



CHALMERS



Konceptuell design av ett supersoniskt smygflygplan

En studie av samspelet mellan aerodynamisk prestanda och låg radarsignatur

Kandidatarbete inom Maskinteknik och Teknisk Fysik

Robin Alenvik
Alfred Alvgrim
Robin Ewen
Arvid Hellström
Simon Karlberg
Albina Peci

INSTITUTIONEN FÖR MECHANICAL ENGINEERING

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2026
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE VID INSTITUTIONEN MECHANICAL ENGINEERING

Konceptuell design av ett supersoniskt smygflygplan

En studie av samspelet mellan aerodynamisk prestanda och låg
radarsignatur

Robin Alenvik
Alfred Alvgrim
Robin Ewen
Arvid Hellström
Simon Karlberg
Albina Peci



CHALMERS

Institutionen för Mechanical engineering
Avdelningen för Strömningslära
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg 2026

Konceptuell design av ett supersoniskt smygflygplan
En studie av samspelet mellan aerodynamisk prestanda och låg radarsignatur
Robin Alenvik
Alfred Alvgrim
Robin Ewen
Arvid Hellström
Simon Karlberg
Albina Peci

© Robin Alenvik , Alfred Alvgrim, Robin Ewen,
Arvid Hellström, Simon Karlberg, Albina Peci, 2026.

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

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

Omslagsbild: Rendering av det konceptuella smygflygplanet framtaget i Blender.
Geometrin är den som modellerades i OpenVSP under projektet.

Typsatt i L^AT_EX
Göteborg 2026

Konceptuell design av ett supersoniskt smygflygplan
En studie av samspelet mellan aerodynamisk prestanda och låg radarsignatur
Robin Alenvik, Alfred Alvgrim, Robin Ewen,
Arvid Hellström, Simon Karlberg, Albina Peci
Institutionen för Mechanical engineering
Avdelningen för Strömningslära
Chalmers Tekniska Högskola

Sammanfattning

Arbetet behandlar en konceptuell design av ett supersoniskt smygflygplan. Syftet med arbetet har varit att undersöka hur designval för flygplanets aerodynamiska egenskaper påverkar flygplanets radaregenskaper. Projektet genomfördes inom ramen för forskning kopplad till framtida generationers stridsflygplan. Arbetet har varit en iterativ process och inleddes med en konceptuell dimensionering där kraven och uppdragsprofilen fastställdes. Därefter utvecklades flygplanets geometri som inkluderade vingkonfigurering, framdrivningssystem och flygkroppens design. Arbetet har vidareutvecklats utifrån bland annat handberäkningar och CFD-beräkningar i StarCCM+ samt modelleringar i OpenVSP.

För att kunna utveckla ett supersoniskt flygplan med smygegenskaper har hänsyn till smygtekniska designprinciper såsom svepta ytor och kantanpassning tagits. Samtidigt har dessa designval analyserats utifrån dess aerodynamiska påverkan. Resultatet av arbetet visar en modellering av flygplanet där kompromisser mellan goda smygegenskaper och aerodynamisk effektivitet behövs göras. De slutsatser som kunde dras var att projektet uppfyllde de mål som fastställdes och att det finns en tydlig kompromiss mellan smygtekniken och aerodynamisk prestanda som behöver tas i hänsyn till i tidig fas av en design. Arbetet visar även på hur konceptuella metoder och förenklade modeller kan användas för att skapa en flygplansdesign som kan ligga till grund för fortsatt utveckling i framtiden.

Nyckelord: Kandidatarbete, supersonisk, smygflygplan, aerodynamik.

Abstract

This bachelor's thesis presents a conceptual design of a supersonic stealth aircraft, focusing on the trade-off between aerodynamic performance and radar cross section (RCS) reduction.

An iterative design process was used, starting with conceptual sizing and a definition of the mission profile. The geometry of the aircraft was developed using analytical calculations, modeling in OpenVSP and CFD simulations in STAR-CCM+. To ensure low radar signature while being able to fly supersonic, stealth principles such as planform alignment and swept surfaces were used and evaluated against aerodynamic requirements.

The results show a model that balances the trade-offs between aerodynamic efficiency and stealth qualities and concludes that there are clear compromises between stealth and aerodynamics, which needs to be taken in consideration early in the design process. Furthermore, the thesis shows how conceptual methods and simplified models can be used to create an airplane design which can be used as a foundation for continued development in the future.

Förord

Genomförandet av detta projekt har gett oss goda och värdefulla kunskaper inom aerodynamik, flygplansdesign och radarteknik. Att arbeta med konceptuell flygplansdesign där flera tekniska discipliner möts har varit både utmanande och lärorikt.

Vi vill rikta ett stort tack till vår handledare Emil Ellenius för hans engagemang, tillgänglighet och återkoppling under projektets gång. Vi vill även tacka Jesper Ope-
pelstrup som bidragit stort till projektet med sin kunskap och erfarenhet. Slutligen vill vi tacka vår examinator Tomas Grönstedt för hans vägledning och granskning av arbetet.

Göteborg, maj 2026

Robin Alenvik
Alfred Alvgrim
Robin Ewen
Arvid Hellström
Simon Karlberg
Albina Peci

AI-deklaration

AI har använts till att kontrollera stavning, grammatik och förbättra det akademiska språket. Det har även används för att strukturera och felsöka kod, samt för att förklara och hjälpa till att förstå avancerade koncept i källor. AI har också används för att hitta i menyer och funktioner i datorprogram, exempelvis i OpenVSP.

Akronymer

Nedan är listan över akronymer som har använts genom hela denna avhandling listade i alfabetisk ordning:

BVR	Beyond Visual Range
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
EM	Elektromagnetisk (Electromagnetic)
FDTD	Finite-Difference Time-Domain
FEM	Finite Element Method
FMV	Försvarets materielverk
GO	Geometrisk optik (Geometric Optics)
MAC	Medelaerodynamisk korda
MACCE	Military Adaptive Cooling and Compression Engine
MoM	Method of Moments
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NATO	North Atlantic Treaty Organization
OpenVSP	Open Vehicle Sketch Pad
PEC	Perfekt elektrisk ledare (Perfect Electric Conductor)
PO	Fysikalisk optik (Physical Optics)
PTD	Physical Theory of Diffraction
RCS	Radar Cross Section
SFC	Specific Fuel Consumption
VLM	Vortex Lattice Method
WVR	Within Visual Range

Nomenklatur

Nedan är nomenklaturen för index, uppsättningar, parametrar och variabler som har använts genom hela denna rapport.

A	Area hos reflekterande yta
AR	Vingförhållande (Aspect ratio)
b	Vingspann
b_m	Spårvidd för huvudhjul
$\mathbf{B}$	Magnetisk flödestäthet
c	Ljusets hastighet i vakuum
C_L	Lyftkoefficient
C_D	Luftmotståndskoefficient
C_{m_α}	Tippmomentkoefficient
D	Luftmotstånd
$D(\theta_i, \theta_s)$	Diffraktionskoefficient
e	Oswalds effektivitetstal
$\mathbf{E}$	Elektriskt fält
$\mathbf{g}$	Gravitationsfält
$G(\mathbf{r}, \mathbf{r}')$	Greenfunktion för fria rummet
h_{cg}	Tyngdpunktens höjd
$\mathbf{H}$	Magnetiskt fält
$\hat{i}$	Enhetsvektor i infallande riktning
$\mathbf{J}$	Strömtäthet
k	Vågtal, $k = 2\pi/\lambda_{EM}$
M	Machtal
$\hat{n}$	Enhetsnormal till yta
p	Tryck
q	Dynamiskt tryck
$\mathbf{r}$	Positionsvektor

R_{max}	Maximalt detektionsavstånd för radar
$\hat{s}$	Enhetsvektor i spridd riktning
S	Vingarea
$S_{flapped}$	Den del av vingarean som täcks av klaffar
S/S_{ref}	Referensarea; den totala vingarean
t/c	Tjockleksförhållande på vingprofilen
T	Dragkraft
$\mathbf{V}$	Hastighetsfält
V_{app}	Inflygningshastighet
V_{stall}	Stallhastighet
x_{cg}	Tyngdpunktens position
x_m	Huvudhjulets position
x_n	Noshjulets position
Z_0	Karakteristisk impedans för vakuum
α	Anfallsvinkel
α_{EM}	Storleksparameter för spridning, $\alpha_{EM} = 2\pi D/\lambda$
β	Stötvågsinkel
γ	Specifik värmekapacitetsförhållande
γ_{climb}	Stigningsvinkel
$\Delta C_{l,max}$	Profilens maximala lyftkraftsökning beroende på klafftyp
ε	Permittivitet hos medium
ε_0	Permittivitet i vakuum
θ_{in}	Infallsvinkel
θ_{ut}	Brytningsvinkel
λ_{EM}	Våglängd
Λ	Svepvinkel på vingens framkant
$\Lambda_{H.L}$	Svepvinkeln för klaffens gångjärnslinje (hinge line)
μ	Permeabilitet hos medium
μ_0	Permeabilitet i vakuum
ρ	Luftens densitet
ρ_{EM}	Volym-laddningstäthet
σ	Radar cross section (radartvärsnitt)
σ_{cond}	Elektrisk ledningsförmåga

Innehåll

Akronymer	ix
Nomenklatur	x
1 Inledning	1
1.1 Bakgrund	1
1.1.1 Teknologisk utveckling av nästa generationens stridsflygplan .	2
1.1.2 Samspelet mellan smygförmåga och aerodynamisk prestanda .	3
1.1.3 Sveriges försvarspolitiska och geografiska ramverk	3
1.2 Syfte	3
1.3 Mål & Problemformulering	4
1.4 Avgränsningar	4
2 Aerodynamisk teori	5
2.1 Aerodynamiska koefficienter	5
2.1.1 Lyftkoefficient C_L och Luftmotståndskoefficienten C_D	5
2.1.2 Lyft-till-drag-förhållanden L/D	6
2.2 Supersonisk aerodynamik	6
2.2.1 Mach-tal M	6
2.2.2 Kontinuitet och kompressibilitet	6
2.2.3 Stötvågor	7
2.2.4 Vågmotstånd	7
2.2.5 Expansionsvågor	7
2.2.6 Intern aerodynamik vid supersoniska hastigheter hos luftintag	8
2.3 OpenVSP och VSPAERO	8
2.4 Computational Fluid Dynamics (CFD)	9
2.4.1 Navier–Stokes, Eulers och energiekvationer	9
2.4.2 Simcenter STAR-CCM+	10
3 Teori för flygplanskonfigurering	11
3.1 Uppdragsprofiler	11
3.2 Dimensionering	12
3.3 Vinggeometri	12
3.3.1 Vingförhållande AR	13
3.3.2 Svepvinkeln Λ	13
3.3.3 Medelaerodynamisk korda MAC	13
3.3.4 Avsmalningsförhållande λ	13

3.3.5	Klaffar	14
3.3.6	Vingprofil	14
3.4	Dragkraft-vikt-förhållande T/W	15
3.5	Utformning av luftintag hos supersoniska smygflygplan	15
3.6	Landningsställ	16
3.7	Flygprestanda	16
3.8	Framtagning av vikter	17
3.9	Stabilitet och jämvikt	17
4	Teori om radar	19
4.1	Elektromagnetisk fältteori	20
4.1.1	Spridning av elektromagnetiska fält	21
4.1.2	Approximationer för elektromagnetisk fältteori	21
4.2	Detektionsavstånd för radar	22
4.3	Radar cross section	22
4.4	σ för olika objekt	22
4.5	Metoder för att minska σ	24
4.6	Metoder för att uppskatta σ	25
4.6.1	Fysikalisk optik	25
4.6.2	Physical theory of diffraction	26
4.6.3	Numeriska lösningar till vågekvationen	28
5	Metod	29
5.1	Uppdragsprofil och kravsättning	29
5.1.1	Kravspecifikation	30
5.1.2	Kravanalys	31
5.1.3	Krav gällande radarsynlighet	32
5.2	Konceptuell utformning	34
5.3	Dimensionering	35
5.4	Modellering av geometri	35
5.4.1	Val av motor	36
5.4.2	Landningsställ	36
5.4.3	Flygprestanda	37
5.4.4	Dimensionering av luftintag	37
5.4.5	Klaffar	39
5.4.6	Vingprofil	40
5.4.7	Interna laster	40
5.4.8	Metod för jämvikt och stabilitet	41
5.5	Minskning av radarsignatur	41
5.6	Datorprogram för uppskattning av σ	42
5.6.1	Alternativa program för uppskattning av σ	42
5.7	Viktuppskattning	42
5.8	CFD-metodik	43
6	Resultat	45
6.1	Geometri	45
6.1.1	Knäckt deltavinge	46

6.1.2	Stjärtparti	46
6.1.3	Klaffar och kontrolltor	47
6.1.4	Luftintag	48
6.2	Dimensionering och beräknad flygplansvikt	49
6.3	Radarsynlighet	49
6.4	Resultat från CFD	50
7	Diskussion och slutsatser	54
7.1	Resultatdiskussion	54
7.1.1	Flygplansgeometri	54
7.1.2	Framdrivning	55
7.1.3	Radarmålyta	55
7.1.4	Vikt	56
7.1.5	Resultatet från CFD	57
7.2	Metoddiskussion	58
7.2.1	Radar	58
7.2.2	Flygplansgeometri	58
7.2.3	Vikt	59
7.2.4	Osäkerheter kring CFD	59
7.3	Kravuppfyllnad	60
7.4	Måluppfyllnad	61
7.5	Samhälleliga och etiska aspekter	61
7.6	Sammanfattande slutsatser	62
	Litteraturförteckning	63
A	Appendix 1	I
A.1	Beskrivning av program för uppskattning av σ	I
A.2	Ekvationer för viktuppskattningen	III
A.3	Resultatvärden på flygplansvikter	VI
A.4	CFD	VII

1

Inledning

Utvecklingen av radarteknik har i stor utsträckning drivits av behovet att stärka förmågan att upptäcka och skapa skydd inom militära tillämpningar. Syftet bakom arbetet för förbättrade smygegenskaper är att kunna varna civilbefolkningen på ett effektivare vis. Samtidigt innebär utveckling av radaregenskaper att militären kan upptäcka fler typer av hot som till exempel kryssningsrobotar, missiler och drönare [1].

När arbetet med radarteknik gör framsteg ställs ökade krav på utformningen av stridsflygplan. Den ökade detektionsförmågan innebär att de traditionella metoderna för operativ uthållighet, såsom manöverförmåga och hög hastighet, inte räcker till. Reducerad signatur har blivit en avgörande designparameter i moderna stridsflygplan. Smygegenskaper uppnås genom anpassning av bland annat geometri. Samtidigt påverkar en sådan anpassning flygplanets aerodynamiska egenskaper. Detta är särskilt viktigt för framtidens stridsflygplan där både reducerad radarmålyta och hög flygprestanda ställs som centrala krav.

Vid Chalmers bedrivs forskning inom flygmotorer i samverkansprojekt med de industriella aktörerna GKN Aerospace och SAAB Aeronautics. För att möjliggöra relevanta systemstudier krävs en övergripande flygplansmodell som representerar realistiska geometriska och aerodynamiska förutsättningar. Motorprestanda kan inte analyseras isolerat utan påverkas av flygplanets konfiguration, luftintag och massfördelning. Detta skapar ett behov av konceptuella modeller för flygplan med både aerodynamiska egenskaper och reducerad radarsignatur.

Detta kandidatarbete behandlar därför konceptuell design av ett supersoniskt smygflygplan där fokus ligger på att skapa en geometri med goda aerodynamiska egenskaper och reducerad radarsignatur.

1.1 Bakgrund

I detta avsnitt presenteras den kontext och de grundläggande förutsättningar som motiverar arbetets utformning. Genom att belysa dessa aspekter skapas en grund för den efterföljande problemformuleringen och studiens syfte.

1.1.1 Teknologisk utveckling av nästa generationens stridsflygplan

Historiskt sett har utvecklingen av stridsflygplan huvudsakligen följt den aktuella hotbilden i världen och den tekniska kapaciteten. Under sent 1900-tal utmärktes utvecklingen främst av att uppnå hög hastighet, god manöverförmåga, effektiv beväpning samt god radarprestanda. Detta resulterade i att stridsflygplan optimerade för luftstrid och genskjutning på långa avstånd, ett exempel på ett sådant flygplan visas i figur 1.1.



Figur 1.1: JAS 39 Gripen, ett stridsflygplan av fjärde generationen [2].

I takt med att sensor- och radarteknik har utvecklats har därmed förmågan att upptäcka och följa flygplan förbättrats avsevärt [3]. Således har förutsättningarna för luftstrid också förändrats. Överlevnadsförmågan handlade inte enbart om hur hög hastighet flygplanet kunde uppnå, eller hur bra manövrering det hade. Utan det handlade i allt högre grad om att minska sannolikheten för att bli upptäckt.

Utvecklingen av 5:e, se figur 1.2, och nästa generationens (6:e) stridsflygplan kännetecknas därför inte enbart av avancerade sensorer, förbättrad dataintegration och samverkan med obemannade plattformar, utan även av optimering av smygegenskaper. Geometrisk utformning, intern vapenbäring och materialval optimeras för att minimera radarmålyta och därmed sannolikheten för att bli upptäckt [3].



Figur 1.2: Lockheed Martin F-22, ett stridsflygplan av femte generationen [4].

1.1.2 Samspelet mellan smygförmåga och aerodynamisk prestanda

En av de största utmaningarna vid utveckling av smygflygplan är samspelet mellan aerodynamik och RCS (Radar Cross Section). Ur ett rent aerodynamiskt perspektiv ska flygplan ha mjuka och runda former för att minimera turbulens samt bibehålla ett laminärt strömningsskikt. Ett exempel på detta kan vara ett kommersiellt flygplan som har många mjuka kurvor. Radarsignaturen på ett sådant flygplan blir hög, då radarsignalerna studsar åt alla håll [5].

Principerna för smygteknik talar däremot för att designa precis tvärt om, alltså många plana ytor och få vinklar. Detta för att kontrollera reflektionen av inkommande elektromagnetisk strålning. Genom att designa flygplanet med så få unika vinklar som möjligt, samt att vinklarna samspekar med varandra, kan konstruktören av flygplanet styra radarekora till ett fåtal och smala sektorer [5].

Eftersom aerodynamik och minskad radarsignatur inte alltid samverkar behöver därmed kompromisser göras i designen. Eventuella vapen och annan last som på vissa stridsflygplan hänger under vingarna, kan exempelvis behöva integreras i planet vilket leder till ökad vikt och tvärsnittsarea. Luftintagen kan även behöva vara S-formade, vilket ökar turbulensen som kommer in i kompressorn. Detta är bara ett par exempel på kompromisser, och fler tas upp i senare kapitel [6].

1.1.3 Sveriges försvarspolitiska och geografiska ramverk

Sveriges försvarspolitik har under de senaste åren genomgått radikala förändringar. Som medlem i NATO behöver det svenska flygvapnet skydda det nationella luftrummet och samtidigt bidra till alliansens kollektiva försvar. Östersjöregionen är ett av världens mest bevakade luftrum med närhet till hotbilder som Ryssland [7]. Detta ställer exceptionella krav på framtidens flygsystem.

Utöver det säkerhetspolitiska läget dikteras designkraven på svenska flyg av geografiska förutsättningar och en utmanande infrastruktur. Sverige har vägbaser i skogsterräng med korta start- och landningssträckor. Geografin präglas av stora ytor som varierar i nordliga klimat och temperaturer.

1.2 Syfte

Syftet med kandidatarbetet är att få förståelse för grundläggande designprinciper för smygflygplan och dess aerodynamiska egenskaper genom analys i tidig designfas. Detta görs genom att utveckla en preliminär design av ett jaktflygplan för luftöverlägsenhet med fokus på just avvägningar mellan aerodynamisk prestanda och smygegenskaper.

1.3 Mål & Problemformulering

Utvecklingen av moderna stridsflygplan präglas i allt högre grad av krav på låga upptäcktsmöjligheter och således bättre smygegenskaper. Smygegenskaper uppnås huvudsakligen genom geometrisk utformning, materialval samt integrering av flygplanskomponenter [5]. Allt detta påverkar i sin tur flygplanets aerodynamiska prestanda. I tidiga designfaser, såsom konceptdesign, måste därför kompromisser göras mellan aerodynamisk effektivitet och smygegenskaper.

Det ursprungliga uppdraget för detta kandidatarbete är att koppla samman designprinciper för smygflygplan med förenklade aerodynamiska modeller i syfte att skapa en referensmodell användbar för framtida studier inom motorintegration. Eftersom problemet analyseras närmare genom en problemanalys är problemet bredare än så. Det är komplicerat att göra en direkt och avancerad koppling mellan smygegenskaper och aerodynamik, särskilt inom ramen för ett kandidatarbete. Det primära problemet kan därför anses vara att analysera aerodynamisk prestanda hos ett konceptuellt smygflygplan och undersöka hur geometrisk utformning kan förbättra dess smygegenskaper. Detta innebär att fokus för arbetet ligger på att identifiera relevanta geometriska och aerodynamiska parametrar i tidig designfas, snarare än att optimera och skapa ett färdigt flygplanskoncept.

För att hantera det primära problemet krävs en uppdelning i flera delmål. Ett delmål är att identifiera vilka grundläggande designprinciper som används för att reducera radarmålytan hos smygflygplan. Ett ytterligare delmål är att undersöka hur dessa designval påverkar aerodynamiska egenskaper såsom lyft, stabilitet och manövringsförmåga. Ett tredje delmål utgörs av hur aerodynamik och smygegenskaper kan integreras i en gemensam modellstruktur.

1.4 Avgränsningar

Projektet avgränsas för att kunna slutföras på en termin, det vill säga inom 4 månader. Stort fokus kommer att ligga på planets yttre geometri för att kombinera aerodynamik med låg radarsignatur. På grund av detta kommer rapporten inte att behandla motordesign, systemarkitektur och interna komponenter i planet. Den smygteknologi som flygplanet kommer designas utifrån är att uppnå en design med reducerad radarsignatur, för en monostatisk radar endast med hjälp av geometrisk formgivning, där andra smygegenskaper såsom värmesignatur inte undersöks.

Ännu en avgränsning som görs är att studera ett ensitsigt jaktflygplan avsett för luftöverlägsenhet som är anpassat för operationer i svensk miljö. Avgränsningen utesluter därmed samtliga attack-och bombplan, obemannade farkoster samt flersitsiga plan. Detta bör styra projektet mot ett plan som passar den svenska försvarsmaktens krav. Arbetet begränsas dessutom till endast teoretiska analyser, detta innebär att inga prototyper eller fysiska modeller kommer att konstrueras eller testas.

2

Aerodynamisk teori

I kapitel 2 presenteras den aerodynamiska teorin som ligger till grund för projektarbetet. Fokus ligger i att behandla grundläggande begrepp inom flygaerodynamik som exempelvis lyftkraft och luftmotstånd.

2.1 Aerodynamiska koefficienter

De aerodynamiska koefficienterna som presenteras i detta avsnitt är bland annat koefficienter för lyft- och motståndskraft som är avgörande för den aerodynamiska prestandan på flygplanet.

2.1.1 Lyftkoefficient C_L och Luftmotståndskoefficienten C_D

Lyftkoefficienten C_L beskriver förhållandet mellan lyftkraften som genereras av en vinge och det dynamiska trycket på luftflödet. Lyftkoefficienten är dimensionslös och beräknas med

$$C_L = \frac{L}{qS}, \quad (2.1)$$

där L är lyftkraften och S är vingarean. Lyftkoefficienten används i flygplanskonfiguration för att bestämma vilken lyftkraft som krävs vid olika segment i uppdragsprofilen [6].

Luftmotståndskoefficienten C_D anger förhållandet mellan luftmotståndet som verkar på flygplanet och det dynamiska trycket i luftflödet. Även luftmotståndskoefficienten är dimensionslös och beräknas enligt följande

$$C_D = \frac{D}{qS}, \quad (2.2)$$

där D är motståndskraften och S är vingarean. För att kunna beräkna flygplanets aerodynamiska motstånd samt dess effekter genom förhållande mellan lyft och luftmotståndet (drag) tas C_D fram [8].

2.1.2 Lyft-till-drag-förhållanden L/D

Lyft-till-drag-förhållandet L/D är ett förhållande mellan lyftkraften L och luftmotståndet D som verkar på flygplanet [6]. Förhållandet används för att beskriva den aerodynamiska effekten på flygplanet där ett högre värde innebär att flygplanet genererar mer lyft i förhållande till motståndet. L/D tas fram från

$$L/D = \frac{C_L}{C_D}, \quad (2.3)$$

och kan användas för att analysera flygplanets prestanda. L/D används exempelvis i beräkningar av bränsleförbrukning.

Vid ett känt maximalt lyft-till-drag-förhållande (L/D_{max}) kan L/D för stigning (L/D_{climb}) approximeras till [6]

$$\frac{L}{D_{climb}} \approx 0,75 \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{max}. \quad (2.4)$$

2.2 Supersonisk aerodynamik

Detta avsnitt behandlar de aerodynamiska fenomen som uppstår i supersoniska hastigheter. När en hastighet överstiger ljudets hastighet uppstår särskilda fenomen såsom stötvågor, expansionsvågor och vågmotstånd. Dessa har stor påverkan på ett objekts aerodynamiska prestanda och utformning.

