha=0.3, label='ROBUST  
DESIGN SPACE')  
105  
106 dp_ws = 336  
107 dp_tw = 0.80  
108 plt.scatter([dp_ws], [dp_tw], color='black', marker='X', s=150,  
zorder=10)  
109 plt.text(dp_ws + 10, dp_tw, f'DESIGN POINT\nT/W={dp_tw}\nW/S={dp_ws  
}', fontsize=11, fontweight='bold', verticalalignment='center')  
110  
111 plt.title('Robust Constraint Diagram', fontsize=16)  
112 plt.xlabel('Vingbelastning W/S [kg/m^2]', fontsize=14)  
113 plt.ylabel('Dragkraft-till-vikt T/W', fontsize=14)  
114 plt.xlim(100, 600)  
115 plt.ylim(0, 1.6)  
116 plt.grid(True, which='both', linestyle='--', alpha=0.7)  
117 plt.legend(loc='upper left', framealpha=0.95, fontsize=10)  
118  
119 plt.tight_layout()  
120 plt.show()
```

C.2 Python-skript för jämförelse av tvärsnittsarea (Sears–Haack-fördelning)

Följande Python-skript användes för att jämföra flygplanets tvärsnittsareafördelning längs längdaxeln med en idealiserad Sears–Haack-fördelning. Skriptet beräknar designens volym, motsvarande Sears–Haack-area, avvikelsemått samt de figurer som används i avsnitt 5.2.5.

```
1 import numpy as np  
2 import matplotlib.pyplot as plt  
3  
4  
5 L = 16.83  
6 Mach = 1.00000000
```

```

7 CDwave_openvsp = 0.06837070
8 theta_slices_used = 20
9
10 x_norm = np.array([
11     ...
12 ])
13
14 A_design = np.array([
15     ...
16 ])
17
18 x = x_norm * L
19
20 # =====
21 # SEARS-HAACK BODY WITH SAME LENGTH AND SAME VOLUME
22 # =====
23
24 V_design = np.trapezoid(A_design, x)
25
26 u = x / L
27
28 Amax_SH = (16 * V_design) / (3 * np.pi * L)
29 A_SH = Amax_SH * (4 * u * (1 - u))**1.5
30
31 A_SH[0] = 0.0
32 A_SH[-1] = 0.0
33
34 # =====
35 # DIFFERENCE
36 # =====
37
38 A_diff = A_design - A_SH
39
40 rms_diff = np.sqrt(np.mean(A_diff**2))
41 max_diff = np.max(np.abs(A_diff))
42
43 rms_percent = 100 * rms_diff / np.max(A_SH)
44 max_percent = 100 * max_diff / np.max(A_SH)
45
46 # =====
47 # EXTRA JÄMFÖRELSEMÅTT
48 # =====
49
50 # Integrerad absolut avvikelse längs kroppen
51 integrerad_abs_avvikelse = np.trapezoid(np.abs(A_diff), x)
52
53 # Relativ integrerad avvikelse jämfört med Sears-Haack-volymen
54 relativ_integrerad_avvikelse = 100 * integrerad_abs_avvikelse /
    V_design
55
56 # Positiv och negativ avvikelse
57 overarea = np.trapezoid(np.maximum(A_diff, 0), x)
58 underarea = np.trapezoid(np.maximum(-A_diff, 0), x)
59
60 # Hur lika kurvorna är i form
61 korrelation = np.corrcoef(A_design, A_SH)[0, 1]

```

```

62
63 # Var största avvikelser sker
64 idx_max_avvikelse = np.argmax(np.abs(A_diff))
65 x_max_avvikelse = x[idx_max_avvikelse]
66 A_diff_maxpunkt = A_diff[idx_max_avvikelse]
67
68
69 # =====
70 # PRINT SUMMARY
71 # =====
72
73 print("\nJÄMFÖRELSE MED SEARS-HAACK")
74 print("-" * 70)
75 print(f"Mach-tal från OpenVSP                = {Mach:.3f}")
76 print(f"CDwave från OpenVSP                  = {CDwave_openvsp:.6f}")
77 print(f"Flygplanslängd L                        = {L:.3f} m")
78 print(f"Antal theta-snitt använda                = {theta_slices_used}")
79 print(f"Designens volym                          = {V_design:.3f} m ")
80 print(f"Designens maxarea                        = {np.max(A_design):.3f}
      m ")
81 print(f"Sears-Haack maxarea                    = {np.max(A_SH):.3f} m
      ")