2.2.1 Mach-tal M

Mach-talet M är den parameter som beskriver förhållandet mellan flygplanets hastighet och ljudhastigheten i den omgivande luften. Mach-talet definieras som

$$M = \frac{V}{a}, \quad (2.5)$$

där V är flygplanets hastighet och a är ljudhastigheten [9]. Mach-talet används för att beskriva om flygningen sker i subsoniskt, transsoniskt eller supersoniskt hastighetsområde, där

$$\begin{aligned} M < 1 : & \quad \text{subsoniskt,} \\ M \approx 1 : & \quad \text{transoniskt,} \\ M > 1 : & \quad \text{supersoniskt.} \end{aligned}$$

2.2.2 Kontinuitet och kompressibilitet

Kontinuitetsekvationen

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0, \quad (2.6)$$

där $\mathbf{V}$ är flödeshastigheten, beskriver hur massan i ett flöde bevaras [8]. Kompressibelt flöde innebär att densiteten ρ varierar i flödet. Ett flöde betraktas ofta som inkompressibelt vid låga hastigheter, medan kompressibilitet blir viktig när hastigheten närmar sig ljudets hastighet, typiskt vid Mach-tal över cirka 0,3 [8].

2.2.3 Stötvågor

Vid supersoniska hastigheter överskrider ett objekts hastighet den hastighet som tryckvågor färdas i luften. Tryckvågorna hinner därmed inte sprida sig framåt i flödet. Detta resulterar i en abrupt förändring av flödets tryck, densitet och hastighet. Detta fenomen kallas för en stötvåg [8].

Det finns två huvudtyper av stötvågor, normala stötvågor och sneda stötvågor. En normal stötvåg är vinkelrät mot flödesriktningen och ger den kraftigaste möjliga tryckökningen samt bromsar luften från supersonisk till subsonisk hastighet på kortast möjliga sträcka. Denna process är irreversibel och medför stora energiförluster i form av entropiökningar [9].

Sneda stötvågor uppstår däremot när flödet möter en vinklad yta, exempelvis en spetsig nos eller en svept vinge. Till skillnad från normala stötvågor kan flödet förbli supersonisk efter en sned stötvåg, beroende på stötvågens vinkel. Sambandet mellan stötvågsvinkeln β , deflektionsvinkeln θ och Mach-talet M ges av relationen.

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M^2 \sin^2 \beta - 1}{M^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2}, \quad (2.7)$$

där γ är luftens specifika värmekapacitetsförhållande. Denna relation kallas för θ - β - M -sambandet och används för att bestämma stötvågsvinkeln för en given geometri och Mach-tal [9].

2.2.4 Vågmotstånd

Då ett objekt rör sig med supersonisk hastighet uppstår ytterligare en typ av luftmotstånd som saknar motsvarighet vid subsoniska hastigheter. Detta luftmotstånd kallas vågmotstånd (wave drag). Vågmotståndet är direkt kopplat till de stötvågor som bildas runt objektet och utgör vid supersoniska hastigheter en av de dominerande bidragande faktorerna till det totala luftmotståndet [8].

Vågmotståndet kan delas upp i två bidrag. Det första är volymrelaterat vågmotstånd (volume wave drag), vilket beror på flygkroppens volym och tvärsnittsarea. Det andra bidraget är lyftkraftrelaterat vågmotstånd (lift-dependent wave drag), vilket uppstår till följd av de tryckkrafter som är förknippade med lyftkraftsgenerering i supersonisk hastighet [9].

Vid design av flygplansgeometrier kan vågmotståndet minimeras vid användning av tunna vingprofiler och smala geometrier. En ökad svepvinkel reducerar också vågmotståndet eftersom det effektiva Mach-talet vinkelrätt mot vingkanten minskar, vilket fördröjer uppkomsten av kraftiga stötvågor [6].

2.2.5 Expansionsvågor

När ett objekt rör sig med supersonisk hastighet kan luften även accelerera runt konvexa ytor genom ett fenomen som kallas Prandtl-Meyer-expansion. Till skillnad

från stötvågor, där luften bromsas upp och trycket ökar abrupt, sker expansionen gradvis över ett fläktformat område. Detta kallas expansionsvåg. Genom expansionen minskar trycket och temperaturen samtidigt som lufthastigheten ökar [9].

Expansionsvågor uppstår exempelvis när luften passerar över en bakåtlutande yta eller en konvex del av en vingprofil. Vid supersonisk flygning bidrar expansionsvågorna till tryckfördelning över vingarna och påverkar därmed lyftkraften och luftmotståndet. Till skillnad från stötvågor är Prandtl-Meyer-expansion en isentropisk process, vilket innebär att den är reversibel och inte medför några energiförluster [9].

2.2.6 Intern aerodynamik vid supersoniska hastigheter hos luftintag

Intern aerodynamik behandlar flödesegenskaper inuti ett objekt, till skillnad från extern aerodynamik som beskriver flödet kring objektets utsida [9]. Vid supersoniska hastigheter är intern aerodynamik speciellt relevant för luftintag. Kompressorn för en jetmotor är konstruerad för subsoniskt inflöde och kan inte hantera supersoniskt flöde utan risk för instabilitet och prestandaförluster. Således måste luftflödet bromsas ned från supersonisk hastighet till subsonisk [6].

Denna minskning av hastighet hos luftflödet sker genom ett system av stötvågor i luftintaget. En enda normalstöt skulle visserligen bromsa luften till subsonisk hastighet, men medför stora tryckförluster och är därför ineffektiv. Istället används en sekvens av sneda stötvågor följt av en avslutande normalstötvåg, vilket ger samma hastighetsminskning men med betydligt lägre totala tryckförluster [9].

För varje sned stötvåg ges sambandet mellan infallande Machtal, stötvågsvinkel β och deflektionsvinkel θ av θ - β - M -sambandet [10]. Stötvågsvinkeln för en given insugsgeometri och ett givet Machtal kan bestämmas ur detta samband. Machtalet normalt mot stötvågen före respektive efter stötvågen ges av

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta, \quad M_{n2} = M_2 \sin(\beta - \theta), \quad (2.8)$$

där M_1 och M_2 är machtalerna före respektive efter stötvågen [10]. Det är normalkomponenten M_{n1} som avgör styrkan på stötvågen och därmed tryckförlusten. Genom att välja en geometri som ger en liten deflektionsvinkel θ hålls M_{n1} låg och tryckförlusterna minimeras. Efter den avslutande normalstötvågen ges det resulterande Machtalet av

$$M_2^2 = \frac{(\gamma - 1)M_1^2 + 2}{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)}, \quad (2.9)$$

vilket alltid ger ett subsoniskt Machtal för $M_1 > 1$ [10]. Detta är ett krav för att kompressorn ska kunna arbeta korrekt.

2.3 OpenVSP och VSPAERO

OpenVSP (Open Vehicle Sketch Pad) är ett CAD-verktyg (Computer-Aided-Design) utvecklat av NASA (National Aeronautics and Space Administration) för konceptuell

flygplansmodellering. Programmet möjliggör en snabb geometrisk modellering av flygplanskroppar, vingar och andra komponenter [11].

VSPAERO är ett aerodynamiskt analysverktyg integrerat i OpenVSP som löser flödet kring en geometri med hjälp av bland annat virvelgittermetoden (Vortex Lattice Method, VLM). Metoden approximerar lyftkraften genom att modellera vingen som ett nät av virvlar och förutsätter att luftflödet följer vingens yta utan separation. VSPAERO kan användas för att snabbt uppskatta aerodynamiska koefficienter såsom lyftkoefficienten C_L och luftmotståndskoefficienten C_D vid olika anfallsvinklar och Mach-tal [11].

2.4 Computational Fluid Dynamics (CFD)

CFD (Computational Fluid Dynamics) är en metod för numerisk lösning av de styrande flödesekvationerna genom diskretisering av ett kontinuerligt flödesfält [8]. I följande delkapitel presenteras den teoretiska bakgrund som ligger till grund för de simuleringar som utförs i denna studie.

2.4.1 Navier–Stokes, Eulers och energiekvationer

Navier–Stokes-ekvationerna

$$\rho \frac{D\mathbf{V}}{Dt} = -\nabla p + \rho \mathbf{g} + \mu \nabla^2 \mathbf{V}, \quad (2.10)$$

där $\mathbf{g}$ är gravitationaccelerationssvektorn och p är trycket, beskriver hur ett fluidflöde rör sig och utgör Newtons andra lag applicerad på ett fluidvolymelement. Vänsterledet representerar fluidens acceleration, där ρ är fluidens densitet och $\mathbf{V}$ är hastighetsvektorn. Första termen på högersida visar tryckgradientens påverkan på fluidens acceleration och andra termen är tyngdkraft. Den tredje termen beskriver hur inre friktion i fluiden motverkar rörelsen och jämnar ut hastighetsskillnader, där μ är viskositet [8].

Eulers ekvationer

$$\rho \frac{D\mathbf{V}}{Dt} = -\nabla p + \rho \mathbf{g}, \quad (2.11)$$

är en förenklad form av Navier–Stokes-ekvationerna där viskösa effekter försummas. Detta motsvarar antagandet om ett ovisköst flöde, vilket innebär att den viskösa termen i rörelsemängdsekvationen utelämnas [8].

Energiekvationen

$$\rho \frac{d\hat{u}}{dt} + p(\nabla \cdot \mathbf{V}) = \nabla \cdot (k \nabla T) + \Phi, \quad (2.12)$$

beskriver energibalansen i en fluid. Vänsterledet representerar förändringen av den inre energin hos en fluidpartikel. Första termen är materialderivatan av den specifika inre energin, medan den andra termen motsvarar tryckarbete vid kompression eller expansion. Högerledet beskriver värmeledning genom den första termen och viskös dissipation genom den andra termen [8].

2.4.2 Simcenter STAR-CCM+

Simcenter STAR-CCM+ är ett CFD-verktyg som numeriskt löser de styrande flödesekvationerna genom diskretisering av beräkningsdomänen. Domänen delas upp i ett stort antal kontrollvolymmer, där ekvationerna löses approximativt med finita volymmetoden. Ett beräkningsnät (mesh) genereras över området och kan bestå av exempelvis polyhedrala eller triangulära celler. Randvillkor specificeras för att beskriva inflöde, utflöde och omgivande flödesförhållanden. Vid simulering kan olika fysikmodeller väljas beroende på problemets natur, exempelvis ovisköst eller visköst flöde samt inkompressibla eller kompressibla förhållanden. Resultaten kan därefter visualiseras i form av grafer och scener. Vid import av CAD-geometrier kan programmet hantera STEP- och STL-filer. STL beskriver geometrin som en triangulerad approximation av ytan, medan STEP representerar geometrin exakt i volymform, vilket generellt ger högre geometrisk noggrannhet men till en högre beräkningskostnad [12].

3

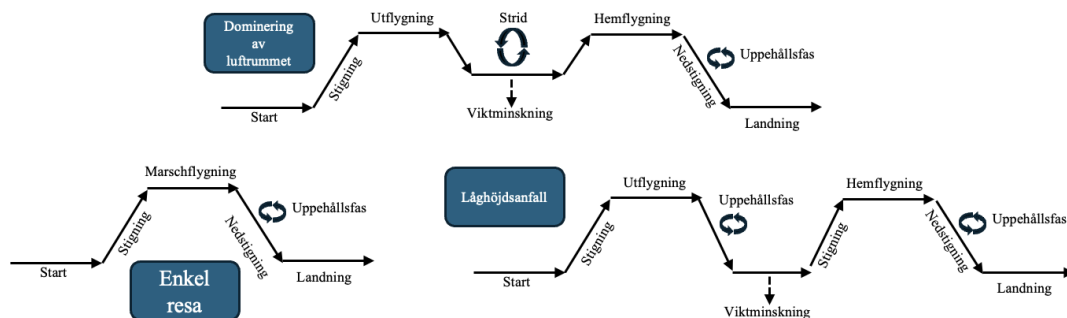
Teori för flygplanskonfigurering

I detta kapitel presenteras den teori som ligger till grund för projektets konceptuella flygplansdesign. Kapitlet behandlar uppdragsprofiler, inledande dimensionering av vikt och vingarea, vinggeometri, framdrivningssystem, landningsställ samt flygprestanda. Teorin utgör grunden för de dimensioneringsberäkningar och designval som presenteras i kapitel 5.

3.1 Uppdragsprofiler

En uppdragsprofil beskriver de flygfaser som ett flygplan genomför under ett typiskt uppdrag. Inom konceptuell flygplansdesign används uppdragsprofiler som ett centralt verktyg för att definiera olika prestandakrav som flygplanet måste uppfylla. Genom att definiera uppdraget i ett tidigt skede kan grundläggande designparametrar fastställas som möjliggör en första dimensionering av flygplanet [6].

Uppdragsprofiler delas upp i flera segment som tillsammans beskriver hela flygningen från start till landning (se figur 3.1). Varje segment ställer olika krav på exempelvis räckvidd, hastighet, lastförmåga och manöverförmåga. För militära flygplan är uppdragsprofilen ofta mycket mer komplex än för civila flygplan. Uppdrag som exempelvis dominering av luftrummet, låghöjdsanfall eller jakt har speciella ingående



Figur 3.1: Exempel på uppdragsprofiler för flygplan och tillhörande flygsegment som ligger till grund för dimensionering.

flygfaser. Dessa kan exempelvis vara maxfart, strid eller viktninskning. Sådana flygfaser ställer extra stora prestandakrav på flygplanet, vilket därför är viktigt att definiera i tidig designfas.

3.2 Dimensionering

Flygplanets inledande dimensionering görs i ett tidigt skede av flygplansdesignen och i syfte att uppskatta den storlek och vikt som krävs på flygplanet för att kunna upprätthålla kraven enligt kravspecifikationen.

Startvikten W_0 är avgörande för designen och beror på besättningsvikt W_{crew} , nyttolastvikt $W_{payload}$, bränslevikt W_{fuel} och tomvikten W_{empty} [6]. Startvikten beräknas enligt

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty}, \quad (3.1)$$

där W_{crew} och $W_{payload}$ ges från kravspecifikationen. W_{fuel} och W_{empty} beräknas iterativt genom att ta fram fraktioner av total startvikten som sedan leder till ett beräknat W_0 enligt

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}}. \quad (3.2)$$

Vidare beräknas bränsleviktsfraktionen $\frac{W_f}{W_0}$ enligt

$$\frac{W_f}{W_0} = \left(1 - \frac{W_x}{W_0}\right), \quad (3.3)$$

där $\frac{W_x}{W_0}$ motsvarar den totala uppdragsviktsfraktionen för hela uppdraget från start till slut och beräknas som produkten av viktfraktionerna för varje uppdragssegment i .

$$\frac{W_x}{W_0} = \prod_{i=1}^n \frac{W_i}{W_{i-1}} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \cdots \frac{W_n}{W_{n-1}}. \quad (3.4)$$

För att kunna ta fram startvikten i ekvation (3.2) behövs även tomviktsfraktionen $\frac{W_e}{W_0}$ som beräknas med

$$\frac{W_e}{W_0} = \text{AR} (W_{0,\text{lb}})^C K, \quad (3.5)$$

där AR är det framtagna vingförhållandet medan C och K är konstanter funna från Raymer [6]. Tillsammans utgör dessa fraktioner grunden för den iterativa beräkningen av flygplanets startvikt [6].

3.3 Vinggeometri

Vingens geometri definierar flygplanets planyta och är avgörande för flygplanets lyft och drag. Vid design av vingarna krävs det att först ta fram en geometri för vingprofilen som är avgörande. Vingprofilens geometri beskriver vingens tvärsnittsform och är därför viktiga för de lokala aerodynamiska egenskaperna såsom lyftkoefficienten

och motståndskoefficienten. Utöver vingprofilens geometri beskrivs vingens geometri av dess vingarea, spännvidd, vingförhållande, svepvinkel och avsmalningsförhållande (taper ratio). Dessa parametrar är avgörande för flygplanets aerodynamiska prestanda eftersom de påverkar vingens planform [6].

3.3.1 Vingförhållande AR

Vingförhållande AR (aspect-ratio) är förhållandet mellan vingarean S och vingens spännvidd b i kvadrat [6],

$$AR = \frac{b^2}{S}. \quad (3.6)$$

En tunn, lång vinge ger ett högt vingförhållande som medför mindre dragkraft för en viss lyftkraft. En bredare och kortare vinge ger ett lågt vingförhållande vilket leder till högre inducerat motstånd. Vingförhållandet är avgörande för vingens konfigurering eftersom det kan leda till energiförlust och virvelbildning. Vid ett högt vingförhållande ges lägre drag och ökad lyft i jämförelse med ett lågt vingförhållande [8].

3.3.2 Svepvinkeln Λ

Svepvinkeln Λ är den vinkeln som vingen lutar bakåt relativt flygplanets tvärsnittsplan. En svept vinge minskar lufthastigheten vinkelrät mot vingkanten, vilket fördröjer uppkomsten av stötvågor (se avsnitt 2.2.3). Detta reducerar vågmotståndet och är särskilt fördelaktigt vid transoniska och supersoniska hastigheter. Nackdelen med en ökad svepvinkel är försämrade lågfartsegenskaper eftersom lyftkraften minskar [6].

3.3.3 Medelaerodynamisk korda MAC

Den medelaerodynamiska kordan MAC är projicerad från sin position längs vingens spännvidd och är alltså en linje som är placerad längs flygplanets centrum. För en svept vinge kommer MAC:s framkant att vara placerad bakom rotkordans framkant. För att analysera flygplanets stabilitet och styrbarhet används MAC eftersom flera viktiga aerodynamiska referenspunkter utgår från dess placering [13].

3.3.4 Avsmalningsförhållande λ

Avsmalningsförhållandet definieras som förhållandet mellan vingens spetskorda och rotkorda. Rotkordan c_r är kordan vid vingfästet och spetskordan c_t är kordan vid vingpetsen. Formeln för avsmalningsförhållandet är

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}. \quad (3.7)$$

Förhållandet används för att visa hur luften fördelas längs vingen [6].

3.3.5 Klaffar

Klaffar (flaps) används för att öka vingens maximala lyftkoefficient $C_{L,max}$ vid låga hastigheter, speciellt vid landning. Där möjliggör klaffar en lägre stallhastighet, den lägsta hastigheten där planet genererar tillräcklig lyftkraft, vilket behövs för att flygplan med kraftigt svepta vingar ska kunna landa säkert med en rimlig landningshastighet [6].

Det finns flera olika typer av lyftökande system som vanligtvis används i flygplan, både framkantsklaffar (slats) och klaffar på baksidan av huvudvingen [6].

På konventionella flygplan separeras ofta funktionerna för lyftökning och rollkontroll (skevroder). Inom modern flygplansdesign kombineras dock ofta dessa funktioner i något som kallas flaperons, där samma roderyta används både för lyftökning och rullkontroll. Detta reducerar antalet skarvar i vingens yta, vilket är gynnsamt för radarsignaturen [6].

Nackdelen med flaperons är dock att rullkontroll och lyftökning kopplas ihop, vilket kan leda till kompromisser i prestanda. Vid stora klaffrörelser minskar exempelvis möjligheten till effektiv rullkontroll, och flygplan med krav på hög manövrerbarhet prioriterar därför att separera funktionerna [6].

För att beräkna det teoretiska bidraget från klaffarna används följande relation [6],

$$\Delta C_{L_{max, flap}} = \Delta C_{\ell_{max}} \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{H.L.}, \quad (3.8)$$

där $\frac{S_{flapped}}{S_{ref}}$ är andelen av vingens spännvidd som utrustats med klaffar, $\Lambda_{H.L.}$ är svepvinkeln vid roderfästet (hinge line sweep), och där $\Delta C_{\ell_{max}}$ är profilens maximala lyftkraftsökning som beror på vilket typ av klaff som används.

3.3.6 Vingprofil

Vingprofilen är tvärsnittet som definierar vingens form och förmågan att generera lyftkraft. För ett supersoniskt smygflygplan finns då två krav, att samtidigt minimera vågmotståndet vid överljudsfart samtidigt som geometrin ska bidra till en låg radarsignatur.

En vingprofil definieras av sin framkant (leading edge), bakkant (trailing edge), korda (chord) samt sin kurvatur (camber). Vid subsoniska hastigheter används ofta profiler med rundad framkant för att luftflödet ska följa vingens form vid höga anfallsvinklar utan att separera. Tack vare vingens krökning tvingas luften på ovansidan att accelerera och strömma snabbare än luften på undersidan. Enligt Bernoullis princip sjunker det statiska trycket på ovansidan och ett övertryck skapas på undersidan. Denna tryckskillnad resulterar i en lyftkraft [6].

För supersoniska flygplan förändras flödeskaraktären genom bildandet av stötvågor. För att minimera vågmotståndet krävs en profil med skarp framkant för att fästa

stötvågen vid nosen. En viktig parameter är profilens tjockleksförhållande t/c , vilket är maximala tjockleken på vingprofilen dividerat med dess korda. Ett lägre t/c -förhållande får svagare stötvågor och därmed ett minskat vågmotstånd [6].

3.4 Dragkraft-vikt-förhållande T/W

En av de mest kritiska parametrarna för ett stridsflygplan är dess dragkraft-vikt-förhållande T/W . Detta dimensionslösa tal definieras som kvoten mellan motorns maximala dragkraft och flygplanets totala vikt [6],

$$\frac{T}{W} = \frac{\text{Dragkraft [N]}}{\text{Vikt [N]}}. \quad (3.9)$$

Ett högt T/W förhållande är direkt avgörande för planets förmåga att accelerera och manövrera. För att uppnå tillräckligt hög dragkraft används ofta turbofläktmotorer utrustade med efterbrännkammare. En efterbrännkammare tillsätter bränsle till motorns utlopp vilket höjer avgasernas temperatur och därmed ökar dragkraften på bekostnad av högre bränsleförbrukning [6].

3.5 Utformning av luftintag hos supersoniska smygflygplan

Luftintag på supersoniska smygflygplan fyller två funktioner. Det första är att förse motorn med ett jämnt och stabilt subsoniskt luftflöde, och det andra är att minimera flygplanets radarsignatur. Dessa krav är delvis motstridiga och kräver kompromisser i utformningen [6].

För supersonisk flygning måste luften bromsas ned innan den når kompressorn. Som framgår i avsnitt 2.2.6 sker detta effektivast genom ett system av sneda stötvågor, skapade av kompressionsrampar i intaget följt av en avslutande normalstöt. Antal rampar och deras deflektionsvinklar dimensioneras med θ - β - M -sambandet för det dimensionerande Mach-talet. Målet är att hålla normalkomponenten M_{n1} låg vid varje stötvåg och därmed begränsa totaltrycksförlusterna [9].

Ur ett smygperspektiv så utgör kompressorns blad en stark radarreflektor. Det är därför fördelaktigt att hos smygflygplan utforma intagen som en S-formad kanal för att bryta radarsignalens siktlinje mot kompressorn [14]. S-formen medför däremot sekundärflöden och en ojämn tryckprofil vid kompressorns inlopp, varför areautvecklingen längs kanalen måste dimensioneras noggrant för att säkerställa ett stabilt inflöde [6].

Ytterligare en parameter som är viktig att ta i beaktning vid dimensioneringen av luftintag hos supersoniska smygflygplan är luftintagets infångningsarea. Denna måste dimensioneras utifrån en motorns nödvändiga massflöde $\dot{m}$. Massflödet genom intaget ges av kontinuitetsekvationen, där ρ är luftdensiteten, V är hastigheten och A är

infångningsarean [6], [10],

$$\dot{m} = \rho V A. \quad (3.10)$$

Detta ger den nödvändiga arean

$$A = \frac{\dot{m}}{\rho V}. \quad (3.11)$$

Motorns massflödeskrav tillsammans med flygförhållandena vid designpunkten bestämmer därmed minsta infångningsarean för ett luftintag.

3.6 Landningsställ

Den dominerande konfigurationen för landningsställ hos moderna jaktflygplan är idag ett trepunktsställ. Det består av ett noshjul och två huvudhjul vilket ger stabilitet vid markkörning samt goda start- och landningsegenskaper [6]. För att ett flygplan med trepunktsställ ska stå stabilt på marken måste tyngdpunkten ligga framför huvudhjulen. Enligt Raymer [6] bör vinkeln mellan en vertikal linje genom huvudhjulsaxeln och en linje från axeln till tyngdpunkten i dess mest bakre läge vara minst 15° .

Viktfördelningen mellan noshjul och huvudhjul är kritisk för hanterbarheten hos ett flygplan. Om noshjulet hanterar över 20% av vikten blir det svårt att lyfta planets framdel vid start. Skulle noshjulet istället hantera mindre än 5% av vikten kommer hjulet inte få tillräckligt med fäste för att styra planet på marken. Det optimala förhållandet ligger mellan 8-15% [6].

För att säkerställa ett flygplans stabilitet mot sidovind och vid svängning på marken definieras en kantringsvinkel. Denna vinkel beräknas mellan tyngdpunkten och huvudhjulen i förhållande till markplanet. Gränsvärdet för att undvika att ett flygplan välter vid normala markoperationer är 30° [6].

3.7 Flygprestanda

För att dimensionera flygplan krävs att man definierar olika flygfall där start, landning och marschfart är mest kritiska. En viktig parameter för landningsförmågan är stallhastigheten V_{stall} , som ofta estimeras utifrån en önskad landningshastighet V_{app} [6],

$$V_{stall} = \frac{V_{app}}{1,3}. \quad (3.12)$$

Utifrån stallhastigheten kan den maximala lyftkoefficienten som krävs vid landning beräknas [6],

$$C_{L,max,krav} = \frac{2W}{\rho S V_{stall}^2}. \quad (3.13)$$

För analys av flygplanets effektivitet under marschflygning och stigning används lyft-till-drag förhållandet L/D . Vid jämn marschfart balanseras flygplanets dragkraft

T mot luftmotstånden D enligt [6],

$$T = D = qSC_D. \quad (3.14)$$

Vid stigning krävs mer dragkraft för att övervinna tyngdkraften, och dragkraftsförhållandet T/W kan då approximeras som en funktion av lyft-till-drag-förhållandet L/D och stigningsvinkel γ_{climb} enligt [6],

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} + \sin(\gamma_{climb}). \quad (3.15)$$

3.8 Framtagning av vikter

Flygplanets vikt är en avgörande del i flygplanskonfigureringen, eftersom den bland annat bestämmer flygplanets räckvidd, prestanda och manöverförmåga. Vikten på flygplanet delas in i delområden såsom struktur $W_{struktur}$, framdrivningssystem $W_{framdrivning}$, nyttolast $W_{nyttolast}$ och utrustning $W_{utrustning}$. Delvikterna uttrycks ofta som viktfraktioner i förhållande till flygplanets startvikt för att det ska gå att analysera om flygplanet kommer kunna uppnå den dimensionerade startvikten. Viktfraktionen ser ut på följande vis

$$\frac{W_i}{W_0}, \quad (3.16)$$

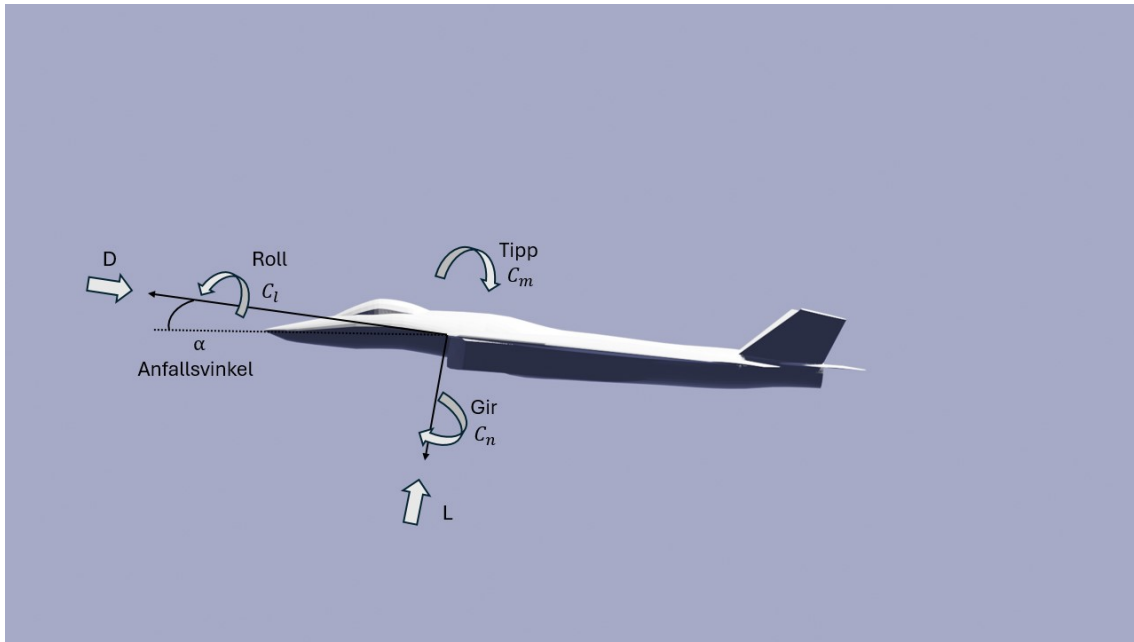
där W_i är vikten för delområdet i och W_0 är startvikten. För att kunna jämföra den framtagna viktfraktionen med den dimensionerande vikten beräknas även tomvikten. Tomvikten är den totala summan av vikten av strukturen, framdrivningssystemen och utrustningen,

$$W_{beräknad, tomvikt} = W_{struktur} + W_{framdrivning} + W_{utrustning}. \quad (3.17)$$

Viktuppskattningen sker innan flygplanets konstruktion är fastställd och därför tillämpas både empiriska och semi-empiriska samband för att uppskatta vikten.

3.9 Stabilitet och jämvikt

Ett flygplan kan rotera kring tre huvudaxlar: längdaxeln, tväraxeln och vertikalaxeln, vilket motsvarar roll-, tipp- respektive girrörelse (se figur 3.2). Kring dessa axlar utförs momentjämvikts- och stabilitetsanalys. Momentjämvikt innebär att summan av moment är noll [6].



Figur 3.2: Figuren illustrerar flygplanets rotationsrörelser kring dess tre huvudaxlar samt definitionen av anfallsvinkeln α . Lyftkraften L verkar vinkelrätt mot friströmmen medan motståndskraften D verkar parallellt med strömningsriktningen.

Stabilitetsanalysen undersöker hur flygplanet reagerar på små störningar från sitt jämviktsläge. För longitudinell stabilitet summeras samtliga tippmoment kring flygplanets tyngdpunkt. För stabilitet krävs att derivatan av tippmomentkoefficienten med avseende på anfallsvinkel $C_{m\alpha}$, är negativ. Detta innebär att flygplanet motverkar en störning i tipp och återgår mot jämviktsläget. På motsvarande sätt beräknas stabilitet i gir- och rolled med avseende på sidglidningsvinkel, som är vinkeln mellan inkommande ström och flygplanets längdaxel [6].

Moderna stridsflygplan konstrueras ofta med reducerad statisk stabilitet, eller till och med instabilitet, för att möjliggöra hög manöverförmåga. Det innebär att momentkoefficienterna istället ska vara positiva. Stabiliteten upprätthålls istället med hjälp av aktiva reglersystem [6].

4

Teori om radar

Radar, som är en förkortning av radio detecting and ranging [5], vilket översatt blir ungefär detektering och avståndsmätning med radiovågor (författarnas egna översättning). Radarn utvecklades kraftigt under andra världskriget och idag finns det en mängd olika typer av radar för olika användningsområden. Radar kan bland annat användas för att hjälpa till med trafikstyrning i hamnar och flygplatser, användas för att styra avfyrning av vapen eller finna fienden. Den främsta anledningen till att radar utvecklades var just för att kunna övervaka sitt eget luftrum eller vatten för att upptäcka fienden [5].

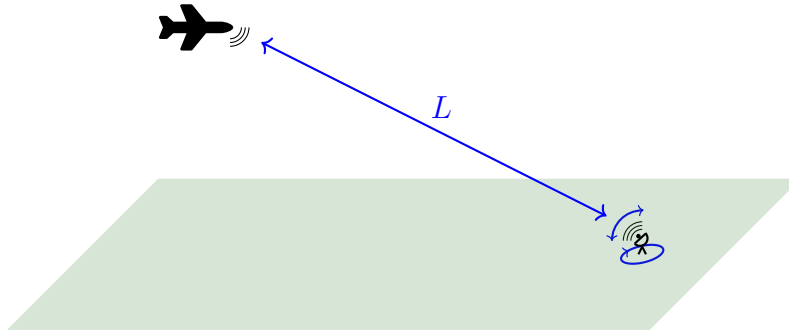
Mekanismen bakom radar är relativt enkel. Den går ut på att stråla ut en radiovåg mot ett objekt som reflekterar denna och detektera när ekot når tillbaka till sändaren [5]. Längden vågen har färdats är då två gånger längden mellan radioenheten och det reflekterande objektet. Radiovågor, som är elektromagnetiska vågor, färdas med ljusets hastighet. Detta gör att man kan skriva längden som radiovågor färdas som

$$2L = c \cdot \Delta t, \quad (4.1)$$

där L är distansen, Δt är tiden det tar från att vågen sänds ut till ekot kommer tillbaka och c är ljusets hastighet. För att exakt kunna fastställa positionen i förhållande till radioenheten måste också två rymdvinklar för objektet mätas. Detta görs genom att notera vilken riktning radarenheten är i vid mätningen, vilket figur 4.1 illustrerar.

Det finns flertalet olika typer av radar, både i tekniken de använder, vilka signaler man skickar ut och hur de är uppbyggda. Signalerna som sänds ut av radarenheten kan vara kontinuerliga eller komma i form av pulser [5]. Vilken frekvens signalerna har kan också variera baserat på distansen som den ska verka i. Vanliga frekvenser som används är frekvenser under 100MHz för långdistansradar till över 100GHz för mer högupplösta radarbilder.

Det förekommer även olika radartyper när det kommer till mottagare och sändare [5]. Det vanligast förekommande är en radar vars sändare och mottagare fysiskt befinner sig på samma ställe, kallad monostatisk radar, detta gör beräkningar om position enkla. Det förekommer också radartyper med mottagare och sändare inte är placerade på samma plats, kallad bistatisk radar. Det kan också förekomma varianter med flera mottagare som är placerade på olika platser.



Figur 4.1: Ett objekt som är längden L ifrån radarenheten, för att bestämma dess position med radarn behöver L som är kopplad med tiden t mellan tidpunkten en signal sänds ut och ekot kommer tillbaka, och två rymdvinklar mäts. Figuren illustrerar detta i ett exempel.

4.1 Elektromagnetisk fältteori

Grunden för radarvågors, det vill säga elektromagnetiska vågor, beteende ges av Maxwells ekvationer [15]. Maxwells ekvationer består av: Gauss lag för elektriska fält (det elektriska fältet betecknas $\mathbf{E}$)

$$\nabla \cdot (\varepsilon \mathbf{E}) = \rho_{EM}, \quad (4.2)$$

Gauss lag för magnetfält (det magnetiska fältet betecknas $\mathbf{B}$)

$$\nabla \cdot \mathbf{B} = 0, \quad (4.3)$$

Faradays induktionslag

$$\nabla \times \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t}, \quad (4.4)$$

och Ampère-Maxwells lag

$$\nabla \times \mathbf{B} = \mu \mathbf{J} + \mu \varepsilon \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t} \quad (4.5)$$

[16]. I Maxwells ekvationer används konstanterna för permittiviteten för mediet ε och permeabiliteten μ . Strömtätheten $\mathbf{J}$ används också, strömtätheten kan i ledande material fås från

$$\mathbf{J} = \sigma_{cond} \mathbf{E}, \quad (4.6)$$

där σ_{cond} är ledningsförmåga.

Från Maxwells ekvationer kan vågekvationen tas fram [16]. I vakuum, det vill säga då det inte finns några laddningar ($\rho_{EM} = 0$) eller någon elektrisk ström ($\mathbf{J} = 0$) och med permittiviteten respektive permeabiliteten för vakuum (det vill säga $\varepsilon = \varepsilon_0$, $\mu = \mu_0$), erhålls vågekvationerna för elektriska och magnetiska fältet genom att ta rotationen ($\nabla \times$) på Faradays lag (ekvation 4.5) respektive Ampère-Maxwells lag (ekvation 4.4). Vågekvationen blir

$$\mu_0 \varepsilon_0 \frac{\partial^2 \mathbf{E}}{\partial t^2} - \nabla^2 \mathbf{E} = 0, \quad (4.7)$$

respektive

$$\mu_0 \varepsilon_0 \frac{\partial^2 \mathbf{B}}{\partial t^2} - \nabla^2 \mathbf{B} = 0. \quad (4.8)$$

Observera att ljushastigheten i vakuum c_0 kan kopplas till permittiviteten och permeabiliteten för vakuum $c_0 = (\varepsilon_0 \mu_0)^{-1/2}$.

4.1.1 Spridning av elektromagnetiska fält

Spridning av elektromagnetiska fält mot objekt sker lite olika beroende på storleken på objektet som vågorna sprids mot [5]. Storleksparametern

$$\alpha_{EM} = \frac{2\pi r}{\lambda_{EM}}, \quad (4.9)$$

bestämmer hur strålningen med våglängd λ_{EM} sprids mot ett objekt med storlek r . För små objekt ($\alpha_{EM} \ll 1$) sprids strålningen enligt Rayleigh. För $\alpha_{EM} \approx 1$ Mie-sprids strålningen och $\alpha_{EM} \gg 1$ sprids det geometriskt eller optiskt.

Rayleighspridning och Miespridning sprider den elektromagnetiska vågen åt olika håll. Det är först i den geometriska zonen man kan anta att elektromagnetiska vågor beter sig som strålar och kan använda strålapproximationen [5].

4.1.2 Approximationer för elektromagnetisk fältteori

För att undersöka hur elektromagnetiska vågor interagerar med objekt utgår man från vågekvationen med lämpliga randvillkor för objektet [15]. Dessa randvillkor behöver ta hänsyn till objektets form och material, samt mediet runt objektet. Lösningar till vågekvationen blir snabbt komplexa och analytiska lösningar är inte alltid möjliga. Istället använder man numeriska metoder och approximationer för att göra lösningarna möjliga att beräkna.

En mycket vanlig approximation är att approximera luft som vakuum. Detta är möjligt då varken permittiviteten eller permeabiliteten för luft skiljer sig mycket från det för vakuum. För luft är $\varepsilon \approx 1,0006\varepsilon_0 \approx \varepsilon_0$ [16] och $\mu \approx 1.000\,000\,37\mu_0 \approx \mu_0$ [17]. Luftens permittivitet och permeabilitet skiljer sig med mindre än 1 promille från vakuumets, medan användandet av värdena för vakuum förenklar vågekvationen mycket.

Approximationer gällande andra material är vanliga, det är vanligt att anta att en metall är perfekt ledande ($\sigma_{cond} \rightarrow \infty$) [15]. Detta gör beräkningarna enklare, då $\mathbf{E} = 0$ i materialet, vilket inte gäller för en inte perfekt ledande metall. Att $\mathbf{E} = 0$ kommer ifrån att i en perfekt ledande metall så kan laddningar förflytta sig för att motverka $\mathbf{E}$ -fältet utan förluster. Ett annat resultat av en perfekt ledande metall är att det mot ytan tangentiella $\mathbf{E} = 0$.

En annan vanlig approximation är planvågsapproximationen [15]. Om en våg kommer från en källa som är långt borta från objektet, kan vågen ofta approximeras som

plan, särskilt om källan är sfäriskt strålande. I denna approximation antar man att vågen har samma fas över ett givet plan i rummet och att dess propagationsriktning är parallell med plannormalen. Detta förenklar analysen av vågens interaktion med objektet avsevärt. Planvågsapproximationen gäller endast på stora avstånd från källan, när faser för vågen över objektet kan försummas.

4.2 Detektionsavstånd för radar

Det maximala avståndet en radar kan detektera ett mål är

$$R_{max} = \left(\frac{P_t G^2 \lambda_{EM}^2 \sigma}{(4\pi)^3 P_{min}} \right)^{1/4}, \quad (4.10)$$

baserat på den minsta möjliga detekterbara signalen P_{min} , då sändaren har uteffekten P_t , förstärkning G , våglängd λ_{EM} och radarmålyta σ (mer om detta i avsnitt 4.3) [5]. En minskning av radar cross section till 1/16 leder till att det maximala avståndet ett objekt kan detekteras på minskar till hälften.

4.3 Radar cross section

Radar cross section (σ) är ett mått på hur stort ett föremål uppfattas vara baserat på dess radarreflektioner [5]. Den matematiska definitionen av detta är

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{P_s}{P_i}, \quad (4.11)$$

där P_s är den spridda effekten per enhets solid vinkel och P_i är den infallande effekten per ytenhet på målet. Gränsvärdet $R \rightarrow \infty$ används för att måttet inte ska bli en funktion av avståndet från målet. Enheten är m^2 , men det är vanligt att ange den som dBsm, det vill säga decibel per kvadratmeter.

Storleken på σ beror på många olika faktorer, en av dem är vinkeln man observerar objektet ifrån [5]. I olika vinklar reflekteras olika mycket effekt av radarn i olika riktningar, vilket gör att σ varierar. En annan effekt är våglängd, då våglängden avgör hur det elektromagnetiska fältet interagerar med objektet. Även objektets material spelar roll, där vissa är bättre reflektorer än andra.

4.4 σ för olika objekt

Intensiteten för radarreflektioner i olika riktningar varierar kraftigt med olika former av objekt, ju mer komplexa objekt, desto svårare blir det att uppskatta hur radarreflektionen kommer att vara [14]. För objekt med en storlek så att objektets interaktion med elektromagnetiska vågor kan beskrivas optiskt kan man finna några approximativa generella samband presenterade i tabell 4.1. Den enklaste uppskattningen är den för en perfekt ledande sfär, där reflektionens intensitet är direkt kopplad till sfärens storlek. Generellt är storleken på reflektionen kopplad till storleken av objekt. För

att minska reflektioner är därför ett mindre objekt oftast bättre. Kanter och hörn kan bidra till reflektioner också, men dessa har mindre effekt än en plan yta.

I tabell 4.1 framgår att σ är relativt stor för plana ytor och retroreflektorer, medan den är betydligt mindre för en konspets. En rak kant uppvisar ett mellanliggande värde. För både den plana ytan och retroreflektorn beror σ på arean A , men på olika sätt: för den plana ytan bestäms σ av hela ytans area, medan den för retroreflektorn beror på den effektiva area som bidrar till att reflektera den infallande vågen tillbaka mot källan.

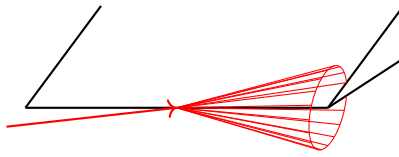
För en kant är situationen annorlunda, då σ enbart beror på kantens längd L och, till skillnad från de övriga fallen, inte direkt på våglängden λ_{EM} . För en konspets beror σ däremot både på våglängden och på konens halvvinkel α_{kon} , vilket innebär att små förändringar i geometri kan ge stora variationer i reflektionsstyrkan. För en perfekt ledande sfär att σ motsvarar dess största genomskärningsarea, det vill säga πr^2 , vilket gör den till ett av de enklaste fallen att analysera.

Tabell 4.1: Tabell som jämför approximativa σ för olika geometrier, omarbetad från Knott [14]. Tabellen visar hur σ varierar för olika geometrier, då källan och observationen sker från samma punkt.

Spridnings- geometri	Infall (orientering)	Approximativ RCS
Perfekt ledande sfär med radie r	Godtyckligt infall	$\sigma = \pi r^2$
Plan platta	Infall vinkelrätt mot plattan	$\sigma \approx \frac{4\pi A^2}{\lambda_{EM}^2}$
Rak kant på platta	Infall vinkelrätt mot kanten, $\mathbf{E}$ i planet av plattan	$\sigma \approx \frac{L^2}{\pi}$
Konspets	Infall längs med symmetriaxeln	$\sigma \approx \frac{\lambda_{EM}^2}{\sin^4(\alpha_{kon}/2)}$
Retroreflektor	Infall längs symmetriaxeln	$\sigma \approx \frac{4\pi A}{\lambda_{EM}^2}$

Olika former sprider strålning i olika riktningar. Plana ytor sprider strålning spekulärt [5], strålning sprids som ljus i en spegel. Reflektionen sprids endast tillbaka till källan om ytan är vinkelrät mot observationsvinkeln.

För en kant sprids endast energi tillbaka mot källan då källan befinner sig i ett plan vinkelrätt mot kanten [5]. Generellt sprider en kant energin i en kon, Kellerkonen. Kellerkonen är den kon vars halvvinkel, vinkeln mellan konens symmetriaxel och konens mantelarea, är lika stor som den vinkel som är mellan kanten och den inkommande strålningen, detta syns i figur 4.2. Konens symmetriaxel ligger längs med kanten.



Figur 4.2: Illustration av kellerkonen vid diffraktion mot en kant.

Spridningen från ett hörn är generellt mycket svagare än den från ett plan eller en kant [5]. Ett hörn sprider generellt energi relativt isotropiskt, vilket innebär att det sprider ungefär likformigt i alla riktningar.

Retroreflektorer är ett speciellt fall när två eller fler ytor möts med 90° vinkel sinsemellan [5]. Då bildas en reflektor som reflekterar tillbaka strålningen tillbaka mot källan. För en retroreflektor bestående av två plana ytor med en 90° vinkel kommer reflektionen tillbaka till källan om källan befinner sig i planet som är vinkelrätt mot skarvlinjen mellan planen. Med tre plan som alla har en inbördes rät vinkel finns det flera vinklar utöver dessa plan som kan ha en stark reflektion.

4.5 Metoder för att minska σ

Två effektiva sätt att minska RCS för ett föremål är formgivning/shaping och att använda radarabsorberande material [5].

Formgivning utgår från att minska radarvågen som strålas tillbaka mot radarn genom att geometriskt forma planet så att den reflekterade vågen riktas bort [5]. Detta är det som främst kommer att påverka aerodynamiken av flygplanet då detta ställer krav på form. Flertalet plan som utvecklats med denna tekniken får ett annorlunda utseende i jämförelse med mer klassiskt byggda flygplan. Detta är också något som behöver tas i beaktning tidigt i designprocessen då formen på planet kommer påverka många av planets andra egenskaper såsom lyftkraft och manöverförmåga.

Ett annat sätt att minska RCS är med radarabsorberande material [5]. Dessa material omvandlar energin i den inkommande strålningen till värme. Genom att göra detta minskar den tillgängliga energin i den reflekterade vågen, vilket leder till ett minskat radareko.

Även vissa andra tekniker som aktiv och passiv reducering av den våg som reflekteras [5]. Då de är en våg kan man med en annan våg med samma amplitud och våglängd, förskjuten med en halv våglängd släcka ut reflektionen. Detta kan göras både passivt endast med reflektioner och aktivt med en egen sändare. Detta är dock mycket svårt för en komplex geometri som ett flygplan.

4.6 Metoder för att uppskatta σ

Det finns flera sätt att utvärdera effektiviteten av åtgärderna för att minska σ [5]. Den effektivaste är test på en fysisk modell i den miljö som objektet kommer verka i. Detta är inte alltid möjligt, av både ekonomiska och tidsmässiga skäl. Att varje gång en ändring av designen görs behövs det tillverkas en fullskalig fungerande modell. Detta är både kostsamt och tidskrävande. Därför behövs det metoder för att uppskatta σ utan att behöva göra fullskaliga mätningar. En metod är att tillverka en mindre modell och göra mätningar på den, då behöver man se till att resultaten blir skalbara. En annan metod är simuleringar.

4.6.1 Fysikalisk optik

Fysikalisk optik (översättning från engelskans physical optics (PO)) är en approximation som ligger mellan geometrisk optik, som inte alls tar hänsyn till vågegenskaperna, och en fullständig lösning till elektromagnetiska vågproblemet [5]. Approximationen utgår från en infallande plan våg, vars styrka ges ifrån strålapproximationen i geometrisk optik, samt den ström som induceras på ytan på objektet av den infallande vågen. Den ström som induceras är källan till reflektionen och kommer därmed leda till att energi strålar tillbaka.

Fysikalisk optik har dock svårt för kantdiffraktion, den approximerar att endast ström induceras på de sidor som är synliga från vågens infallsvinkel [5]. Modellen funkar bäst för objekt som är större än våglängden. Den ger mer information om radarreflektionen än geometrisk optik, när den även tar hänsyn till viss diffraktion även om all information om diffraktion inte kan ges. Anledningen till att små detaljer inte tas hänsyn till är att fysikalisk optik förutsätter att varje punkt i en yta beter sig som en punkt i ett oändligt stort ledande plan. Denna approximation funkar endast när ytan är mycket större än våglängden.

Det finns stora begränsningar eller brister med teorin bakom fysikalisk optik [5]. Kantdiffraktion ignoreras helt, dock kan bidrag från dessa approximeras med andra metoder och adderas vid utvärderandet av σ . Att den inte klarar kantdiffraktion beror på att metoden baserar sig på att integrera strömmar över en yta och inte vad som sker när denna yta tar slut. Skugggränsen, området där objektet går från belyst till ej belyst av radarn approximeras av fysikalisk optik som en diskontinuitet. När det är belyst kan det ha strömmar, medans när de är i skuggan ger metoden den ett nollvärde, och detta ger inget bidrag till σ . Detta kan ge ett felaktigt bidrag, främst på objekt med mjuka övergångar från skugga till belyst område, såsom sfärer eller andra jämnt krökta ytor.

Icke-optiska fenomen ger begränsningar till fysikalisk optik, då den är en optisk approximation [5, 18]. Den har svårt att se effekterna av strömmar som färdas längs med långa släta ytor då det elektriska fältet har en komponent tangentiell mot ytan. När detta sker kommer ytan att fungera som en stor antenn, vilket kommer att ge en stor radarsignatur. Den undersöker också bara effekten då vågorna reflekteras

en gång. Det förekommer i mer geometriskt komplicerade fall flertalet reflektioner, vilket kan uppstå både i rätvinkliga hörn, men även i kaviteter såsom luftintag på plan.