82 print(f"RMS-skillnad i area                    = {rms_diff:.3f} m ")
83 print(f"Maximal skillnad i area                  = {max_diff:.3f} m ")
84 print(f"RMS-skillnad / SH maxarea               = {rms_percent:.2f} %")
85 print(f"Max skillnad / SH maxarea                = {max_percent:.2f} %")
86 print(f"Integrerad absolut avvikelse            = {
      integrerad_abs_avvikelse:.3f} m ")
87 print(f"Relativ integrerad avvikelse          = {
      relativ_integrerad_avvikelse:.2f} %")
88 print(f"Överarea jämfört med SH                = {overarea:.3f} m ")
89 print(f"Underarea jämfört med SH                = {underarea:.3f} m ")
90 print(f"Korrelation med Sears-Haack             = {korrelation:.4f}")
91 print(f"Största avvikelse vid x                  = {x_max_avvikelse:.2f}
      m")
92 print(f"Avvikelse där                          = {A_diff_maxpunkt:.3f}
      m ")
93
94 # =====
95 # PLOT 1: AREADISTRIBUTION
96 # =====
97
98 plt.figure(figsize=(10, 6))
99
100 plt.plot(x, A_SH, "k--", linewidth=2, label="Sears-Haack")
101 plt.plot(x, A_design, "r-", linewidth=2, label="Design")
102
103 plt.xlabel("Avstånd från flygplanets nos, x [m]")
104 plt.ylabel("Tvärsnittsarea [m ]")
105 plt.title("Tvärsnittsareafördelning jämfört med Sears-Haack")
106 plt.grid(True)
107 plt.legend()
108 plt.tight_layout()
109
110 # =====
111 # PLOT 2: SKILLNAD

```

```
112 # =====
113
114 plt.figure(figsize=(10, 5))
115
116 plt.plot(x, A_diff, linewidth=2)
117 plt.axhline(0, color="k", linestyle="--", linewidth=1)
118
119 plt.xlabel("Avstånd från flygplanets nos, x [m]")
120 plt.ylabel("Design - Sears-Haack [m ]")
121 plt.title("Avvikelse från Sears-Haack area-fördelning")
122 plt.grid(True)
123 plt.tight_layout()
124
125 plt.show()
```

D

CFD i Simcenter STAR-CCM+

Nedan visas inställningar för simuleringsmiljön, hur resultat har framtagits och inställningar för flygplanssimuleringarna i STAR-CCM+.

D.1 Simuleringsmiljö och fysik

I Tabell D.1 redovisas de övergripande fysikmodellerna och domäninställningarna som var konstanta för flygplanssimuleringarna. Värdena för tryck och temperatur baseras på ISA-standarderna för 12 km höjd [29].

Tabell D.1: Inställningar för simuleringsmiljö och fysik i STAR-CCM+.

Parameter	Inställning
Fysikmodeller	
Rumsdimension	Three Dimensional
Tidsberoende	Steady
Material	Gas
Tillståndsekvation	Ideal Gas
Lösningsmetod	Segregated Flow
Temperaturmodell	Segregated Fluid Temperature
Flödesregim	Inviscid
Gradientschema	Gradients
Randvillkor (Mach 0,9 på 12 km)	
Hastighet	Mach 0,9
Initial velocity	$\text{Mach } 0,9 \times [\cos(\alpha), 0, \sin(\alpha)]$
Strömningsriktning (α varierar)	$[\cos(\alpha), 0, \sin(\alpha)]$
Statisk Temperatur (vid $h_{marsch} = 12$ km)	218 K
Statiskt Tryck (vid $h_{marsch} = 12$ km)	19 330 Pa
Vindtunnelgeometri (Domän)	
Huvuddomän	Sfär ($r = 75$ m)
Förfiningszon (Volumetric Control)	Block $[16,828 \times 10,162 \times 4,667]$ m

D.2 Beräkningsnät (Mesh) för initial STL-geometri

Nedan redovisas de nätgenereringsparametrar som användes för den första iterationen av flygplanet baserad på en STL-fil. På grund av STL-formatets natur användes en *Surface Wrapper* med tillhörande geometrifynning. En visualisering av nätet återfinns i Figur D.1.

Tabell D.2: Nätinställningar för den inledande STL-modellen.