Fysikalisk optik använder approximationen för en perfekt ledare och fjärrfältsapproximationen som säger att den infallande vågen är en plan våg [5, 18, 19]. Det antas även att det är vakuum runt objektet, vilket ger att $\mathbf{H}$ och $\mathbf{E}$ är vinkelräta mot varandra och vinkelräta mot fältets propagationsriktning $\mathbf{k}$. Det inducerade fältet på en punkt på yta antas vara som för ett oändligt stort plan som tangerar ytan i den punkten. De tangentiella komponenterna är

$$\hat{n} \times \mathbf{E} = 0, \quad (4.12)$$

$$\hat{n} \times \mathbf{H} = 2\hat{n} \times \mathbf{H}_i \quad (4.13)$$

där $\hat{n}$ är ytans normal och $\mathbf{H}_i$ är det infallande magnetiska fältet. Denna gäller för den belysta delen av objektet, den obelysta delen ges nollvärden.

Det spridda fältet från detta blir då

$$\mathbf{E}_s(\mathbf{r}) = \frac{ik\eta}{4\pi} \frac{e^{ikr}}{r} \int_S \hat{s} \times (\hat{s} \times \mathbf{J}_s) e^{-ik\hat{s} \cdot \mathbf{r}'} dS, \quad (4.14)$$

med

$$\mathbf{J}_s = 2\hat{n} \times \mathbf{H}_i. \quad (4.15)$$

[5, 18, 19]. Med detta kan man få fram σ med

$$\sqrt{\sigma} = -i \frac{k}{\sqrt{\pi}} \int_S \hat{n} \cdot (\hat{s} \times \hat{h}_i) e^{ik\mathbf{r}' \cdot (\hat{s}_i - \hat{s})} dS. \quad (4.16)$$

där k är vågtalet, $\mathbf{r}$ är positionsvektorn ytelementet dS , Z_0 är impedansen i vakuum, ψ_0 är inkommande vågens amplitud, $\hat{i}$ och $\hat{s}$ är enhetsvektorer i infallande respektive spridd riktning och $\hat{h}_i$ och $\hat{e}_r$ är enhetsvektorn längs med infallande magnetfältets polarisation respektive mottagarens polarisation.

Med flera andra vanliga approximationer, till exempel att objektet består av en perfekt ledande metall och planvågsapproximationen, diskuterade i avsnitt 4.1.2, kommer inte programvara som betraktar objekt med fysikalisk optik ge en exakt värde av σ men kan ge en uppskattning [5].

4.6.2 Physical theory of diffraction

Physical theory of diffraction (PTD), utvecklat av den sovjetiske fysikern Pyotr Ufimtsev, utgår från fysikalisk optik med målet att korrigera för vissa av begränsningarna hos fysikalisk optik för att ge en bättre uppskattning av spridningen av det elektromagnetiska fältet [5]. Det utgår från att behandla de icke uniforma strömmarna vid skarpa kanter och andra diskontinuiteter.

Metoden utgår från resultaten av den exakta lösningen vid spridningen av en oändlig kil [20]. Den tar den exakta Sommerfeldlösningen för denna spridning (en lösning

på detta elektromagnetiska fältproblem framtagna av Arnold Sommerfeld), och subtraherar det bidrag som fysikalisk optik har tagit hänsyn till, med denna metod kan man brygga gapet mellan fysikalisk optik och den exakta lösningen för kanter.

Strömmen längst ut mot kanten kommer gå mot 0, genom att lägga till en linjeformad strömkälla längs med kanten som motverkar det bidrag som fysikalisk optik antar, det vill säga att ytan är oändligt lång [20]. Denna strömkälla kan då fungera som en källa till strålning. Detta kan simuleras med en faktor på strömmen från fysikalisk optik. Diffraktionskoefficienten för beräkning av kantströmmen ges utav

$$D(\theta_i, \theta_s) = -\frac{e^{-i\pi/4}}{2\sqrt{2\pi k}} \left[\frac{1}{\cos\left(\frac{\theta_s - \theta_i}{2}\right)} + \frac{1}{\cos\left(\frac{\theta_s + \theta_i}{2}\right)} \right], \quad (4.17)$$

vilken är härledd från det teoretiska fallet av en oändlig kil [5, 21, 22]. Infallande fältet kommer med vinkel θ_i mot kilen och observeras i θ_s . Genom att multiplicera denna faktor med den inducerade strömmen från fysikalisk optik kan kantströmmen approximeras. Det strålade elektriska fältet ges utav

$$\mathbf{E}(\mathbf{r}) = \int_L \mathbf{J}(s) G(\mathbf{r}, \mathbf{r}'(s)) ds, \quad (4.18)$$

för kant med längd L i $\mathbf{r}$ [18, 19]. Den använder Greens funktion för de fria rummet

$$G(\mathbf{r}, \mathbf{r}') = \frac{e^{ik|\mathbf{r} - \mathbf{r}'|}}{4\pi|\mathbf{r} - \mathbf{r}'|}. \quad (4.19)$$

Genom att addera detta bidrag av de elektriska fältet till bidraget från fysikalisk optik fås det totala elektriska fältet.

Det bör noteras att diffraktionskoefficienten ovan är härledd från ett tvådimensionellt problem med en oändlig kil [5]. Detta innebär att både infalls- och observationsriktningarna antas ligga i ett plan som är vinkelrätt mot kanten. För ett tredimensionellt problem med godtycklig geometri kan denna begränsning hanteras genom att projicera både infalls- och observationsriktningarna på planet som är ortogonalt mot kanten. Diffraktionskoefficienten kan därefter appliceras på dessa projektioner, vilket möjliggör en approximativ generalisering till tredimensionella fall.

En mer generell och rigorös formulering ges dock av Uniform Theory of Diffraction (UTD), där diffraktionskoefficienten uttrycks i en uniform form som är giltig även i närheten av skugggränder och för godtyckliga tredimensionella infalls- och observationsriktningar.

I praktiken innebär detta att riktningarna projiceras enligt

$$\hat{s}_\perp = \hat{s} - (\hat{s} \cdot \hat{t})\hat{t}, \quad \hat{s}_{i,\perp} = \hat{s}_i - (\hat{s}_i \cdot \hat{t})\hat{t}, \quad (4.20)$$

där $\hat{t}$ är tangentvektorn längs kanten.

Detta är också en approximativ metod, men den är en förbättring från fysikalisk optik [5]. Den lider dock av samma begränsningar som fysikalisk optik gällande

antagande av material, medium, infallande våg och så vidare. Detta har också antagit en kilvinkel på 180° , det vill säga ett halvplan, men kan generaliseras för kilar av andra vinklar.

4.6.3 Numeriska lösningar till vågekvationen

För att få ett exakt svar bör man utgå från vågekvationerna (ekvation 4.7 och 4.8) [23]. Med en exakt geometri, kunskap om material och vågmediumets egenskaper samt kunskap om radarn man vill modellera kan man med hjälp av vågekvationen ställa upp ett problem för att finna en mer exakt lösning. Dock kan endast några få enkla geometrier ge en analytisk lösning. Geometrier såsom en enkel sfär, plan yta eller cylinder kan lösas. För andra problem finns metoder för numeriska lösningar som är mer eller mindre exakta. Finite-Difference Time-Domain (FDTD), Finite Element Method (FEM) och Method of Moments (MoM) är några metoder som kan lösa problemet numeriskt.

De numeriska metoderna går ut på att dela in rummet där objektet befinner sig eller objektets mantelyta i små diskreta volymer eller ytor och beräkna deras bidrag [23]. För dessa volymer eller ytor approximeras fältet lokalt. För att ge ett bra resultat bör volymerna eller ytorna vara i storleken av en bråkdel av den våglängd man undersöker. Detta leder till att datamängden växer snabbt med storleken och frekvensen.

Dessa metoder kan snabbt bli oanvändbara för stora objekt då antalet element växer med längden och inversen av våglängden i kubik, eller i alla fall i kvadrat [23]. För ett objekt som ett flygplan leder detta snabbt till stora mängder data. Detta gör det ibland orealistiskt eller dyrt att genomföra dessa beräkningar.

5

Metod

Metoden byggde på en iterativ process som börjar med grova uppskattningar, referensvärden och rekommenderade designval från Raymer [6]. Processen smalnade sedan av i datorberäkningar och en mer detaljerad geometri.

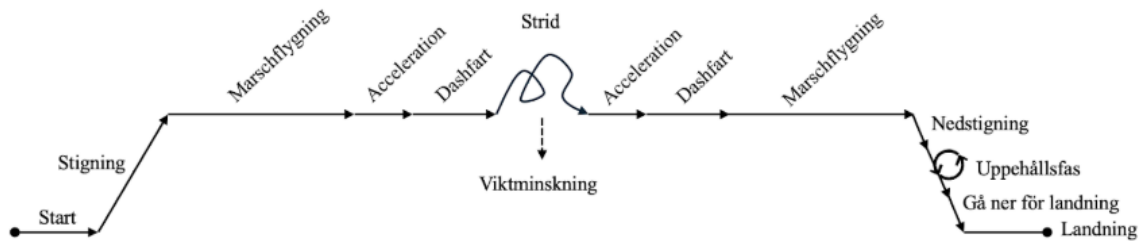
5.1 Uppdragsprofil och kravsättning

För att introducera arbetet har en uppdragsprofil skapats, vilket som tidigare nämnt i kapitel 3.1, är en profil som beskriver det uppdrag som flygplanet ska utföra under sin flygning. Inspirationen till uppdragsprofilen hämtades från Raymer [6]. Den uppdragsprofil som skapades baseras på nedanstående rutt:

1. Start
2. Stigning
3. Marschflygning
4. Acceleration till dashfart
5. Strid
6. Vapenavfyrning
7. Acceleration till dashfart
8. Marschflygning
9. Nedstigning
10. Uppehållsfas
11. Nedstigning
12. Landning

Uppdragsprofilen visualiseras i figur 5.1 med de olika faserna som beskrevs ovan.

De olika stegen i uppdragsprofilen som visas i figur 5.1 representerar flygsträckan från start till landning. Respektive fas ställer olika krav på flygplanets aerodynamiska egenskaper och smygförmåga. Stigningsfasen ställer krav på dragkraft och hastighet medan dashflygningen vid supersoniska hastigheter sätter krav på räckvidd och bränsleförbrukning. Strid och vapenavfyrning ställer krav på manöverförmåga och radarsignatur under kritiska förhållanden. De avslutande faserna nedstigning, uppehåll och landning ställer krav på stabilitet och styrbarhet vid reducerade hastigheter.



Figur 5.1: Den framtagna uppdragsprofilen för flygplanet som förklarar det uppdrag flygplanet ska uppnå under sin flygning.

5.1.1 Kravspecifikation

Kravställningen utgick från olika steg i uppdragsprofilen. Som primär referens användes JAS 39C Gripen [24] eftersom flygplanet i projektet ska vara anpassat för en svensk miljö. Flera av värdena justerades dock för att undvika att dimensionera flygplanet för hårt samt för att bättre motsvara egenskaperna hos ett smygflygplan.

Gripens startsträcka är cirka 400 meter [24], men detta betraktas som en specifik egenskap snarare än ett faktiskt krav. Inom det svenska flygbassystemet BAS 90 definieras en kortbana som 800 meter [25]. En startsträcka på 600 meter bedömdes därför som ett rimligt krav. Landningssträckan för Gripen är ungefär 500 meter, och detta valdes som krav eftersom det inte var dimensionerande i kravdiagrammet (se avsnitt 5.1.2).

Gripens stigförmåga användes som referens, men endast 55 procent av detta togs med i kravsättningen eftersom full Gripen-prestanda gav en alltför hård dimensionerad design och Gripen har en mycket hög stigningsförmåga. Vidare listas Gripens stigningsförmåga ej som ett krav utan ett prestandamått som troligtvis är under mycket goda förhållanden [24].

Uthållen sväng (sustained turn) är ett stridsrelaterat krav och innebär att flygplanet ska kunna bibehålla en viss fart under en sväng där det utsätts för g-krafter. G-krafter är accelerationen som verkar på flygplanet relativt jordens gravitation. Enligt Raymer [6] är 4-5 g-krafter vid Mach 0,9 ett vanligt krav. Därför valdes 4 g vid Mach 0,9 för detta projekt.

Det är svårt att hitta tillförlitlig information om marschhastigheten för andra stridsflygplan. I detta arbete bedöms flygplanet endast behöva en subsonisk marschfart eftersom supersoniska flygningar ger sämre smygegenskaper. Marschfarten sattes därför till Mach 0,8.

De framtagna kraven användes som dimensionerande parametrar genom hela designprocessen och har sammanställts i en kravspecifikation som visar alla krav och deras referenser, se tabell A.2.

Tabell 5.1: Kravspecifikation med krav utifrån uppdragsprofilen. Kraven är satta utifrån referensvärden från flygplan och litteratur.

Krav	Värde	Beskrivning	Referens
Startsträcka	600 m	Rullängd för att lyfta, dimensionerande egenskap.	Gripen C [24], [25]
Landningssträcka	500 m	Rullängd för att landa och stanna, dimensionerande egenskap.	Gripen C [24]
Maxfart	Mach 2	Krav på högsta möjliga flyghastighet.	Gripen C [24]
Marschflygning	Mach 0,8	Fart avsedd för flygning till och från olika mål.	Gripen C [24]
Räckvidd	3000 km	Maximal räckvidd utan bränsletankning.	Gripen C [24]
Stigförmåga	5500 m, <2 min	Förmåga att stiga till operativt flygläge på 5500 m.	Gripen C [24]
Startvikt	<17 000 kg	Total vikt vid start.	Gripen C [24]
Uthållen sväng	Mach 0,9, 4g	Den fart som planet ska klara vid en sväng med 4 g-krafter.	Raymer [6]

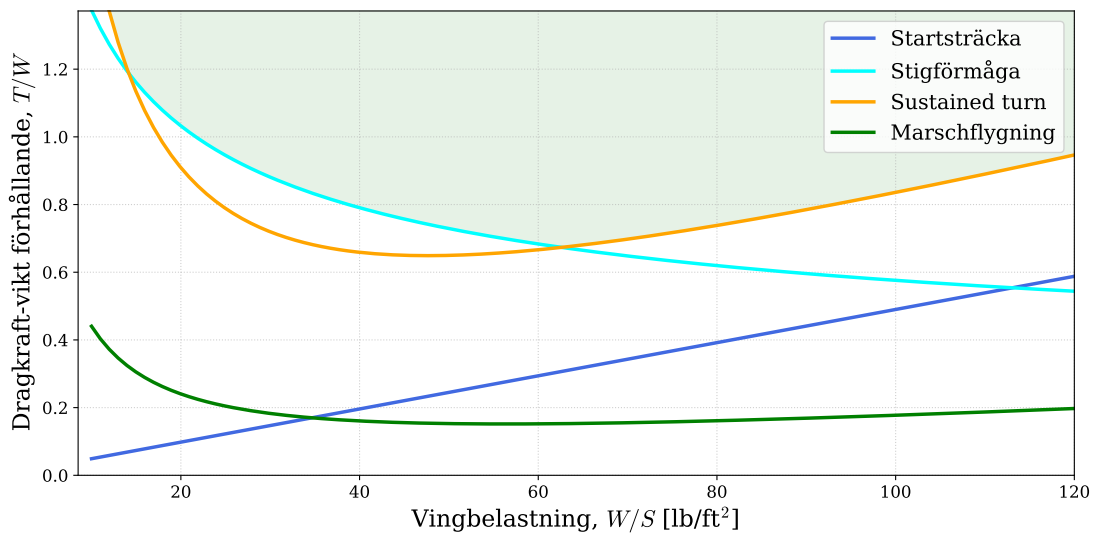
5.1.2 Kravanalys

Kravdiagrammet fungerar som en visuell karta över flygplanets kravspecifikation och identifierar vilka prestandakrav som är dimensionerande för designen. Diagrammets främsta syfte är att hitta den optimala kombinationen av vingbelastning W/S och dragkraft-vikt-förhållande T/W .

I diagrammet (se figur 5.2) skapades ett godkänt grönmärkat designområde ovanför kravlinjerna. Ett flygplan som presterar inom detta området uppfyller alla satta krav. Inom detta område valdes en designpunkt som säkerställer att flygplanet uppfyller samtliga krav med minsta möjliga motorstorlek och vingarea. Genom att designpunkten valdes kunde vingens referensarea S_{ref} fastställas utifrån flygplanets totalvikt W_0 ,

$$S_{ref} = \frac{W_0}{W/S}. \quad (5.1)$$

För beräkningarna användes höjdberoende data för luftens densitet. Maximal lyftkraftskoefficient $C_{L,max}$ bestämdes utifrån figur 5.3 i Raymer [6, s. 86]. Vidare antogs Oswalds effektivitetsfaktor e ha värdet 0,6 vilket är ett representativt värde för jaktflygplan [6, s. 92]. Det maximala lyft-till-dragförhållandet $(L/D)_{max}$ hämtades från figur 3.6 i [6, s. 22]. Beräkningarna genomfördes i Python.



Figur 5.2: Diagram som visar förhållandet mellan dragkraft-vikt-förhållande T/W och vingbelastning W/S . Det grönmärkade området representerar den tillåtna designrymden där samtliga prestandakrav är uppfyllda.

5.1.3 Krav gällande radarsynlighet

Även för ett flygplans radarsynlighet kräver arbetsprocessen att krav för radarsynligheten definierades upp för att kunna finna prioriterade arbetsområden. Det utgick från de tidigare ställda kraven (se avsnitt 5.1) för att finna krav för radarsynlighet.

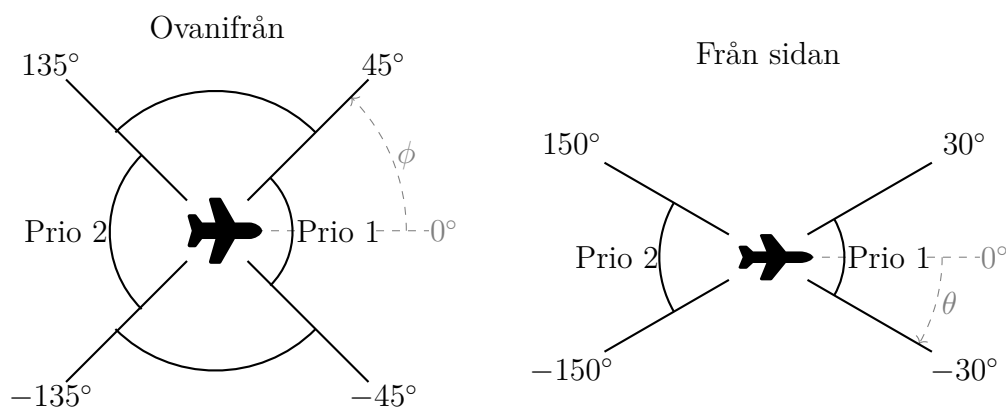
De områden som valdes att ha dämpad radarsignatur för var fronten och aktern av planet. Dessa valdes då majoriteten av tiden kommer planet flyga mot eller ifrån fienden. Formgivning möjliggör att ha dämpad radarsignatur åt vissa riktningar, samtidigt som radarsignaturen måste öka åt andra riktningar. Dock valdes de områden med högre radarsignatur med omsorg.

Att ha en ökad radarsignatur för radarenheter som observerar planet rakt ovanifrån eller underifrån är oundvikligt då ett flygplan har stora plana ytor vars normal pekar åt dessa riktningar, till exempel vingar. Dock kan man göra dessa riktningar få, så att flygplanet kan observeras så sent som möjligt. Om planet observeras tillräckligt sent hinner fienden inte reagera innan man lämnar området.

Tiden man kan observera ett flygplan rakt nedifrån är mycket kortare än den tid du kan observera ett plan framifrån om planet flyger i en rak linje över dig. Detta är intuitivt. Tänk dig att du färdas i en bil på en motorväg, saker som befinner sig framför bilen tycks röra sig långsamt och man hinner observera objektet länge i förhållande till om de skulle befinna sig bredvid bilen. Detta fenomen gjorde det möjligt att tillåta en förhöjd radarsignatur i vissa väl valda riktningar.

Med samma resonemang tilläts en förhöjd radarsignatur även åt sidan. De områdena där radarsignaturen skulle minskas ges utav $\phi \in [135^\circ, 225^\circ]$ och $\phi \in [-45^\circ, 45^\circ]$ då

$\theta \in [-30^\circ, 30^\circ]$, där ϕ är vinkeln som ligger i det plan vingytan spänner upp, där $\phi = 0^\circ$ är framåt och $\phi = 180^\circ$ är bakåt. θ är den vinkel i höjdlid, som utgår från nosen av planet i matematisk positiv riktning. Skiss över de prioriterade riktningarna syns i figur 5.3.

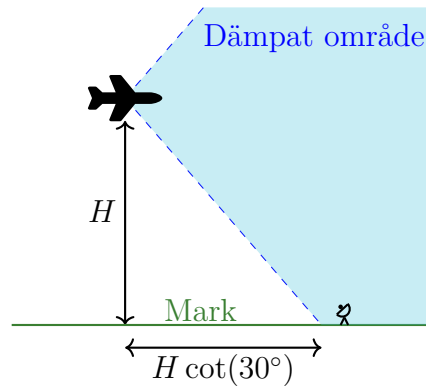


Figur 5.3: Skiss över de riktningar av flygplaner som anses behöva ha mindre radarsynlighet och prioriteringar mellan dessa. Till vänster syns planet ovanifrån. I samma plan som planet ligger prioriteras först och främst att minska radarreflektionerna framifrån, sedan bakåt och sist åt sidan. Till höger syns planet från sidan, där prioriteras inte radarreflektionerna uppåt och nedåt.

De exakta vinklarna i höjdlid valdes för att ge ett rimligt mål, som också ger effekt i verkligheten. Blir vinklarna eller ytorna där man minskar radarreflektionerna för små ger det ingen effekt i verkligheten, utan planet kommer att vara lika upptäckbart av radar som ett motsvarande plan som inte fått någon behandling för att minska radarreflektioner.

Med valet $\theta \in [-30^\circ, 30^\circ]$ innebar det att vid plan flygning kommer flygplanet vara dolt för en radarenhet på marken på en distans av $H \cot 30^\circ$ där H är höjden planet flyger på. Vid flygning på 10 000 m höjd kommer en radarenhet som befinner sig minst 17 320 m framför planet att se en dämpad radarsignatur, detta visas i figur 5.4.

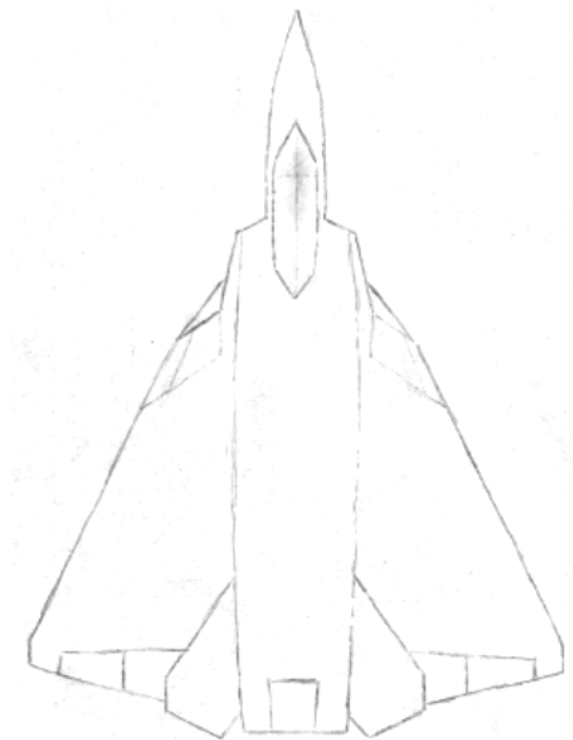
Att dämpa radarsignaturen med formgivning i vissa riktningar förutsatte en monostatisk radar, en radar där mottagare och sändare befinner sig på samma fysiska plats [5]. Om man ska ta hänsyn till bistatisk radar, en radar där sändare och mottagare ej befinner sig på samma fysiska plats utan är separerade, så skulle det genast bli mer komplext. För bistatisk radar finns det inget generellt samband mellan var sändaren och mottagaren befinner sig. Detta gör att metoden att försöka motverka att inkommande radarvågor reflekteras tillbaka till sin källa, som formgivning bygger på, meningslös, för det är inte där mottagaren befinner sig. Därmed betraktades inte bistatisk radar. På grund av tidsbegränsningar beaktades endast formgivning och inte andra metoder som radarsignaturdämpning med radarvågsabsorberande material.



Figur 5.4: Visualisering av de punkter som kommer befinna sig i ett område där målet är att flygplanets radarsignatur ska vara dämpad. När planet flyger på höjden H kommer radarenheter på marken som befinner sig $H \cot(30^\circ)$ framför befinna sig i området.

5.2 Konceptuell utformning

Som ett första steg i designprocessen togs handskisser fram för att uppskatta en tidig geometri. Skisserna låg sedan till grund för den tidiga modelleringen i OpenVSP, där geometrin sedan vidareutvecklades utifrån de beräkningar och krav som dök upp. Två av de tidiga skisserna visas i figurerna 5.5 och 5.6, där den första visar flygplanet ovanifrån och den andra visar flygplanet från sidan.



Figur 5.5: Handskiss över flygplanet ovanifrån.



Figur 5.6: Handskiss på flygplanet från sidovyn.

5.3 Dimensionering

Metoden som användes för den inledande dimensioneringen var den som presenteras i Raymer [6], ekvationerna som används är således ekvation 3.1-3.5 som presenteras i kapitel 3. Fas-fraktionerna är tagna från Raymer och presenteras i kapitel 3 i boken [6]. Genom att beräkna fram viktfraktionerna för faserna i uppdragsprofilen, tomvikten och bränslevikten kunde den dimensionerande startvikten tas fram. Beräkningarna genomfördes iterativt i Python där parametrar approximerades initialt av bland annat geometri och aerodynamiska parametrar från flygplan såsom JAS Gripen C [26], och värden från appendix E i Raymer [6]. I senare skede, då flygplanets konfigurerings och geometri fastställts, kan dessa parametrar uppdateras med mer detaljerade värden från den framtagna designen.

Processen började med att uppskatta startvikten, vapenlast och pilotens vikt och sedan beräknades tomvikts-, fas- och bränslefraktion fram. Då kunde en ny uppskattning av startvikten tas fram och därefter pågick iterationen fram tills dess att den uppskattade vikten och den beräknade startvikten konvergerade.

5.4 Modellering av geometri

Först modellerades flygkroppen. För att uppnå låg radarsignatur krävdes intern vapenlast, vilket medförde att flygkroppen behövde vara större än den hos JAS 39 Gripen, som använder yttre vapenbalkar [27]. Därför valdes F-35 som inspiration för flygkroppens storlek och volym [28]. Vid den initiala geometriska modelleringen stod det snabbt klart att Gripens vingspann och vingyta skulle vara för små i förhållande till den större flygkroppen. Vingspannet justerades därför i kravdiagrammet och i den initiala dimensioneringen för att ta fram en ny minsta erforderlig vingyta.

Modelleringen av flygplanet utfördes i programmet OpenVSP. Det första steget i OpenVSP var att sätta pappersskissen som bakgrund för att kunna göra en initial form på flygplanet. Genom geometri-trädet sattes sedan en flygplanskropp (fuselage) in i modellen. Genom sektioner i kroppen och användning av formen “General Fuselage” modellerades kroppen från början likt F-35an, men allt eftersom designprocessen gick framåt genomfördes ändringar för att passa den tänkta utformningen och kravspecifikation, och flygkroppen designades successivt om helt och hållet.

Vingar lades sedan till på modellen genom att forma dem efter skissen. Sektioner skapades även här för att kunna variera svepvinkeln samt vingkordan.

5.4.1 Val av motor

För att beräkna prestanda, luftintag och den totala vikten fastställdes en motor. Kravdiagrammet i figur 5.2 visar att kraven för manövrering var dimensionerande i jämförelse med kraven för startsträcka och marschflygning. För att planet ska hamna inom diagrammets godkända område måste T/W förhållandet vara minst 0,7. Vidare avgränsades alternativen till enmotoriga konfigurationer för minskad vikt och bättre T/W förhållande. Motorer från Kina och Ryssland har inte betraktats på grund av säkerhetspolitiska skäl.

Utifrån dessa kriterier valdes turbofläktmotorn General Electric F110-129 [29]. Denna motor, som även används i bland annat F-15 och F-16, har en vikt på 1 680 kg och levererar en maximal dragkraft på 129 kN med efterbrännkammare. Detta ger flygplanet ett T/W -förhållande på 0,77 vid den dimensionerande vikten 17 000 kg.

En kritisk parameter för den fortsatta designen av flygplanets luftintag är motorns maximala luftbehov. Vid full efterbrännkammare uppgår det maximala massflödet till 122,4 kg/s med ett bypassförhållande på 0,76. Detta värde är definierat på havsnivå under standardatmosfär, vilket representerar motorns högsta möjliga luftförbrukning.

5.4.2 Landningsställ

Designen av planets landningsställ är utformat som ett trepunktsställ. Beräkningarna för att placera hjulen bygger på planets geometri samt Raymers principer [6].

Flygplanets längd uppskattades från OpenVSP till 16 m. Tyngdpunktens position x_{cg} uppskattas ligga 8,15 m bakom nosen. Höjden på tyngdpunkten h_{cg} beräknades till 1,8 m genom att addera längden på huvudlandningsstället med längden till mitten av flygkroppen. När tyngdpunktens position var känd, applicerades Raymers principer. För att nå statisk stabilitet placerades huvudhjulen bakom tyngdpunkten. Distansen mellan nosen och huvudhjulet x_m beräknades med hänsyn till vinkeln på 15° ,

$$x_m = x_{cg} + h_{cg} \cdot \tan(15^\circ) = 8,63 \text{ m.}$$

Noshjulets placering x_n är beräknad för att hantera 12 % av planets totala vikt. Genom att en momentberäkning kring huvudhjulen ställdes upp kunde distansen från nosen till noshjulet lösas ut och beräknas,

$$x_n = x_m - \frac{x_m - x_{cg}}{0,12} = 4,6 \text{ m.}$$

Bredden mellan huvudhjulen b_m dimensioneras så att kantringsvinkeln understiger 30° , vilket ger nödvändig stabilitet mot sidokrafter. Då formeln gav avståndet mellan

tyngdpunkten och ett av hjulen, multiplicerades resultatet med 2 för den totala spårvidden,

$$b_m = 2 \cdot h_{cg} \cdot \tan(30^\circ) = 2,7 \text{ m.}$$

5.4.3 Flygprestanda

Kravet på landningshastigheten (approach speed) sattes till 130 knop (241 km/h), och det kan sedan kopplas till stallhastigheten genom ekvation 3.12,

$$V_{stall} = \frac{V_{app}}{1,3} = 51,46 \text{ m/s.}$$

Med hjälp av denna hastighet räknades sedan $C_{L,max,kraV}$ för landning ut enligt ekvation 3.13,

$$C_{L,max,kraV} = \frac{2W}{\rho S V_{stall}^2} = 1,51.$$

Vid marschfart analyseras flygplanets aerodynamiska prestanda genom lyft-till-drag-förhållande. Från VSPAERO i OpenVSP erhöles $L/D_{max} = 11$ när anfallsvinkeln är 6 grader. Vid denna vinkeln var $C_L = 0,15$. Dragkraften beräknas enligt ekvation 3.14 till

$$D = q S C_D = 10440 \text{ N.}$$

Vid marschflygning gäller då att dragkraften balanseras av motorkraften ($T = D$), vilket enligt ekvation 3.15 ger

$$\frac{T}{W_{cruise}} = \frac{10}{147} \approx 0,07.$$

För stigning antas L/D lägre och approximeras enligt ekvation 2.4,

$$\frac{L}{D_{climb}} \approx 0,75 \cdot \frac{L}{D_{max}} = 0,75 \cdot 11 \approx 8,3.$$

T/W för stigning med en önskad stigningsvinkel på 5° beräknas i med hjälp av ekvation 3.15,

$$\frac{T}{W_{climb}} = \frac{1}{8,3} + \sin(5^\circ) \approx 0,21.$$

5.4.4 Dimensionering av luftintag

Luftintagen dimensionerades i två steg. Först för supersonisk flygning vid Mach-talet $M = 2$ med två primära syften, att förse motorn med ett stabilt och subsoniskt luftflöde samt att minimera flygplanets radarsignatur. Som det beskrivs i avsnitt 2.2.6 uppnås hastighetsminskningen från supersoniskt till subsoniskt flöde effektivast genom ett system av sneda stötvågor följt av en avslutande normalstöt. Detta begränsar också totaltrycksförlusterna jämfört med en enda normalstöt.

I detta fall valdes en ramp, med en deflektionsvinkel $\theta = 6^\circ$. Stötvågsvinkeln $\beta = 34^\circ$ bestämdes från θ - β - M -sambandet (ekvation 2.7). Normalkomponenten av Mach-talet beräknades sedan enligt ekvation 2.8,

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta = 2 \cdot \sin(34^\circ) \approx 1,118.$$

Mach-talet efter den sneda stötvågen beräknades i två steg. Först beräknades normalkomponenten enligt ekvation 2.9, där $\gamma = 1,4$ värmekapacitetsförhållandet för luft,

$$M_{n2}^2 = \frac{(\gamma - 1)M_{n1}^2 + 2}{2\gamma M_{n1}^2 - (\gamma - 1)} \approx 0,806,$$

$$M_{n2} \approx 0,898.$$

Sedan återställdes det totala Mach-talet, enligt ekvation 2.8,

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta - \theta)} = \frac{0,898}{\sin(28^\circ)} \approx 1,91.$$

Det kvarstående supersoniska flödet bromsades slutligen ned till en subsonisk hastighet genom en avslutande normalstöt. Eftersom hela $M_2 = 1,91$ nu är normalkomponenten används ekvation 2.9 direkt,

$$M_3^2 = \frac{(\gamma - 1)M_2^2 + 2}{2\gamma M_2^2 - (\gamma - 1)} = \frac{0,4 \cdot 3,648 + 2}{2,8 \cdot 3,648 - 0,4} \approx 0,353,$$

$$M_3 \approx 0,594 < 1.$$

Detta Mach-tal är subsoniskt, vilket uppfyller kravet på inflödet till kompressorn.

Därefter dimensionerades luftintagens infångningsarea utifrån den valda motorns nödvändiga massflöde på 122,4 kg/s. Som avsnitt 5.4.1 beskriver är detta det massflöde som motorn kräver vid havsnivå under en standarddag. Det valda designfallet var start vid Mach 0,3 på havsnivå, detta representerar ett kritiskt och realistiskt fall. Luftdensiteten $\rho = 1,2255 \text{ kg/m}^3$ och ljudhastigheten $a = 340,3 \text{ m/s}$ hämtades från tabell A.6 i [10]. Från definitionen av Mach-talet (ekvation 2.5) ges flyghastigheten:

$$V = M \cdot a = 0,3 \cdot 340,3 = 102,1 \text{ m/s}.$$

Den totala infångningsarean beräknas enligt ekvation 3.11:

$$A_{\text{tot}} = \frac{\dot{m}}{\rho V} = \frac{122,4}{1,2255 \cdot 102,1} \approx 0,978 \text{ m}^2.$$

Då flygplanet använder sig av två symmetriska sidointag, blir infångsarean per intag:

$$A_{\text{intag}} = \frac{A_{\text{tot}}}{2} \approx 0,49 \text{ m}^2.$$

Utöver stötvågssystemet och infångningsarean togs även hänsyn till radarsignatur vid dimensioneringen av luftintagen. I enlighet med avsnitt 3.5 valdes en S-formad kanal, detta för att bryta radarsignalens siktlinje mot kompressorn. Intagen modellerades därefter i OpenVSP utifrån de framtagna dimensionerande kraven.

5.4.5 Klaffar

För att dimensionera den nödvändiga klaffytan användes data för den framtagna modellen i OpenVSP. Simuleringar i VSPAERO visade initialt att $C_{L,max, clean} \approx 0,4$ vid en anfallsvinkel på 15° och en hastighet på 51 m/s.

För att uppfylla kravet på $C_{L,max,krav} = 1,51$ beräknades först det nödvändiga bidraget från klaffarna enligt:

$$\Delta C_{L,max,req} = C_{L,max,krav} - C_{L,max, clean} = 1,51 - 0,4 = 1,11.$$

$\Delta C_{L,max}$ räknas sedan ut genom ekvation 3.8, och för att uppfylla kraven måste alltså $\Delta C_{L,max,flap} \geq \Delta C_{L,max,req}$.

Enligt tabell 12.2 i Raymer [30] ger spaltklaffar (slotted flaps) $\Delta C_{\ell,max} = 1,3$ medan enkelklaff (plain flap) ger ett lägre värde på $\Delta C_{\ell,max} = 0,7$. Detta betyder alltså att en spaltklaff är bättre i en ren lyftsynpunkt, nackdelen är dock att spaltklaffar är mer mekaniskt komplicerade jämfört med enkla klaffar. Spaltklaffar valdes ändå eftersom den högre lyftkoefficienten behövs och prioriteras.

Eftersom alla värden förutom $S_{flapped}$ är kända, kan nu ekvation 3.8 skrivas om till följande för att få ut hur stor andel av vingarna som behöver täckas av klaffar för att uppnå tillräckligt extra lyftkoefficient, där $\Lambda_{H.L}$ är vinkeln på gångjärnslinjen för klaffarna (hinge line), vilken sätts till samma vinkel som bakkanten på vingen, alltså 13 grader:

$$\frac{S_{flapped}}{S} = \frac{\Delta C_{L,max,req}}{\Delta C_{\ell,max} \cdot \cos(\Lambda_{H.L})} = \frac{1,11}{1,3 \cdot \cos(13^\circ)} \approx 0,88.$$

Detta betyder alltså att om enbart klaffar på TE (trailing edge, bakkanten av vingen) används så behöver 88 % av TE täckas av klaffar, något som inte är önskvärt då skevroder ska få plats. Detta hade kunnat lösas med kombinerade klaff- och skevroder (flaperons), något som dock medför sämre styrförmåga eftersom ytan då måste kompromissa mellan att generera lyftkraft och kontrollera rollrörelse. Därför lades istället framkantsroder till på hela framkanten med $\Delta C_{\ell,max} = 0,3$ från tabell 12.2 [30]:

$$\Delta C_{L,max,framkant} = \Delta C_{\ell,max} \cdot \frac{S_{flapped}}{S} \cdot \cos(57^\circ) = 0,3 \cdot 1 \cdot \cos(57^\circ) \approx 0,16.$$

Bakkantsklaffarna behöver nu bara bidra med:

$$\Delta C_{L,max,req,bakkant} = 1,11 - 0,16 = 0,95.$$

Därmed blir ytan för bakkantsklaffarna istället:

$$\frac{S_{flapped}}{S} = \frac{\Delta C_{L,max,req}}{\Delta C_{\ell,max} \cdot \cos(\Lambda_{H.L})} = \frac{0,95}{1,3 \cdot \cos(13^\circ)} \approx 75\%.$$

Minst 75 % av bakkanten av vingen behöver alltså täckas av klaffar, vilket är ett rimligt värde för ett stridsflygplan med deltavinge och resterande 25 % kan då användas för skevroder. Detta konfigurerades sedan på modellen av flygplanet i OpenVSP och simuleringar kördes.

5.4.6 Vingprofil

För att optimera flygplanets prestanda för både subsonisk och supersonisk fart undersöktes först i Raymer [6] vilka vingprofiler som är relevanta för projektets typ av flygplan [6]. Tester utfördes sedan på olika vingprofiler i OpenVSP och fokus låg på att finna en geometri med hög lyftkraft vid subsonisk fart och som samtidigt gav minimalt vågmotstånd i det transsoniska och supersoniska området. Efter tester valdes vingprofilen NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) 64A104 ($a = 0,8$ mod). Profilen implementerades digitalt i OpenVSP genom att definiera vingens tvärsnitt bland de förvalda vingprofilerna. Tjockleken och kurvaturen optimerades dock och för att minska vågmotståndet vid supersoniska hastigheter sattes profilens maximala tjocklek till 4 %. NACA 6-serien har också goda egenskaper för laminär strömning och optimerades för att maximera L/D vid marschfarten på Mach 0,8 innan övergången till supersonisk fart.

5.4.7 Interna laster

Vapenutrymmet är internt, vilket kräver en större flygkropp. Vapenutrymmets dimensioner måste rymma vapnen, avfyrningsmekanismer, strukturella komponenter samt nödvändig marginal. Vapenutrymmena antas likna lösningen i F-35 Lightning II, som har två parallella luckor under flygkroppen [31]. Det antas även finnas ett separat utrymme för en kanon på ovansidan strax bakom cockpit.

Ett typiskt uppdrag antas bestå av fyra BVR-missiler och två WVR-missiler. Akronymerna BVR (Beyond Visual Range) och WVR (Within Visual Range) beskriver strid bortom respektive inom synhåll. Det antas att BVR-missilerna placeras i ett utrymme och WVR-missilerna i det andra. Vidare antas att missilerna i BVR-utrymmet placeras två på höjden och två på bredden. Gripens vapen kommer användas som referens för dimensionering. Då rapporten avgränsas till jaktplan kommer inte attackvapen användas. Vapnen kommer alltså endast vara luft-till-luft. BVR-missilen antas vara en MBDA Meteor och WVR-missilen en IRIS-T [27].

Meteor är störst och kommer därför dimensionera utrymmet. Diametern är 0,178 m [32]. För att ta hänsyn till launcher, struktur och nödvändig marginal antas ett extra utrymme på 1 m. Längden på MBDA Meteor är cirka 3,7 m. Med ett extra utrymme på 0,5 m för vapenbalk och marginal blir den totala längden för BVR-utrymmet därför 4,2 m.

Mauser BK-27 är 2,31 m lång med bredd på 296 mm och höjd på 246 mm [33]. Efter att ha lagt till marginaler och kapsel blir dimensionerna för vapenutrymmena de som visas i tabell 5.2. Det bör nämnas att påläggen är en grov uppskattning då det

inte finns pålitliga källor för detta eftersom det är säkerhetsklassat. Dimensioner och vikt för vapnen finns men resten är uppskattade utifrån bilder av existerande interna vapenutrymmen.

Tabell 5.2: Uppskattning av vapenutrymmenas dimensioner.

	Bredd [m]	Djup [m]	Längd [m]
Centralutrymme	1,4	1,4	4,2
Kanonutrymme	0,3	0,25	2,31

Vikten för en Meteor-missil är 190 kg, 87,4 kg för IRIS-T och 102,5 kg för Mauser BK-27 [32] [33] [34]. Den totala vapenlasten blir alltså cirka 1037,3 kg. Den totala vapenmassan används senare i detaljerad dimensionering och tyngdpunktsanalys.

5.4.8 Metod för jämvikt och stabilitet

För att analysera flygplanets jämviktsläge och stabilitet implementerades ekvationer från Raymer [6] i Python. Jämviktsanalysen begränsades till den longitudinella riktningen (tipp). Gir- och rulljämvikt antogs vara triviala på grund av flygplanets geometriska symmetri och symmetriska flygtillstånd. I stabilitetsanalysen undersöktes samtliga tre rotationsaxlar: tipp, gir och roll. Analyserna utfördes i marschflygning, vilket innebär att dragkraftstermer försumrades. Samtliga aerodynamiska koefficienter beräknades VSP AERO. För trimanalysen användes en anfallsvinkel på $\alpha = 2^\circ$. För stabilitetsanalysen approximerades derivatorna genom att beräkna koefficienter för intervallet $\alpha, \beta \in [-1^\circ, 4^\circ]$ och därefter bestämma medelvärdesderivator numeriskt. Tyngdpunkten placerades vid $x_{cg} = 8, 15$ m från nosen i samtliga beräkningar.

5.5 Minskning av radarsignatur

För att minimera flygplanets radarmålyta (RCS) integrerades smygtekniska principer i den geometriska modelleringen i OpenVSP. Metodiken gick främst ut på att kontrollera reflektionsvinklar genom vedertagna tekniker på flygplanets geometri [5]. Den mest centrala metoden var att minimera antalet unika vinklar som flygplanet har. I praktiken innebar det att man skulle försöka få vingarnas fram- och bakkant samt stjärtfenornas kanter parallella med varandra. En annan central metod som användes för att undvika skarpa hörn och vinkelräta hörn, till exempel mellan vinge och flygplanskropp.

För att minska radarekon från sidan valdes vinklade vertikala stjärtfenor (V-tails). Dessa vinklades utåt och placerade lite innan de horisontella stjärtfenorna istället för direkt ovanför. Detta för att undvika dubbla studs av radarsignaler mellan de vertikala och horisontella fenorna.

5.6 Datorprogram för uppskattning av σ

För att undersöka radarsignaturen av planet användes ett program skrivet i Matlab, baserat på ett program skrivet av Jesper Oppelstrup för detta arbete. Programmet använder fysikalisk-optik approximationen för att uppskatta radarvågornas interaktioner med objektet. Programmet finns beskrivet i appendix, avsnitt A.1.

Datorprogrammet har en funktion där det efter varje simulering går att studera bidraget som varje del av objektet (varje facett som objektet är uppdelat i) har till den totala radarsignaturen, då infallet sker från en viss rymdvinkel. Med denna information kan justeringar göras till formen på objektet för att uppnå den önskade radarsignaturen.

5.6.1 Alternativa program för uppskattning av σ

I studien användes programmet beskrivet i föregående avsnitt. Dock finns det en rad andra metoder för att bestämma σ , några beskrivna i kapitel 4. Tillämpningar med både PTD (Physical theory of diffraction) och numeriska lösningar av vågekvationen har undersökts i olika omfattningar.

Att göra ett tillägg med PTD till det redan existerande program som uppskattar σ försöktes. Utmaningar med att definiera kanter uppstod dock då programmet utgick från en stl-fil, som beskriver objekt med hjälp av plana facetter. Dessa facetter har då kanter mellan sig. En böjd eller välvd yta kommer dela upp sig i flertalet plana facetter, och då bestå av flertalet kanter. Vid användning av en förenklad form av PTD, där programmet endast tar hänsyn till att skarpa kanter ger ett bidrag, skulle det behöva skilja på kanter i den ursprungliga modellen och kanter som endast uppstår då modellen konverteras till en stl fil. Detta program skapades dock aldrig i ett användbart tillstånd.

Även numeriska lösningar, främst med användning av kommersiell programvara, bl.a. Altair Feko [35]. Program som dessa använder numeriska metoder för att undersöka elektromagnetiska vågors interaktioner med objekt. Fler allmänt tillgängliga program, som använder fysikalisk optik eller någon annan lösning, undersöktes.

5.7 Viktuppskattning

Vikten på flygplanet har tagits fram med viktuppskattningsmetoden för ett stridsflygplan, detta presenteras i Raymer [6] i kapitel 15. Arbetet inledde med att dela upp flygplanet i de olika områdena, det vill säga dess struktur, framdrivningssystem, nyttolast och utrustning. Den totala vikten erhöles sedan genom summering av dessa delvikter och tomvikten beräknas med ekvation 3.17.

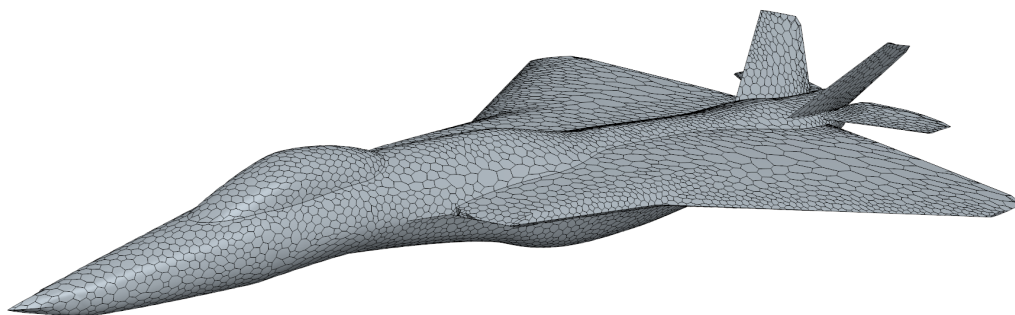
För att kunna analysera vikten jämfördes den med den beräknade startvikten genom att ta fram viktfraktionen från ekvation 3.16, se avsnitt 3.8. Ekvationerna som används för de olika delvikterna presenteras i avsnitt A.2 där vissa parametrar var

givna i Raymer [6], medan övriga parametrar baserades på tidigare dimensioneringar och geometriska data framtagna i bland annat OpenVSP.

Strukturvikten bestod av vikten på flygplanets bärande struktur. Denna delvikt inkluderade vikten på vingen, kroppen, fenor och landningsställ. Vikten på framdrivningssystemet inkluderade motorn, insug och bränslesystem. Utrustningen bestod av vikten på avionik-, hydraulik- och elsystem. Slutligen inkluderade nyttolasten vikten på vapen, pilot och bränslemassan. För att kunna slutföra arbetet inom projektets avgränsningar modellerades inte samtliga komponenter explicit såsom vissa system som kablage och interna system. Dessa komponenter inkluderades istället genom att göra en uppskattning av dess vikt, här användes bland annat exempel givna i Raymer [6].