Parameter	Inställning
Valda Nätmodeller	Surface Remesher, Automatic Surface Repair, Polyhedral Mesher, Prism Layer Mesher
Automated Mesh Base Size	0,5 m
Surface Wrapper Base Size	0,2 m
Minimum Surface Size (Wrapper)	20 %
Volumetric Control	Custom Size: 10 % (av Automated Mesh Base Size)
Antal Prism Layers	3 st
Antal Celler	1 083 195 st
Antal Interior faces	7 316 213 st
Antal Vertices	6 291 304 st

D.3 Beräkningsnät och randvillkor för iteration med öppna intag

För denna iteration separerades luftintagen från huvudkroppen i geometrin för att tillåta genomströmning av luft i fronten (Free Stream), medan utblåset förblev en solid yta (Wall). Upplösningen för ytbeskrivningen ökades genom att sänka storleken på *Surface Wrapper*.

Tabell D.3: Nät- och randvillkorsinställningar för Iteration 2.

Parameter	Inställning
Geometri och Randvillkor	
Geometriuppdelning	Split by angle (35°)
Geometridelar (Parts)	Kropp, Luftintag
Randvillkor: Luftintag	Free Stream
Randvillkor: Utblås	Wall (Sluten yta)
Nätinställningar	
Automated Mesh Base Size	0,5 m
Surface Wrapper Base Size	0,15 m
Antal Celler	1 097 189 st
Antal Interior faces	7 399 059 st
Antal Vertices	6 359 358 st

D.4 Beräkningsnät och randvillkor för slutgiltig modell

I den slutgiltiga iterationen separerades både intag och utblås för att skapa en Flow-Through-modell. För att undvika att nätet flöt ihop vid de skarpa intagskanterna applicerades en lokal geometriförfining. Här genomfördes en mätning vid Mach 0,9 och en vid mach 1,6. Det resulterande nätet visas i Figur D.2.

Tabell D.4: Nät- och randvillkorsinställningar för Iteration 3.

Parameter	Inställning
Geometri och Randvillkor	
Geometridelar (Parts)	Kropp, Inlet, Outlet
Randvillkor: Inlet	Free Stream
Randvillkor: Outlet	Free Stream
Nätinställningar	
Automated Mesh Base Size	0,5 m
Surface Wrapper Base Size	0,15 m
Custom Surface Control (Inlets)	Max storlek: 0,015 m
Antal Celler	1 099 180 st
Antal Interior faces	7 413 376 st
Antal Vertices	6 372 479 st

D.5 Visualisering och datauttag

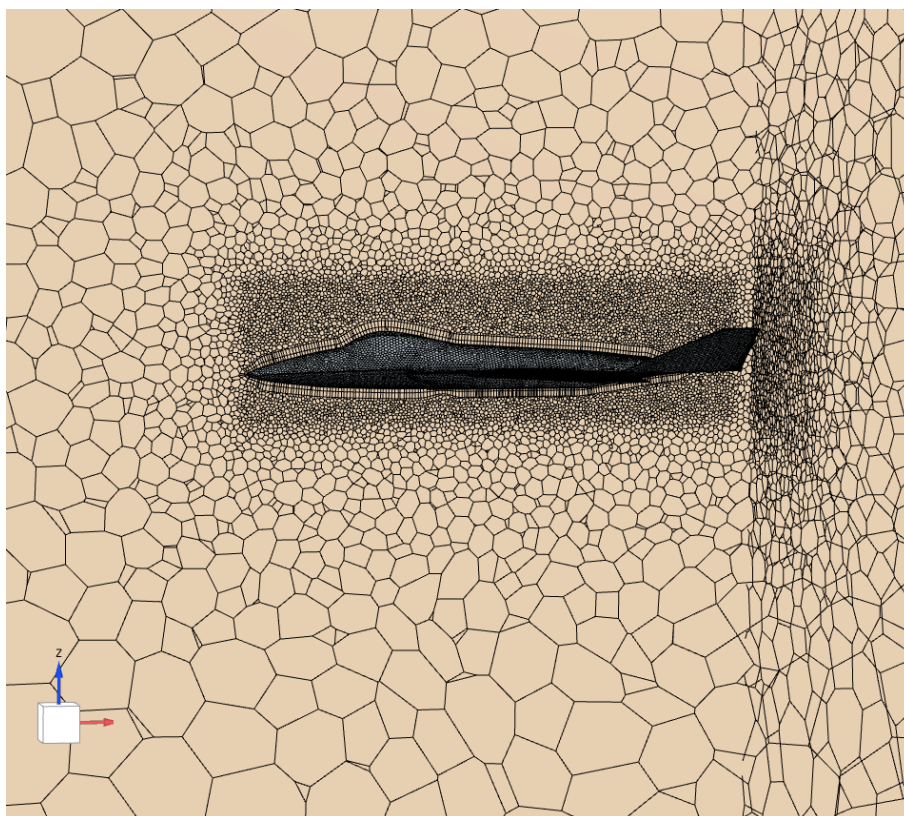
För att utvärdera flygplanets aerodynamiska prestanda definierades ett antal rapporter och geometriska snitt för visualisering, vilka redovisas i Tabell D.5.