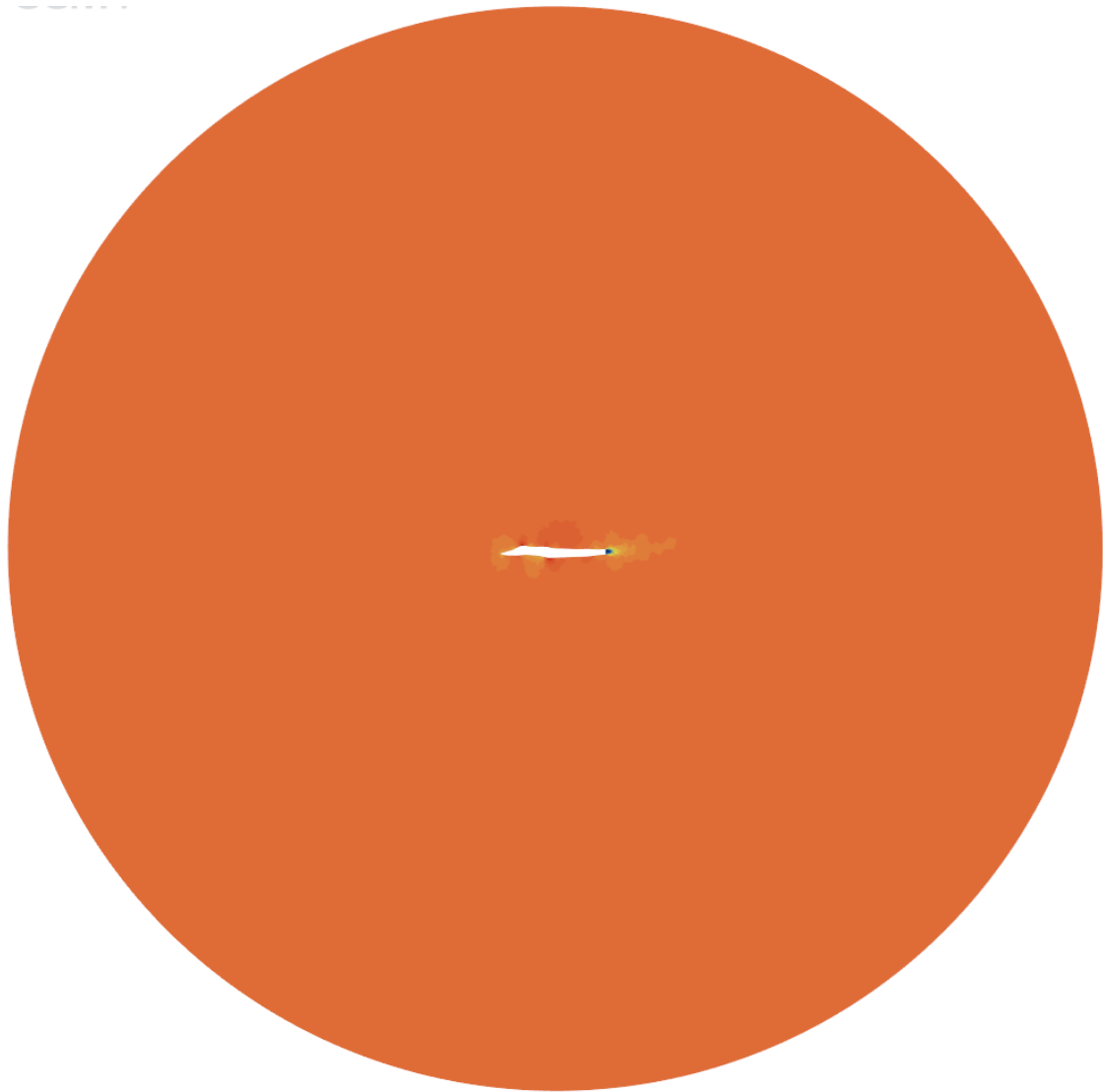
5.8 CFD-metodik

Programmet Simcenter STAR-CCM+ användes för att simulera flygplanets aerodynamik. Syftet med CFD-simuleringen var främst att ta fram mer exakta värden för C_L och C_D i marschflygning. Nätet som användes var polyedriskt vilket visas i Figur 5.7. Det var svårt att generera ett nät eftersom geometrin från OpenVSP inte var helt vattentät. En betydande del av arbetet gick därför åt till att reparera geometrin. I slutändan kunde modellen korrigeras, bortsett från insugen, vilka därför inte ingår i simuleringen. Beräkningsdomänen utgörs av en sfär med en diameter som är tio



Figur 5.7: I figuren visas nätet som genereras kring flygplansgeometrin.

gånger större än flygplanets längd. Randvillkoren för sfären sattes till friström med Mach 0,8 på 10 km höjd, vilket motsvarar förhållanden vid marschflygning. Visualisering av domänen syns i Figur 5.8. Simuleringen antar ett icke-visköst flöde, vilket innebär att friktion inte modelleras. Flödet är kompressibelt och baseras på Eulers ekvationer. Flera simuleringar genomfördes med olika anfallsvinklar genom att ändra flödets riktning i friströmsrandvillkoret. Resultaten för C_L och C_D analyserades, och flödet visualiserades genom hastighetsfältet runt flygplanet samt tryckfördelningen över dess ytor. Som referens för att jämföra $\frac{dC_L}{d\alpha}$ använde värden från Raymer [6]. För vingar med svep och lågt AR vid Mach 0,8 är $\frac{dC_L}{d\alpha} = 2,2 \text{ rad}^{-1}$. Simuleringen itererades tills den uppnådde konvergens vid 10^{-11} se figur A.1 i Appendix.



Figur 5.8: Illustrering av den sfäriska CFD-domänen med flygplanets placerat i centrum medan den yttre sfären representerar fri ström med randvillkor för marschflygning.

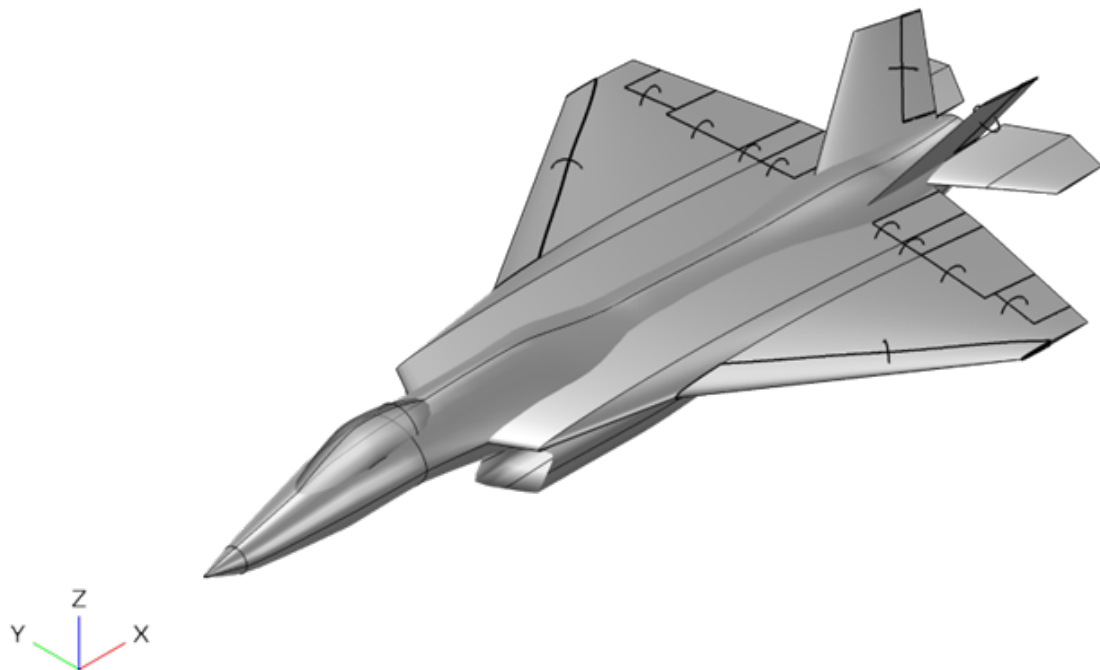
6

Resultat

Kapitel 6 presenteras det slutliga resultatet som erhöles genom de metoder som beskrevs i kapitel 5. Resultaten omfattar bland annat den framtagna flygplansgeometrin, viktuppskattningen, radarsynlighet och stabilitetsanalyser.

6.1 Geometri

Den slutliga geometrin för konceptet visas i figur 6.1 och är en integration av aerodynamisk prestanda med krav för smygförmåga. Utformningen resulterade i ett enmotorigt stridsflygplan med en modifierad knäckt deltavinge, där varje designval gjorts för att få en god aerodynamik med minskad radarsignatur.



Figur 6.1: Översiktsbild av den konceptuella designen framtagen i OpenVSP.

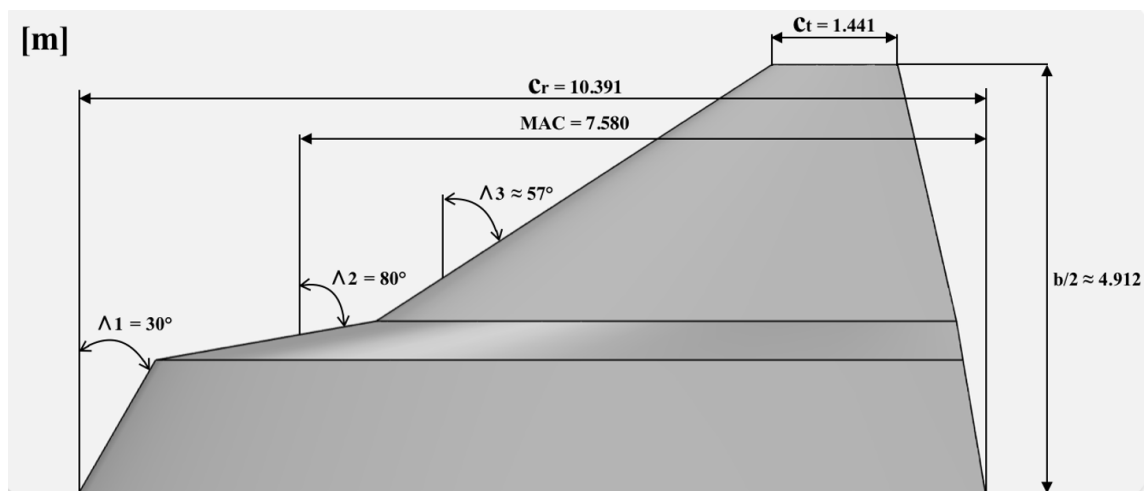
6.1.1 Knäckt deltavinge

Konceptets vingkonfiguration är en modifierad knäckt deltavinge, utformad för att balansera aerodynamisk effektivitet med en låg radarsignatur. Som visas i figur 6.2 nedan är vingen uppdelad i tre sektioner med varierande svepvinklar.

Första sektionen har en svepvinkel på 30 grader och är placerad närmast flygkroppen över luftintaget. Den relativt låga svepvinkeln bidrar till ökad lyftkraft nära nosen och får intaget att bli integrerade i vingen. Den andra sektionen fungerar som en övergång och har en brant svepvinkel på 80 grader. Denna sektion är utformad för att öka lyftkraften vid branta anfallsvinklar. Tredje sektionen är huvudvingen och har en svepvinkel på 57 grader. Denna vinkel valdes för att minska motståndet vid supersonisk flygning och harmoniserar med övrig smyggeometri.

Avsmalningsförhållandet på 0,14 är ett lågt värde vilket är typiskt för deltavingar, och vingförhållandet AR som ligger på ca 1,66 bekräftar att det är en högprestandavinge för höga hastigheter.

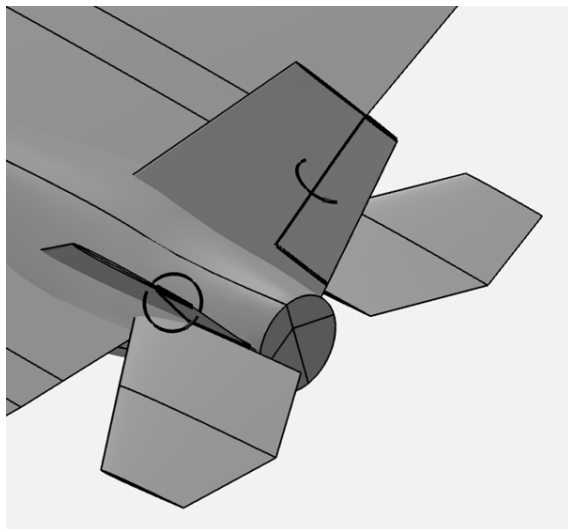
Vingens dimensioner presenteras i figur 6.2 nedan. Rotkordan är 10,39 meter och spännvidden är ca 9,82 meter. Den aerodynamiska medelkordan (MAC) är beräknad till 7,58 meter och utgör referenslinjen för flygplanets stabilitet.



Figur 6.2: Ritning av huvudvinge.

6.1.2 Stjärtparti

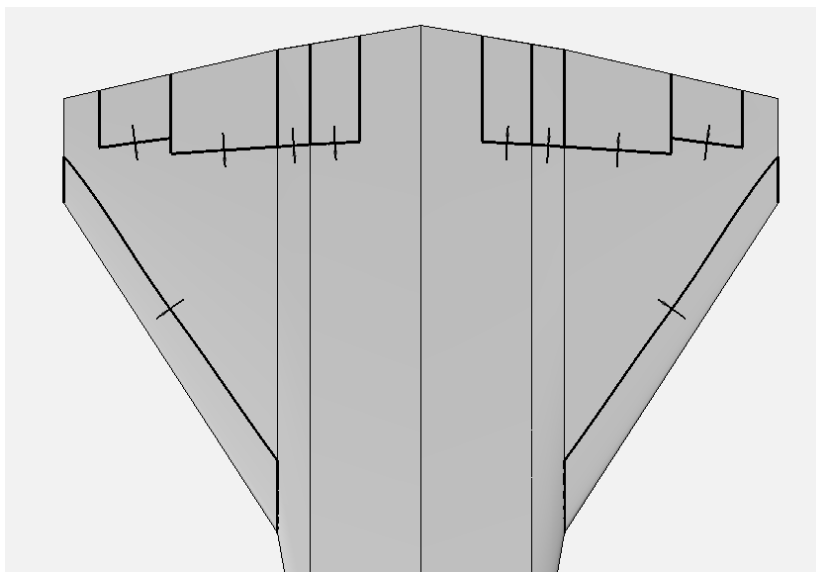
Stabilisatorerna dimensioneras utifrån jämvikt- och stabilitetsvillkor. De horisontella stabilisatorerna har tillsammans en area på 6.12 m² medan de diagonala fenorna har en area på 7.7 m². De diagonala fenorna valdes även för att bidra till reducera radarsignaturen genom bland annat kantanpassning och minskade radareflektioner.



Figur 6.3: Flygplanets stjärtparti som skapar kontroll av flygplanets stabilitet av flygplanets gir- och topprörelser.

6.1.3 Klaffar och kontrolltytor

Den resulterande klaffkonfigurationen visas i figur 6.4 och består av en kombination av framklaffar och bakklaffar (slotted flaps). Resultatet från beräkningarna visar att bakkantsklaffarna tar upp 75 % av vingens spännvidd. Framkantsklaffarna tar upp hela främre svepvinkeln för att uppnå den beräknade och nödvändiga lyftkoefficienten, utan att hela bakkanten behöver vara täckt med klaffar vilket ger plats för skevroder.



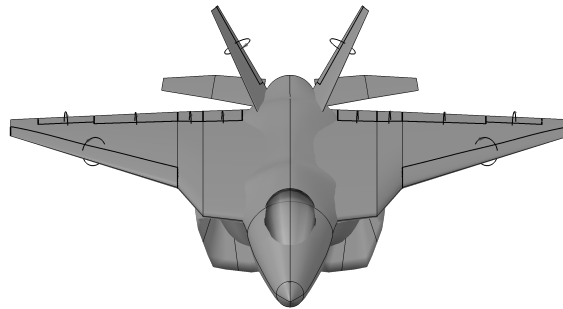
Figur 6.4: Visualisering av flygplanets kontroll- och klafftytor integrerade i vingens bakkant och används för kontroll av flygplanets rörelser kring de olika axlarna.

6.1.4 Luftintag

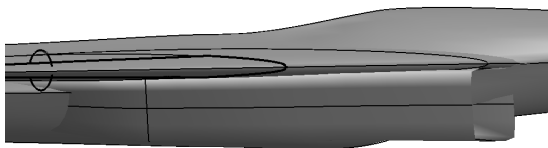
Luftintagen är placerade på vardera sida om flygkroppen och har en rektangulär tvärsektion med snedskurna öppningskanter, vilket framgår av figurerna 6.5–6.7. Den snedskurna geometrin anpassar vinkeln av luftintagens kanter med flygplanets övriga geometri i enlighet med principen om kantanpassning, vilket reducerar radarsignaturen hos luftintagens geometri.

Luftintagen dimensionerades med ett stötvågssystem vid Mach 2 med en deflektionsvinkel på $\theta = 6^\circ$ och stötvågsvinkel β° , följt av en avslutande normalstöt. Detta resulterade i att lufthastigheten bromsades ner från en supersonisk till en subsonisk hastighet på $M_3 \approx 0,594$. Detta uppfyller kravet på ett subsoniskt inflöde till motorn och kompressorn. Luftintagens infångningsarea dimensionerades vid start på havsnivå vid Mach 0,3 och beräknades till $0,49 \text{ m}^2$ per intag.

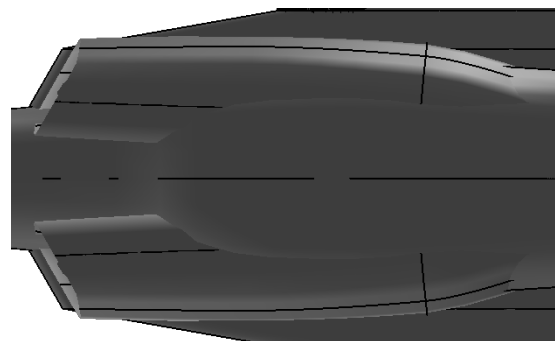
Den inre geometrin hos luftintagens kanaler är S-formade. Detta för att bryta radarsignalens siktlinje mot kompressorns blad och således reducera radarsignaturen framifrån.



Figur 6.5: Översiktsbild av luftintagens placering på flygkroppen sett ovanifrån.



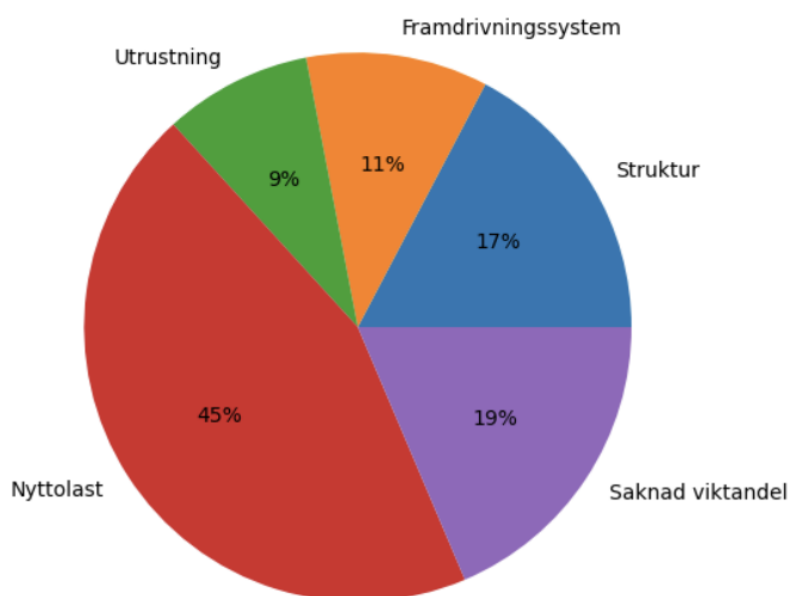
Figur 6.6: Sidovy av luftintagets kanal och snedskurna öppningskant.



Figur 6.7: Vy underifrån av luftintagen.

6.2 Dimensionering och beräknad flygplansvikt

Dimensioneringen gav en startvikt på 16 983 kg, 56 % av startvikten var tomvikten $W_{e,dimensionerad}$, det vill säga ungefär 9 511 kg. Vidare gav viktuppskattningen en mer detaljerad beräkning av vikten för flygplanet, dessa värden presenteras i tabell A.2. Figur 6.8 visar ett diagram där viktuppdeleningen av den beräknade startvikten visas i förhållande till den dimensionerande vikten. Den beräknade tomvikten landade på $W_{e,viktuppskattning} \approx 6\,245$ kg vilket motsvarade ungefär 37 % av startvikten. I denna delvikt ingick således strukturvikten som beräknades till $W_{struktur} \approx 2\,935$ kg (17 % av startvikten), vikten på framdrivningssystemet som gav $W_{framdrivning} \approx 1\,826$ kg (11 % av startvikten) och slutligen även vikten på utrustningen som landade på $W_{utrustning} \approx 1\,484$ kg (9 % av startvikten). Nyttolasten beräknades till $W_{nyttolast} \approx 7\,579$ kg (45% av startvikten) och den totala vikten på flygplanet landade på $W_{beräknad,vikt} \approx 13\,824$ kg (81 % av startvikten) alltså beräknades startvikten till en 19 % lägre startvikt än den dimensionerade.

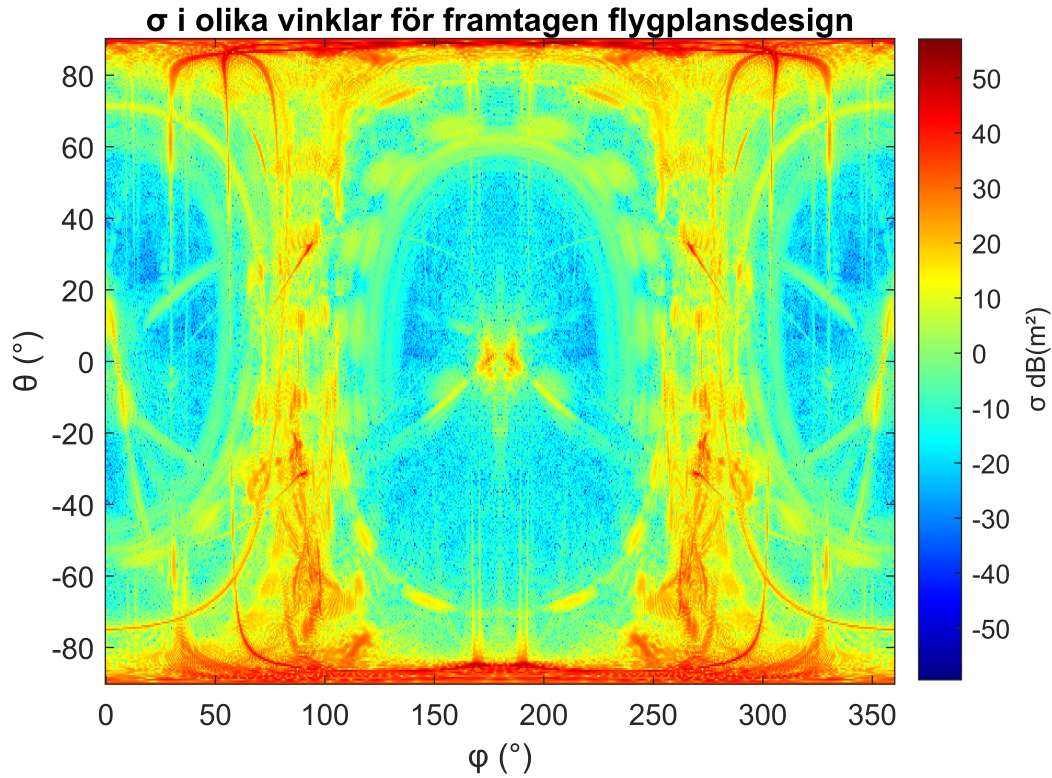


Figur 6.8: Viktuppdelening av den beräknade startvikten i förhållande till den dimensionerande vikten. Den beräknade startvikten beräknades till 13 824 kg och den dimensionerande vikten resulterade i ett värde på 16 983 kg.

6.3 Radarsynlighet

Den framtagna modellens radarsynlighet visas i figur 6.9. Resultatet har erhållits med ett egenutvecklat datorprogram baserat på fysikalisk optik-approximationen, vilket beskrivs i avsnitt 5.6. Figuren visar flygplanets radarmålyta σ , uttryckt i dBsm, mätt vid en frekvens på 10 GHz, som funktion av observationsriktning.

I beräkningarna är flygplanet placerat i xy-planet med nosen riktad längs den negativa x-axeln. Vinklarna θ och φ definierar den riktning från vilken målet observeras av en radar, där riktningsvektorn ges av $k = [\cos \theta \cdot \cos \varphi, \cos \theta \cdot \sin \varphi, \sin \theta]^T$ uttryckt i kartesiska koordinater.



Figur 6.9: Figur över hur den framtagna geometrin på flygplanet har för storlek på radarsignaturen σ i decibel kvadratmeter, mätt vid en frekvens av 10 GHz. Den visar radarsignaturen när observatören ser flygplanet i en viss riktning. Planet ligger i xy-planet, med nosen pekandes i negativt x-led. θ är den vinkel i höjdlid mot xy-planet, där positiv θ riktning motsvarar att se planet nedifrån. φ är den vinkel i xy-planet, där $\varphi = 0$ motsvarar att se planet framifrån och $\varphi = 180^\circ$ är att se planet bakifrån. I figuren syns det hur flera vinklar som motsvarar att se planet framifrån eller bakifrån har nedsatt radarsignatur, medans den ökar om planet observeras från sidan är signaturen större. Ovanifrån och underifrån har planet en mycket större radarsignatur.