Tabell D.5: Definition av rapporter, snittplan och visualiseringsscener.

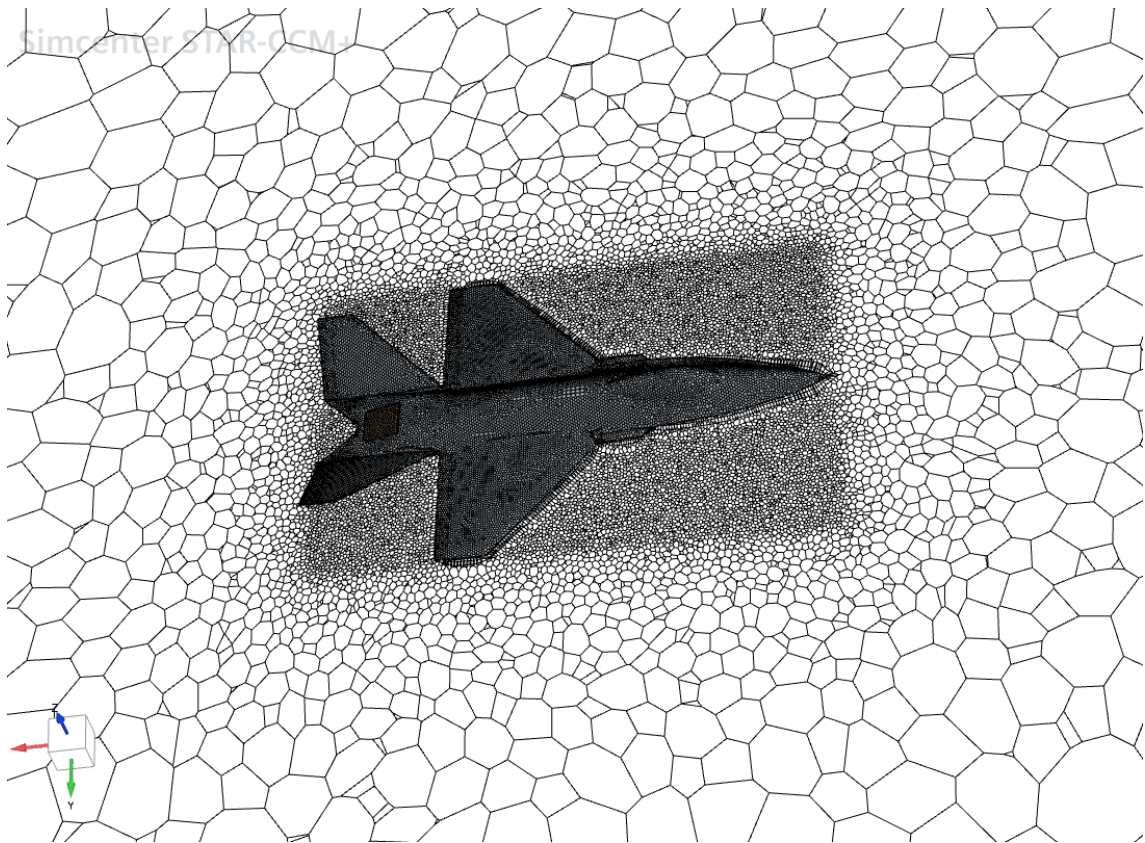
Kategori	Inställning / Beskrivning
Rapporter	
Lift Report	Riktning: $[-\sin(\alpha), 0, \cos(\alpha)]$ (+Z)
Drag Report	Riktning: $[\cos(\alpha), 0, \sin(\alpha)]$ (+X)
Referenstryck (för Reports)	19 330 Pa
Härledda Geometrier (Derived Parts)	
Symmetriplan	$Y = 0$ (Skär i mitten av kroppen)
Tvärsnitt Vinge	Normalkoordinat: 1 m bakom vinge
Tvärsnitt Stjärtfena	Normalkoordinat: 1 m bakom stjärtfena
Grafer och Scener (Visualisering)	
Konturplottar	Tryckfördelning (Pa) över flygkropp Hastighetsfält, m/s (Velocity Magnitude / Velocity)
Geometri	Visualisering av ytnät (Mesh)
Monitorer	Residualkonvergens över iterationer Aerodynamiskt glidtal (L/D) över iterationer

D.6 Figurer och ytterligare grafer från STAR-CCM+

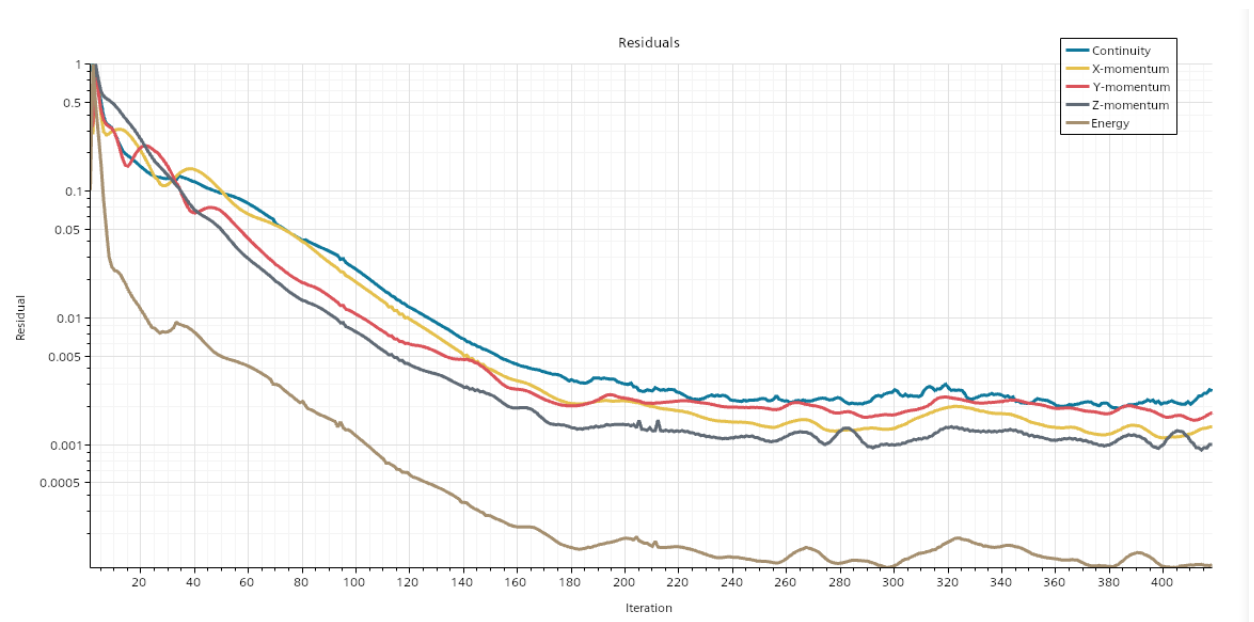
I figur D.1 syns den initiala meshen vid iterationen med stängda luftintag. I figur D.2 syns den förfinade meshen vid iterationen med både in- och uttag. Meshens storlek och detalj är en avvägning mellan att få goda värden och spara på beräkningskapacitet. Figur D.3 är ett exempel på hur residualerna för den första mätningen såg ut efter att det hade stabiliserats. Residualerna för samtliga mätningar höll sig generellt under 0,005, som tyder på att skillnaden mellan ett observerat värde och programmets modellerade värde är lågt och mätningen är följaktligen pålitlig.



Figur D.1: Visualisering av beräkningsnätet (automated mesh) från sidan vid första beräkningen.



Figur D.2: Visualisering av beräkningsnätet vid den slutgiltiga iterationen. Här är meshen på flygplanet förfinad jämfört med figur D.1.



Figur D.3: Residualer vid första iterationen. Residualerna stabiliseras här till under 0,003.

E

Kod för RCS-beräkning

Koden för RCS-beräkningen finns tillgänglig på <https://github.com/u296/titanrcs>.

INSTITUTIONEN MECHANICAL ENGINEERING

Chalmers Tekniska Högskola

Göteborg, Sverige

www.chalmers.se



CHALMERS