6.4 Resultat från CFD

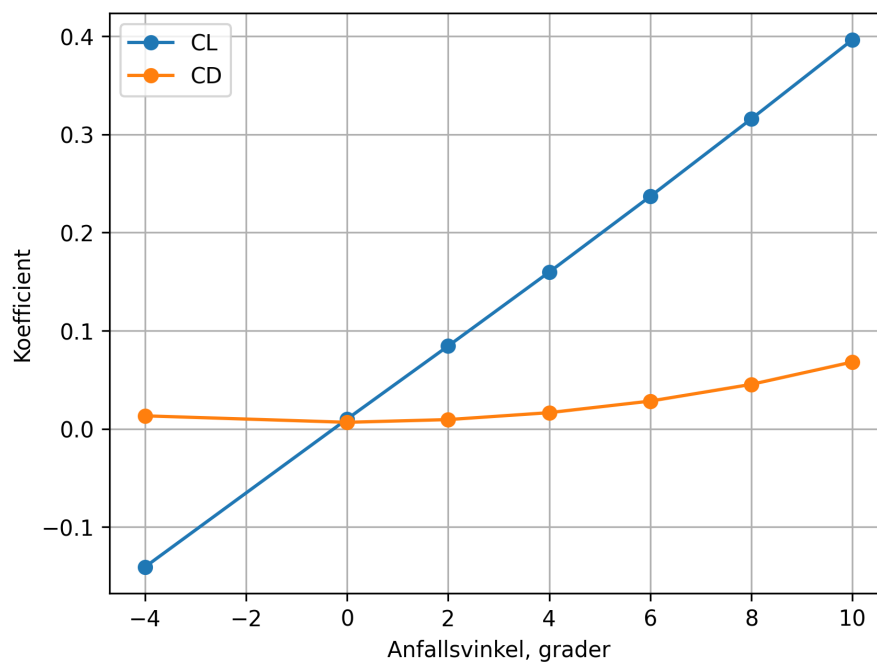
Tryckfördelningen från CFD-simuleringen visas nedan, se figur 6.10. Det rödmarkerade områdena motsvarar högt tryck och de blåmarkerade motsvarar lågt tryck. Undersidan av flygplanet uppvisar generellt högre tryck än ovansidan. Det högsta trycket återfinns vid framkanten av flygplanet samt vid framkanten av vingarnas undersida. På ovansidan av vingarna observeras i stället ett område med lågt tryck, särskilt nära framkanten. Trycket är högt på båda sidor av nosen.



Figur 6.10: Tryckfördelning över flygplanets ovansida och undersida erhållen från simuleringar i StarCCM+ och gäller för marschflygning.

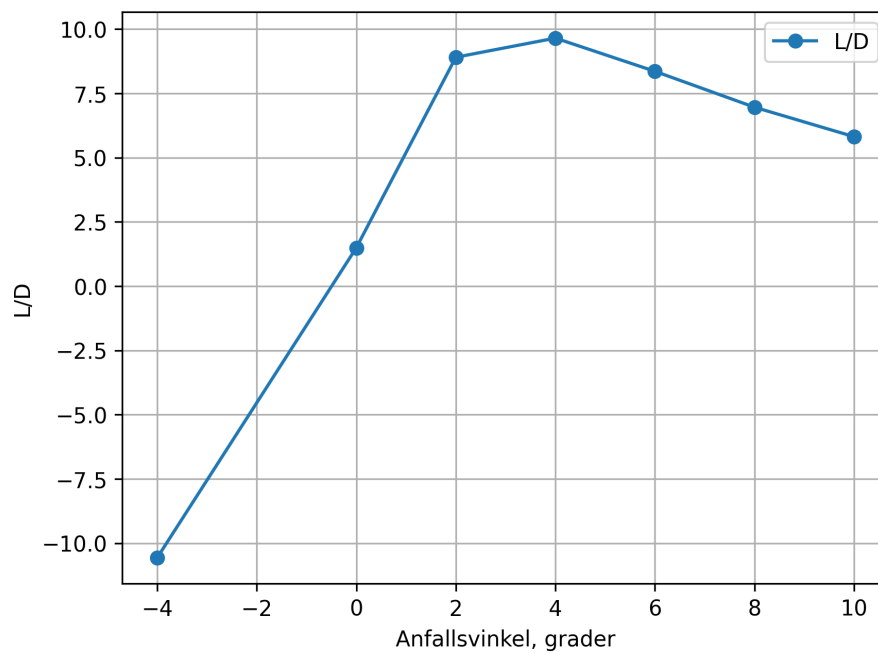
Resultaten för C_L och C_D vid olika anfallsvinklar visas nedan, se Figur 6.11. C_L ökar

ungefär linjärt med anfallsvinkeln, medan C_D ökar långsamt vid lägre anfallsvinklar men tenderar att öka snabbare vid högre anfallsvinklar. I CFD-simuleringen erhöles $\frac{dC_L}{d\alpha} = 2.198 \text{ rad}^{-1}$.



Figur 6.11: Diagram som visar luftkoefficienten C_L och motståndskoefficienten C_D som funktion av anfallsvinkeln för den framtagna flygplansgeometrin.

Nedan är ett diagram för L/D , se Figur 6.12. Det maximala L/D -förhållandet erhålls vid cirka 4° anfallsvinkel. Vid 2° anfallsvinkel är $C_L = 0.084$ och $C_D = 0.0095$, vilket ger $L/D = 8,9$.



Figur 6.12: Diagram som visar L/D förhållandet som förhåller sig till anfallsvinkeln α .

7

Diskussion och slutsatser

Utifrån de metoder som använts och de resultat som erhållits i arbetet introducerar kapitel 7 en diskussion och slutsats kring flygplanets konceptuella design och dess egenskaper. I detta kapitel presenteras även en diskussion och slutsats kring CFD samt flygplanets krav- och måluppfyllnad.

7.1 Resultatdiskussion

I detta avsnitt presenteras en diskussion och slutsats kring resultatet som arbetet uppnått. De aspekter som analyseras är bland annat flygplansgeometrin och vikten på flygplanet.

7.1.1 Flygplansgeometri

För att uppnå kraven kring en låg radarsignatur valdes en intern vapenlast, något som ansågs nödvändigt. Detta medför dock aerodynamiska nackdelar då flygplanskroppen blir markant bredare och otympligare. En större frontarea innebär ett högre luftmotstånd, och förklarar delvis varför vi behöver en kraftig motor. Det är därmed förståeligt att man på exempelvis JAS 39 Gripen väljer att ha vapnen under vingarna istället, då detta innebär mindre luftmotstånd och vikt. Genom att göra kroppen större skapas även plats för annat än vapen, till exempel bränsle. Det är alltså inte möjligt att ha extra bränsletankar under vingarna, utan det som finns i kroppen är den maximala bränslevolymen. Detta kan också vara en nackdel om flygplanet ska användas på uppdrag som är längre. Även tyngdpunkten påverkas av den interna vapenlasten, och det är viktigt att tänka på att placera vapen samt bränsletankar nära tyngdpunkten för att den inte ska ändras vid avfyrning samt förbränt bränsle. Beslutet med intern vapenlast anses dock ändå rätt, då en låg radarsignatur inte hade varit möjligt utan detta, och kravet hade inte uppfyllts.

I utformningen av flygplanet har kantanpassning (planform alignment) används för att minimera antalet unika reflektionsvinklar och därmed minska radarsignaturen. Det finns dock vissa ytor som bryter mot detta, exempelvis första delen av vingen närmast nosen när svepvinkeln är 30 grader istället för huvudvingens 57 grader. Ur ett smygtekniskt perspektiv hade det varit bättre att ha samma svepvinkel där fram

som på huvudvingen, men en lägre vinkel valdes för att göra luftflödet in i luftintagen stabilare och mer homogena. En lägre svepvinkel bidrar också till mer virvellyftkraft vid höga anfallsvinklar, vilket är bra vid landning och låga hastigheter.

Vidare placerades luftintagen på vardera sida av flygkroppen med S-formade kanaler och snedskurna öppningskanter. Dessa geometriska val utfördes för att integrera smygtekniska krav i geometrin. Kantanpassningen av öppningskanternas vinklar mot övrig geometri minskar antalet unika reflektionsvinklar. S-formen däremot, innebär en ökad turbulens i inflödet till kompressorn, vilket diskuteras vidare i avsnitt 7.1.2.

7.1.2 Framdrivning

Valet att utrusta flygplanet med en enmotorig konfiguration istället för tvåmotorig fastställdes tidigt i processen och har påverkar hela flygplanets utformning. En av de markanta fördelarna med en motor är minskning av tomvikt och komplexitet. Även för en minskad signatur är ett enmotorigt flygplan att föredra, då flygkroppen blir smalare och den infraröda strålningen från motorerna minskar. Säkerhetsmässigt är det däremot bättre med två motorer då flygplanet kan fortsätta flyga även om en motor skulle tappa funktionen.

Det resulterande dragkraft-vikt-förhållandet T/W på 0,77 vid maximal startvikt anses rimligt för multifunktionsplan, men är något lägre än renodlade jaktplan som F-22 Raptor och JAS 39 Gripen. I takt med att bränslet förbränns under uppdraget blir T/W däremot markant bättre, och motorn som valts anses är en relevant avvägning mellan att vara tillräckligt kraftfull och liten och smidig för en minskad radarsignatur.

Luftintagen dimensionerades med ett stötvågssystem vid Mach 2. Detta system byggdes på en mild ramp på 6 grader följt av en avslutande normalstöt som fick luften att bromsas ner till en subsonisk hastighet. Valet av just en enda ramp är en förenkling jämfört med ett system med flera ramper, vilket hade gett lägre totaltrycksförluster men en mer komplex geometri. Infångningsarean hos luftintagen beräknades till $0,49 \text{ m}^2$ per intag, vilket dimensionerades på det kritiska fallet start på havsnivå vid Mach 0,3. Detta säkerställer ett tillräckligt massflöde till den valda motorn under det kritiska fallet start. Däremot så finns en osäkerhet kring dessa beräkningar vilket är att S-formen hos kanalerna introducerar sekundärflöden och en ojämn tryckprofil vid kompressorns inlopp. Något som inte modelleras i detta arbete.

7.1.3 Radarmålyta

I figur 6.9 syns det hur σ varierar beroende på infallsvinkel. Det finns områden som har större σ och områden som har lägre σ . Områdena med lägre σ sträcker sig till ungefär $\theta \approx \pm 50^\circ$, vilket är mer än vad målet krävde. Fram och bakriktningen, det vill säga $\varphi \in [-45^\circ, 45^\circ]$ och $\varphi \in [135^\circ, 225^\circ]$, ingår också i dämpade områden. Dock i dessa områden finns det ett fåtal rymdvinklar där det finns ett förhållandevis förhöjt σ . Detta visar på att modellen uppfyller stora delar av kraven av dämpad radarsignatur, dock finns det förbättringar man kan genomföra för att minska radarsignaturen ännu

mer.

De områden i de dämpade områdena med förhållandevis förhöjd radarsignatur kan behöva undersökas för att finna orsaken. Dessa kan bero på flera olika anledningar. Det finns en möjlighet att de är en defekt av programmets sätt att beräkna σ på den inmatade modellen. Den facetteringen som modellen genomgått är inte perfekt utan skulle kunna bli mer detaljerad, främst med fler facetter. Men även modellen kan ha vissa fel, eftersom modellen ännu är en skiss, där vissa ytor inte är ännu detaljerade, till exempel så är både luftintag och motorutblås igenfyllda vilket inte skulle motsvara ett plan i verkligheten.

Radarsignaturen uppifrån och nedifrån, det vill säga då $\theta \approx -90^\circ, 90^\circ$ är högre i förhållande till de flesta riktningar. Detta är inte förvånande. Stora plana ytor som vingar, med en normal som pekar i ungefär dessa riktningar leder till en förhöjd radarsynlighet i dessa riktningar. Däremot måste detta inte alltid innebära att planet funktion blir betydligt nedsatt som smygflygplan. Detta gäller för att vid högfartsflygning i en rak linje kommer en observatör som observerar planet i dessa riktningar endast kunna göra det i ett förhållande kort tidsspann, i jämförelse med om man skulle observera planet framifrån då det flyger mot en (en motivation för detta finns i avsnitt 5.1.3).

Planet har också en radarsignatur som är förhållandevis hög åt sidan jämfört med framåt och bakåtriktningen. Detta är förväntat då planets kropp har en breddsidan åt denna riktningen vilken kan ge större radarsignatur. Även de vertikala bakfenorna har en större yta åt denna riktningen, även om dessa är riktade nedåt. Att ha en större radarsignatur åt sidan är i förhållande bättre än att ha det framåt eller bakåt, då samma resonemang som gällde upp och nedåtriktningen funkar även i dessa riktningar.

7.1.4 Vikt

Den dimensionerande uppskattade tomvikten beräknades till cirka 56 % av startvikten medan den detaljerade viktuppskattningen resulterade i en tomvikt på cirka 36.8 % av startvikten, (se avsnitt 6.2). Det skiljer sig således ungefär 19.2 % mellan de två framtagna tomvikterna, vilket beror främst på att den uppskattade dimensioneringen på vikterna gav en konservativ uppskattning som påverkades av antagna värden snarare än flygplanets konfigurerings.

Viktuppskattningen som genomfördes i senare skede visade på att den totala beräknade flygplansvikten understeg den dimensionerande startvikten, vilket kan bero på att vissa system inte fullt inkluderades i modellen såsom kablage och interna system. Utifrån ett konceptuellt designfas anses resultatet däremot relevant då de till exempel nyttolasten bestod av ungefär 45 % av startvikten, vilket är förväntat för ett supersoniskt smygflygplan som ska flyga i en operativ uppdragsprofil. Det resultatet också visar är känsligheten i approximerade parametrar, detta visades eftersom att i det tidigare skedet då dimensioneringen inleddes blev startvikten betydligt högre

än vad den blev då en mer detaljerad viktuppskattning utfördes där den designade modellen gav mer exakta värden på parametrarna.

Slutligen går det att konstatera att resultatet som gavs på vikterna varierade från dimensioneringen i jämförelse till den beräknade viktuppskattningen, vilket kunde fastställas berodde på att fler parametrar var mer exakta i den beräknade viktuppskattningen. Trots skillnaderna mellan den inledande dimensioneringen och den detaljerande viktuppskattningen bedöms resultatet vara realistisk och har skapat en grund för fortsatt analys av flygplanet samt fortsatt konfigurering.

7.1.5 Resultatet från CFD

I resultatet beskrivs tryckfördelningen på flygplanets yta. Trycket är generellt högre på undersidan, vilket bidrar till lyftkraft. Det högsta trycket observeras vid vingarnas framkanter och på undersidan av vingen där flödet bromsas in och uppnår stagnationstryck. Ett lokalt område med lågt tryck uppstår på en främre del av vingen/flygkroppen (se Figur 6.10). Detta kan förklaras av lokal flödesacceleration till följd av en relativt skarp geometrisk övergång. Eftersom simuleringen är icke-viskösa jämnas inte flödet ut på samma sätt, vilket kan göra tryckvariationerna mer uttalade än i ett verkligt visköst flöde. Nosen uppvisar högt tryck på både över- och undersida, vilket beror på att flödet bromsas in till en stagnationspunkt och därefter accelererar runt kroppen.

Det linjära sambandet mellan C_L och anfallsvinkel är förenligt med klassisk aerodynamisk teori för små anfallsvinklar där lyftgenereringen är proportionell mot anfallsvinkeln. Ökningen i C_D med ökande anfallsvinkel är relativt svag vid lägre vinklar men tilltar vid högre vinklar, vilket indikerar ökande tryckdrag i takt med att flödet anpassas till den ökade anfallsvinkeln. Eftersom simuleringen baseras på Eulers ekvationer saknas viskösa effekter såsom ytfriktionsmotstånd samt bidrag från gränsskiktsutveckling och separation. Detta innebär att det beräknade draget underskattas jämfört med ett verkligt visköst flöde, vilket leder till en överskattning av L/D . Den interna vapenlasten medför en mer kroppsintegrerad geometri, vilket kan påverka tryckfördelningen och i viss mån bidra till kroppsbytt lyft. Effekten på C_L bedöms däremot vara sekundär jämfört med vingarnas bidrag. Frånvaro av framkroppslyftgenererande ytor såsom canardkonfigurationer kan ha större inverkan på lyftgenereringen. I den aktuella designen kompenseras detta delvis genom en större vingyta.

Den erhållna lyftkurvlutningen $\frac{dC_L}{d\alpha}$ från CFD-analysen är nära datan för svepta vingar med lågt sidförhållande vid Mach 0,8. Data baseras dock på idealiserade vingkonfigurationer och representerar inte fullständiga 3D-flygplanskroppar. Den aktuella geometrin utgör en integrerad kropp-vinge-konfiguration med cranked delta-liknande egenskaper, vilket innebär att lyftgenereringen inte enbart kan tillskrivas vingens aerodynamik. Skillnader jämfört med klassiska svept-vinge modeller kan därför förklaras av att kroppsbytt lyft och 3D-effekter spelar en större roll i den aktuella konfigurationen.

Sammanfattningsvis visar CFD-simuleringen en rimlig uppskattning av lyftgenereringen för den aktuella geometrin, särskilt avseende trender med anfallsvinkel och jämförelse med referensdata. Däremot underskattas luftmotståndet på grund av avsaknaden av viskösa effekter, vilket innebär att den beräknade aerodynamiska effektiviteten (L/D) inte kan tolkas som ett realistiskt absolutvärde. Resultaten bör därför främst ses som en konceptuell utvärdering av geometriens aerodynamiska egenskaper snarare än en exakt prestandaprediktion.

7.2 Metoddiskussion

Avsnittet presenterar en diskussion och tillhörande slutsatser som dragits vad gäller metoden som tillämpats i projektet, det som undersöks är bland annat osäkerheterna kring metoderna och förbättringsförslag till vidare arbete av projektet.

7.2.1 Radar

Metoden för att ta fram ett uppskattat σ bygger på flera förenklingar och approximationer. Egenskaper, såsom luftens och flygplanets permittivitet och permeabilitet är uppskattade. Det är även vågens infall, där metoden modellerar en plan våg, vilket i det flesta fall borde vara en våg med böjning. Modellen tar inte hänsyn till vissa interaktioner utan tar endast hänsyn till de effekter där vågens våglängd är mycket mindre än storleken på objektet. Den kan inte heller upptäcka interaktioner när en våg reflekteras flera gånger mot olika ytor innan den reflekteras tillbaka till sändaren.

Trots att modellen för mätning av radarsignatur är förenklad är den användbar. Modellen är effektiv, i den form att beräkningskraften som krävs för att få fram ett resultat inte kräver lika många beräkningar som andra metoder, såsom en numerisk lösning av vågekvationerna. Detta är dess starka fördel, både för att den blir snabbare att köra på en dator, vilket ger ett snabbt resultat, men också för att numeriska lösare av vågekvation för flygplan kräver enorma mängder minne och kraft från datorn, vilket inte alltid är möjligt.

Slutligen, för en modell i konceptdesignstadiet är detta program användbart. Modellen bidrar till att ge en förenklad uppskattning av smygförmågan, även om detta inte ger en fullständig bild av hur radarsignaturen kommer se ut, så ger det en förhandsvisning. Modellen modellerar en av de största bidragande faktorerna till en förhöjd radarsignatur, plana ytors interaktion med vågen. Men vid vidareutvecklingen av ett flygplan kan det behövas ett verktyg som tar hänsyn till fler effekter eller att göra experiment på en fysisk modell.

7.2.2 Flygplansgeometri

När beräkningarna för klaffarna utfördes baserades dessa på simuleringar och värden från VSPaero. Lyftkoefficienten $C_{L,tot}$ användes för att vid landning jämföra mot den beräknade nödvändiga lyftkoefficienten för att kunna landa planet vid önskad hastighet. Problemet med detta är att VSPaero baseras på en teknik som kallas

VLM (Vortex Lattice Method) som utgår från att luftflödet följer vingens yta utan separation. VLM vet heller inte vad som händer med virvlar och hur dessa ger en extra lyftkraft, något som ofta händer på flygplan med kraftigt svepta vingar och kallas för Vortex lift. Luften rullar då upp sig i virvlar vid vingens framkant och skapar ett extra lyft till flygplanet. Eftersom detta inte räknas med i VSPAero kommer resultatet bli ett lägre CL-max än vad som egentligen stämmer, och detta resulterar i sin tur i att klaffarna förmodligen är något överdimensionerade, och en större del av vingen hade egentligen kunnat användas till skevroder.

7.2.3 Vikt

Å ena sidan anses metoden för den dimensionerade uppskattade vikten vara en lämplig metod för en konceptuell flygplansdesign eftersom den bygger på handberäkningar och möjliggör uppskattningar för flygplanets startvikt som därefter sätter grunden för vidareutvecklingen av flygplanet. Å andra sidan innebär denna metod däremot att det inte ges en realistisk viktfördelning på flygplanet eftersom vissa parametrar var antagna som då medförde osäkerheter i vidaredesignen eftersom värden beror på tidigare flygplan och inte den designade modellen. För att kunna få realistiska resultat som bygger på flygplanets design genomfördes en detaljerad beräknad viktuppskattning i senare skede. Detta kan anses vara en rimlig metodväg att följa eftersom vikten blir bättre approximerad utifrån flygplanets designade geometri istället för antagande och tidigare approximationer. Trots detta kvarstår osäkerheter i viktuppskattningen för flygplanet eftersom flera system, såsom de interna systemen, inte blivit fullt modellerade.

Sammanfattningsvis anses modelleringen av vikten på flygplanet som en lämplig metod som applicerats i projektet, med hänsyn till dess avgränsningar. Däremot för att designen ska vara komplett kan det konstateras att det behövs en ytterligare viktuppskattning där metoderna fortfarande är användbara, men där parametrarna istället enbart är baserade på beräknade värden och inte approximerade.

7.2.4 Osäkerheter kring CFD

Ett problem med det här projektet är att det endast är en konceptdesign vilket innebär att flygplanets geometri inte har samma nivå av detaljer som flygplan har i professionella CFD-miljöer. CFD utfördes i utbildningssyfte eftersom det är en del av flygplansdesign även om det brukar ske i ett senare stadium. Ytterligare en anledning till att CFD användes var att materialet som användes för uppskattning av C_L och andra aerodynamisk data var mycket begränsade då de främst avsedde för kommersiella flygplan med en helt annan utformning. Det var därför svårt att gå vidare med utvecklingen.

En annan osäkerhet är att luftintagen har tagits bort. I metoddelen beskrevs det kortfattat att det var problem med generera ett nät över geometrin. Det var till en början mycket håll och flera delar skar igenom varandra. Efter mycket tid gick det mesta att laga från STEP-filen men luftintaget gick helt enkelt inte. Troligtvis skulle

de behöva en helt ny design vilket inte fanns tid för. Att inte inkludera luftintag minskar helt klart trovärdigheten i resultatet. Det är dock ett vanligt problem med att inkludera luftintag i CFD-simulering. Ett problem är om de görs ihåliga vilket gör det svårt för datorn att generera nätet korrekt. En lösning till detta är att göra intagen solida vilket ändå inte funkade i detta fall då de skar igenom för många delar på flygplanet. Detta är fortfarande inte en perfekt lösning eftersom luft vanligtvis flödar igenom intagen vilket påverkar flygplanets luftmotstånd. Det ger dock en något bättre uppfattning av flygplanets lyft eftersom geometrin ändå är mer lik än utan intag. Ett sätt att hantera flödet genom att intagen hade kunnat vara att sätta friströms randvillkor på de solida intagets öppning vilket hade kunnat ge en bättre representation av flygplanets drag.

Valet av fysikfall ökar också osäkerheten i resultatet. Som tidigare nämnt användes Eulers ekvation för att beskriva flödets rörelse. Ett problem med detta är att viskositet försummas och alltså är ingen friktion med i simuleringen. Vidare modelleras inte gränsskikt, separation och turbulens nära ytor. Luftmotståndet blir därför lägre vilket implicerar att L/D blir högre än vad som är realistiskt. Ytterligare ett problem med simuleringen är att den sker vid Mach 0,8 vilket kan medge en transsoniskt flöde. Transsoniskt flöde gör flödet känsligt för chockvågor och gränsskikt vilket inte fångas av Euler-modellen. Anledningen till att Eulers ekvation användes är att det är att det kräver mindre resurser. För att modellera gränsskikt, separation och turbulens behövs ett väldigt fint beräkningsnät nära ytor. Detta kräver stora beräkningsresurser och kräver också en hög nivå av detaljer på geometrin. Vidare är Euler en modell som ofta används före en full turbulent simulering med Navier-Stokes särskilt tidigt i design. Det går fortfarande att modellera kompressibilitet, tryckvågor och luftmotstånd från tryck. Euler uppskattning av C_L är dessutom ganska god vilket var av högsta intresse. Det har inte genomförts någon studie av nätets beroende på resultatet vilket är en klar svaghet. Däremot konvergerar residualerna under 10^{-11} för den genererade meshen.

7.3 Kravuppfyllnad

Flygplanet som har framtagits har designats utifrån den framtagna kravspecifikationen som presenterades i kapitel fem (se tabell A.2). Däremot har ingen verifieringsmetod applicerats i arbetet där kravens uppfyllnad undersöks, utan de metoder som applicerades var att utföra CFD-beräkningar och approximerade radar-beräkningar samt undersökningar i OpenVSP. Kravspecifikationen användes främst för att vägleda dimensioneringen av flygplanet. Utifrån de resultat som erhöles kan det konstateras att flygplanet visar på egenskaper som troligtvis kan indikera uppfyllnad av kraven. De approximerade radarberäkningarna visar på att flygplanets utformning kan bidra till förbättrade smygegenskaper där de svepta ytorna och kantanpassning medför reducerad radarsignatur. Samtidigt visar CFD-beräkningarna att flygplanet med stor sannolikhet kommer kunna generera lyft på ett rimligt vis under marschflygning, vilket indikerar att krav relaterade till marschflygning har potential att uppfyllas. Simuleringar i fler flygförhållanden från uppdragsprofilen krävs för att validera kravspecifikationen med högre trovärdighet.

Slutligen, för att kunna fastställa de krav som fastställdes kan projektet vidareutvecklas i framtiden. Mer avancerade simuleringar kan genomföras för att verifiera flygplanets prestanda och radaregenskaper, detta genom att genomföra bland annat detaljerade CFD-analyser samt elektromagnetiska simuleringar och vindtunneltester som då kan leda till en bättre undersökning av flygplanets kravuppfyllnad.

7.4 Måluppfyllnad

Målen som fastställdes för projektet presenterades i kapitel 1, där ett av målen var att identifiera vilka designprinciper som används för att reducerad radarmålytan hos smygflygplanet. Genom att designa ett flygplan med bland annat intern vapenlast och kantpassning kan det konstateras att detta mål uppnåtts, där en analys av redan existerande smygflygplan och litteraturstudier tillämpats. Ett annat delmål i projektet var att undersöka hur designval som genomförs i syfte att få förbättrade radaregenskaper påverkar de aerodynamiska egenskaperna såsom lyftförmågan på flygplanet. Detta delmål anses vara uppnått och har verifierats genom de CFD-analyser och undersökningar i OpenVSP som genomförts där flygplanets aerodynamiska egenskaper undersökts. Det slutliga målet som sattes för projektet var att analysera hur aerodynamik och smygteknik kan integreras i en gemensam modellstruktur. Genom en iterativ designprocess kan slutsatsen dras att detta delmål också blivit uppnådd eftersom designen utgått från att tillämpa designval som medför goda smygegenskaper, men som fortfarande tar hänsyn till aerodynamik.

7.5 Samhälleliga och etiska aspekter

Arbetet behandlar konceptuell design av ett flygplan med reducerad radarsignatur, detta resulterar i att flera etiska och samhälleliga aspekter behöver beaktas. Kunskap inom smygteknik och flygplansdesign kan användas för förstärkning inom försvaret och skydda samhällen, samtidigt kan teknologin användas inom offensiva militära tillämpningar. Studier inom detta område innebär därför en balans mellan säkerhetspolitiska behov och de risker som är kopplade till utveckling av krigsmateriel [36].

Eftersom kandidatarbetet är begränsad till konceptuell modellering och teoretiska analyser utvecklas inte prototyper och färdiga konstruktioner, vilket innebär att arbetet befinner sig på en låg teknisk mognadsnivå. Resultatet är uppbyggt på bland annat metoder från genomförd litteraturstudie och på öppet tillgänglig information och syftet med arbetet var inte att utveckla ett operativt system. De samhälleliga och etiska aspekterna bedöms därför främst kopplade till den generella användningen av försvarsteknologiska forskningen snarare än till den direkta praktiska tillämpningar av detta specifika arbete.

7.6 Sammanfattande slutsatser

Detta kandidatarbete har presenterat en konceptdesign av ett supersoniskt smygflygplan där fokus har legat på samspelet mellan aerodynamisk prestanda och reducerad radarsignatur. Arbetet har visat tydligt hur det finns en betydlig kompromiss mellan dessa två krav. Dessutom tenderar ett designval som förbättrar smygegenskaper att försämra den aerodynamiska prestandan och vice versa.

De viktigaste slutsatserna som kan dras från arbetet är att intern vapenlast, kantanpassning och S-formade luftintag är nödvändiga för att uppnå en låg radarsignatur. Samtidigt medför dessa designval aerodynamiska kompromisser i form av högre luftmotstånd och begränsad designfrihet. CFD-simuleringarna indikerar rimlig lyftkraftsgenerering vid marschflygning, men de absoluta värdena på L/D bör tolkas med försiktighet då viskösa effekter inte modellerats.

För fortsatt utveckling rekommenderas viskösa CFD-simuleringar, elektromagnetiska simuleringar med mer avancerade metoder än fysikalisk optik, samt en fullständig stabilitetsanalys.

Som helhet har detta kandidatarbete bidragit till en ökad förståelse för den komplexa balansen som präglar framtidens smygflygplan och visat värdet av att kombinera aerodynamik och smygteknik i konceptuell flygplansdesign.

Litteraturförteckning

- [1] SVT Nyheter. (2025) Försvarets nya radar ska ge tidig varning om hot. Hämtad 2026-05-11. [Online]. Available: <https://www.svt.se/nyheter/inrikes/forsvarets-nya-radar-ska-ge-tidig-varning-om-hot>
- [2] U.S. Air Force. (2013) 1025448 a swedish jas-39 gripen returns to the play areas of the arctic challenge exercise sept. 24, 2013. Photograph by 1st Lt. Christopher Mesnard, public domain. Hämtad: 2026-02-27. [Online]. Available: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:1025448_A_Swedish_JAS-39_Gripen_returns_to_the_play_areas_of_the_Arctic_Challenge_exercise_Sept._24,_2013.jpg
- [3] Totalförsvarets forskningsinstitut. (2024) Framtidens stridsflyg – algoritmer, 3d-teknik, laser och kvantteknik? [Online]. Available: <https://www.foi.se/nyheter-och-press/nyheter/2024-04-02-framtidens-stridsflyg---algoritmer-3d-teknik-laser-och-kvantteknik.html>
- [4] U.S. Air Force. Lockheed martin f-22. Photograph by Tech. Sgt. Ben Bloker, Wikimedia Commons. Hämtad: 2026-02-27. [Online]. Available: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lockheed_Martin_F-22.jpg
- [5] E. F. Knott, J. F. Shaeffer, and M. T. Tuley, *Radar Cross Section*, 2nd ed. Raleigh, NC, USA: SciTech Publishing, 2004.
- [6] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 6th ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [7] Försvarsmakten. Sverige och nato. Hämtad: 2026-04-01. [Online]. Available: <https://www.forsvarsmakten.se/om-forsvarsmakten/forsvaret-av-sverige/uppdrag-och-verksamhet/militara-samarbeten/sverige-och-nato/>
- [8] F. M. White, *Fluid Mechanics*, 7th ed. New York, NY: McGraw-Hill, 2011.
- [9] J. D. Anderson, *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*, 2nd ed. New York: McGraw-Hill, 1990.

- [10] *Fluid Mechanics MTF053: Formulas, Tables & Graphs*, Division of Fluid Dynamics, Department of Mechanics and Maritime Sciences, Chalmers University of Technology, Göteborg, Sverige, 2026.
- [11] NASA, “OpenVSP – open vehicle sketch pad,” [Software]. Available: <https://openvsp.org>, 2026, hämtad: 2026-05-11.
- [12] Siemens Digital Industries Software, “Simcenter STAR-CCM+,” [Software], Plano, TX, USA, 2026, version 2506.0001.
- [13] M. V. Cook, *Flight Dynamics Principles*, 3rd ed. Oxford, UK: Elsevier Ltd, 2013.
- [14] E. F. Knott, “Radar cross section,” in *Radar Handbook*, M. I. Skolnik, Ed. New York: McGraw-Hill, 1990, ch. 14.
- [15] D. K. Cheng, *Field and Wave Electromagnetics*, 2nd ed. Pearson Education Limited, 2013.
- [16] C. Nordling and J. Österman, *Physics Handbook: for Science and Engineering*, 9th ed. Studentlitteratur AB, 2020.
- [17] A. Taflové and S. C. Hagness, *Computational Electrodynamics: The Finite-Difference Time-Domain Method*, 3rd ed. Hoboken, NJ: Wiley, 2005.
- [18] C. A. Balanis, *Antenna Theory: Analysis and Design*, 4th ed. Hoboken, NJ: Wiley, 2016.
- [19] J. D. Jackson, *Classical Electrodynamics*, 3rd ed. New York: Wiley, 1999.
- [20] P. Y. Ufimtsev, *Fundamentals of the Physical Theory of Diffraction*. Hoboken, NJ: Wiley–IEEE Press, 2007.
- [21] P. Y. Ufimtsev, *Method of Edge Waves in the Physical Theory of Diffraction*. Moskva: Soviet Radio, 1962, originaltitel: *Metod kraevykh voln v fizicheskoi teorii difraktsii*. Engelsk översättning utgiven av USAF Foreign Technology Division.
- [22] J. B. Keller, “Geometrical theory of diffraction,” *Journal of the Optical Society of America*, vol. 52, no. 2, pp. 116–130, 1962.
- [23] D. B. Davidson, *Computational Electromagnetics for RF and Microwave Engineering*, 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2011.
- [24] Saab AB, *Gripen C-series: Factsheet*, Saab Aeronautics, Linköping, Sweden, 2026, hämtad: 2026-05-12. [Online]. Available: https://www.saab.com/globalassets/products/aeronautics/gripen-c-series/gripen_c_factsheet.pdf

- [25] Försvarmakten, “Rml-f utgåva 2 (regler för militär luftfart),” <https://www.forsvarsmakten.se/globalassets/02-om-forsvarsmakten/myndighetsinformation/dokument/regler-for-militar-luftfart/kvarvarande-delar/rml-f-utgava-2-2016-10-21.pdf>, 2016, hämtad 2026-05-06.
- [26] Saab AB. (2026) Gripen c-series. Hämtad: 2026-05-11. [Online]. Available: <https://www.saab.com/products/gripen-c-series>
- [27] Saab AB, *Gripen C-series: Packing Iron*, Saab Aeronautics, Linköping, Sweden, 2026, hämtad: 2026-05-12. [Online]. Available: https://www.saab.com/globalassets/products/aeronautics/gripen-c-series/gripen_c_packing-iron
- [28] Lockheed Martin. (2026) F-35 Lightning II. Lockheed Martin Corporation. [Online]. Available: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/f-35.html>
- [29] GE Aerospace. (2026) F110 engine. Hämtad: 2026-05-01. [Online]. Available: <https://www.geaerospace.com/military-defense/engines/f110>
- [30] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 2nd ed. Sylmar, California: American Institute of Technology, 1992.
- [31] A. Hayward, “Landmark,” <https://ndia.dtic.mil/wp-content/uploads/2010/armament/TuesdayLandmarkADougHayward.pdf>, 2010, hämtad: 2026-05-12.
- [32] MBDA, “Meteor BVR Missile,” <https://www.mbda-systems.com/products/air-dominance/meteor>, 2026, officiell produktinformation från MBDA. Hämtad: 2026-05-01.
- [33] WeaponSystems.net. (2026) 27mm mauser bk-27: Single barrel revolver cannon. Hämtad: 2026-05-12. [Online]. Available: <https://weaponsystems.net/system/880-27mm+Mauser+BK-27>
- [34] WeaponSystems.net . (2026) Iris-t: Short-range air-to-air missile. Hämtad: 2026-05-12. [Online]. Available: <https://weaponsystems.net/system/668-IRIS-T>
- [35] Altair Engineering Inc., “FEKO,” [Software], Troy, MI, USA, 2024, version 2024.
- [36] FOI. (2021) Teknisk utveckling förändrar försvaret. Hämtad: 2021-04-21. [Online]. Available: <https://www.foi.se/nyheter-och-press/nyheter/2021-04-21-teknisk-utveckling-forandrar-forsvaret.html>

A

Appendix 1

A.1 Beskrivning av program för uppskattning av σ

För undersöka den radarsignatur användes ett datorprogram, programmerat i Matlab, som simulerar σ med hjälp av fysikalisk optik, beskrivet i avsnitt 4.6.1. Detta datorprogram tog emot en stl-fil, en typ av CAD-fil som beskriver ytan av objekt som ett nät av facetter i form trianglar. Från denna fil kan man få ut orientering av dessa trianglar och dess storlek, vilket är användbart för att kunna göra en fysisk approximation av det objekt som filen beskriver.

Programmet är baserat på ett program skrivet av Jesper Oppelstrup, modifierat för att bli effektivare och för att kunna bearbeta resultaten.

Programmet modellerar en plan elektromagnetisk våg med olika infallsriktningar, dessa infallsriktningar är också de riktningar som observatören anses befinna sig i då fallet med monostatisk radar undersöks. Programmet gör ett svep över riktningarna som ska undersökas, med ett koordinatsystem likt de sfäriska, där dock vinkeln θ är definierad så att vid $\theta = 0^\circ$ är vektorn i xy-planet. Det vill säga vanliga sfäriska koordinater fast med θ förskjuten med -90° . Polariseringen på det infallande elektriska fältet $\mathbf{E}_i$ som kommer propagera i riktningen av vågvektorn $\mathbf{k}_i$ (det vill säga i riktning av enhetsvektorn $\hat{k}_i$) väljs till

$$\mathbf{E}_i = \frac{\mathbf{k}_i \times \hat{x}}{\|\mathbf{k}_i \times \hat{x}\|}, \quad (\text{A.1})$$

så länge kryssprodukten inte blir 0, i vilket fall man byter ut enhetsvektorn i x-led $\hat{x}$ mot enhetsvektorn i y-led $\hat{y}$ i ekvationen för att få en nollskild.

Programmet avgör sedan med en zbufferfunktion vilka trianglar som blir synliga när observationsriktningen är $\mathbf{k}_i$.

På de synliga facetterna kommer programmet inducera en ström, för detta behöver

dock det infallande magnetiska fältet $\mathbf{H}_i$ beräknas, vilket fås från

$$\mathbf{H}_i = \sqrt{\frac{\varepsilon_0}{\mu_0}} \mathbf{k}_i \times \mathbf{E}_i. \quad (\text{A.2})$$

Detta är med antagandet att ytan är en perfekt elektrisk ledare. Den inducerade strömmen $\mathbf{J}$ blir

$$\mathbf{J} = 2(\hat{n} \times \mathbf{H}_i), \quad (\text{A.3})$$

där $\hat{n}$ är facettens utåtpekande normal. Om facetten dock är ej synlig sätts $\mathbf{J} = 0$.

I och med att källan till radarn och observationspunkten är samma punkt blir reflektionsriktningen

$$\mathbf{k}_r = -\mathbf{k}_i. \quad (\text{A.4})$$

Detta leder till att fasfaktorn för varje punkt blir

$$e^{i\mathbf{q}\cdot\mathbf{r}} = e^{i(\mathbf{k}_r - \mathbf{k}_i)\cdot\mathbf{r}} = e^{-2i\mathbf{k}_i\cdot\mathbf{r}}. \quad (\text{A.5})$$

Den triangulära facettens $\triangle$ totala bidrag blir då

$$\mathbf{E}_\triangle = \frac{ik\sqrt{\mu_0/\varepsilon_0}}{4\pi} \left((\hat{k}_r \times \mathbf{J}) \times \hat{k}_r \right) I_\triangle, \quad (\text{A.6})$$

där

$$I_\triangle = \int_\triangle e^{i\mathbf{q}\cdot\mathbf{r}} dS, \quad (\text{A.7})$$

och $k = \|\mathbf{k}_i\|$. Integralen $I_\triangle$ kan lösas analytisk vilket ger

$$I_\triangle = A_2 e^\gamma \frac{1}{\beta} \left(e^\beta \frac{e^{\alpha-\beta} - 1}{\alpha - \beta} - \frac{e^\alpha - 1}{\alpha} \right), \quad (\text{A.8})$$

där

$$\gamma = i\mathbf{q}\cdot\mathbf{P}_1, \quad \alpha = i\mathbf{q}\cdot\mathbf{a}, \quad \beta = i\mathbf{q}\cdot\mathbf{b}, \quad (\text{A.9})$$

och

$$\mathbf{a} = \mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_1, \quad \mathbf{b} = \mathbf{P}_3 - \mathbf{P}_1, \quad A_2 = \|\mathbf{a} \times \mathbf{b}\|, \quad (\text{A.10})$$

vilka utgår ifrån triangelns hörnpunkter P_1, P_2 och P_3 .

Till sist ska σ beräknas, denna ges utav

$$\sigma = 4\pi \frac{\|\mathbf{E}_{spridd}\|^2}{\|\mathbf{E}_i\|^2}, \quad (\text{A.11})$$

där

$$\mathbf{E}_{spridd} = \sum_\triangle \mathbf{E}_\triangle. \quad (\text{A.12})$$

Programmet presenterar σ på lite olika sätt, den kan presentera det som en polar- eller linjär plot där σ ställs mot en vinkel ϕ eller θ . Det finns även en funktion där programmet visualiserar den inmatade geometrin och färglägger varje facett utefter dess bidrag till σ . Detta för att lätt kunna finna de områden där radarsignaturen kan vara problematisk och den geometri som är orsaken till detta.

A.2 Ekvationer för viktuppskattningen

I detta appendix visas de ekvationer som används vid framtagningen av flygplanets viktuppskattning. Ekvationerna baseras på metoder från Raymer och används i syfte att uppskatta vikten hos flygplanets olika huvudkomponenter [6]. Vikten analyserades utifrån flygplanets olika delar det vill säga dess struktur, framdrivningssystem och utrustning.

Struktur

I denna del presenteras de delsystem som ingår i flygplanets struktur såsom flygplanets vinge och flygkropp.

Vinge

$$W_{wing} = 0.0103 K_{dw} K_{ws} (W_{dg} N_z)^{0.5} S_w^{0.622} A^{0.785} \left(\frac{t}{c} \right)_{root}^{-0.4} \quad (A.13)$$

$$(1 + \lambda)^{0.05} (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{csw}^{0.04} \quad (A.14)$$

Horisontell fena

$$W_{horizontal tail} = 3.316 \left(1 + \frac{F_w}{B_h} \right)^{-2.0} \left(\frac{W_{dg} N_z}{1000} \right)^{0.260} S_{ht}^{0.806} \quad (A.15)$$

Vertikal fena

$$W_{vertical tail} = 0.452 K_{ht} (1 + H_t/H_v)^{0.5} (W_{dg} N_z)^{0.488} S_{vt}^{0.718} M^{0.341} \quad (A.16)$$

$$L_t^{-1.0} \left(1 + \frac{S_r}{S_{vt}} \right)^{0.348} A_{vt}^{0.223} \quad (A.17)$$

$$(1 + \lambda_{vt})^{0.25} (\cos \Lambda_{vt})^{-0.323} \quad (A.18)$$

Flygkropp

$$W_{fuselage} = 0.499 K_{dwf} W_{dg}^{0.35} N_z^{0.25} L^{0.5} D^{0.849} W^{0.685} \quad (A.19)$$

Huvudlandningsställ

$$W_{main landing gear} = K_{cb} K_{tpg} (W_l N_l)^{0.25} L_m^{0.973} \quad (A.20)$$

Noslandningsställ

$$W_{nose landing gear} = (W_l N_l)^{0.290} L_n^{0.5} N_{nw}^{0.525} \quad (A.21)$$

Landningsställ

$$W_{landing\ gear} = W_{main\ landing\ gear} + W_{nose\ landing\ gear} \quad (A.22)$$

Motorinfästningar

$$W_{engine\ mounts} = 0.013 N_{en}^{0.795} T^{0.579} N_z \quad (A.23)$$

Brandvägg

$$W_{firewall} = 1.13 S_{fw} \quad (A.24)$$

Motorsektion

$$W_{engine\ section} = 0.01 W_{en}^{0.717} N_{en} N_z \quad (A.25)$$

Insugssystem

$$W_{air\ induction} = 13.29 K_{vg} L_d^{0.643} K_d^{0.182} N_{en}^{1.498} \quad (A.26)$$

$$\left(\frac{L_s}{L_d}\right)^{-0.373} D_e \quad (A.27)$$

Total strukturvikt

$$W_{struktur} = W_{wing} + W_{horizontal\ tail} + W_{vertical\ tail} + W_{fuselage} \quad (A.28)$$

$$+ W_{landing\ gear} + W_{engine\ mounts} + W_{firewall} \quad (A.29)$$

$$+ W_{engine\ section} + W_{air\ induction} \quad (A.30)$$

Framdrivningssystem

Vikten på framdrivningssystemet inkluderar vikten på bland annat avgassystemet, motorkontroller och startsystem.

Avgassystem

$$W_{tailpipe} = 3.5 D_e L_{tp} N_{en} \quad (A.31)$$

Motorkontroller

$$W_{engine\ controls} = 10.5 N_{en}^{1.008} L_{ec}^{0.222} \quad (A.32)$$

Startsystem

$$W_{starter} = 0.025 W_{en}^{0.760} N_{en}^{0.72} \quad (A.33)$$

Bränslesystem och tankar

$$W_{fuel\ system} = 7.45 V_t^{0.47} \left(1 + \frac{V_i}{V_t}\right)^{-0.095} \quad (A.34)$$

$$\left(1 + \frac{V_p}{V_t}\right) N_t^{0.066} N_{en}^{0.052} \quad (A.35)$$

$$\frac{T \cdot SFC^{0.249}}{1000} \quad (A.36)$$

Total framdrivningsvikt

$$W_{framdrivning} = W_{en} + W_{engine\ controls} + W_{starter} \quad (A.37)$$

$$+ W_{fuel\ system} + W_{tailpipe} \quad (A.38)$$

Utrustning

Flygplanets vikt vad gäller dess utrustning bestäms med ekvationerna som presenteras nedan. I utrustningsvikten ingår bland annat instrument och hydrauliksystem.

Flygkontroller

$$W_{flight\ controls} = 145.9 N_f^{0.554} \left(1 + \frac{N_m}{N_f}\right)^{-1.0} \quad (A.39)$$

$$S_{cs}^{0.20} (I_y 10^{-6})^{0.07} \quad (A.40)$$

Instrument

$$W_{instruments} = 4.509 K_r K_{tp} N_c^{0.541} N_{en} \quad (A.41)$$

$$(L_f + B_w)^{0.5} \quad (A.42)$$

Hydrauliksystem

$$W_{hydraulics} = 0.2673 N_f (L_f + B_w)^{0.937} \quad (A.43)$$

Elsystem

$$W_{electrical} = 7.291 R_{kva}^{0.782} L_a^{0.346} N_{gen}^{0.10} \quad (A.44)$$

Avionik

$$W_{avionics} = 1.73W_{uav}^{0.983} \quad (\text{A.45})$$

Inredning

$$W_{furnishings} = 0.0577N_c^{0.1}W_c^{0.393}S_f^{0.75} \quad (\text{A.46})$$

Luftkonditionering

$$W_{air\ conditioning} = 62.36N_p^{0.25} \left(\frac{V_{pr}}{1000} \right)^{0.604} \quad (\text{A.47})$$

$$W_{uav}^{0.10} \quad (\text{A.48})$$

Total utrustningsvikt

$$W_{utrustning} = W_{flight\ controls} + W_{instruments} + W_{hydraulics} \quad (\text{A.49})$$

$$+ W_{electrical} + W_{avionics} + W_{furnishings} \quad (\text{A.50})$$

$$+ W_{air\ conditioning} \quad (\text{A.51})$$

A.3 Resultatvärden på flygplansvikter

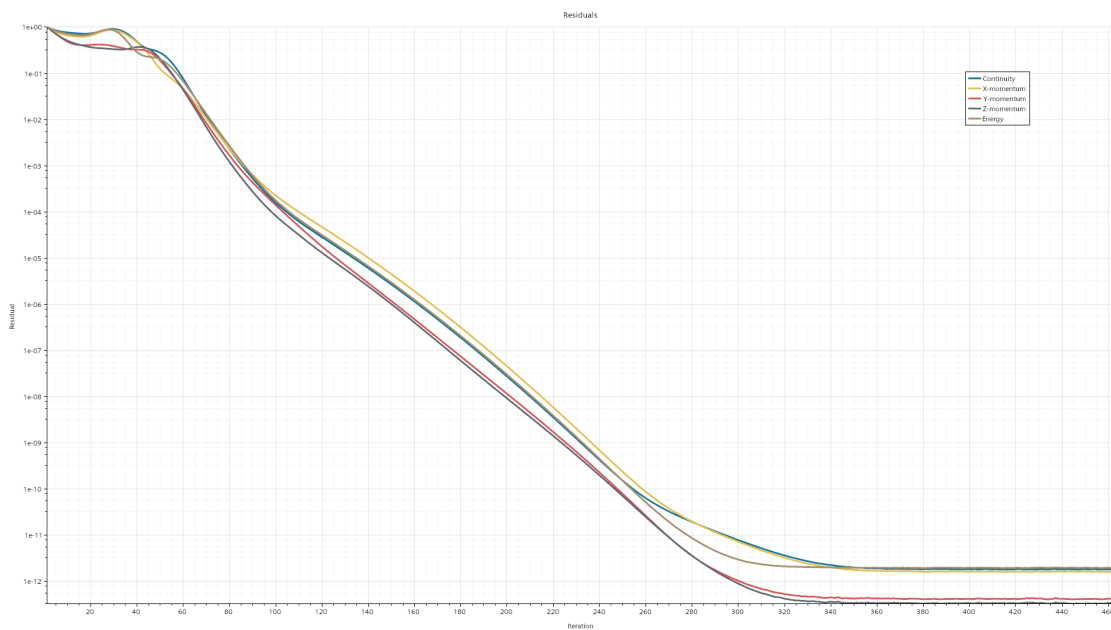
Tabellen nedan (se tabell A.1) visar resultatvärden på flygplansvikterna där flygplanets struktur-, framdrivnings- och utrustningsvikter samt nyttolasten redovisas tillsammans med deras relativa andel av startvikten.

Tabell A.1: Resultat av viktuppskattningen.

Komponent	Vikt [kg]	% av startvikt
Struktur		
Wing	1212,94	7,14
Horizontal tail	102,32	0,60
Vertical tail	348,64	2,05
Fuselage	888,84	5,23
Main landing gear	39,02	0,23
Nose landing gear	29,74	0,18
Engine mounts	25,44	0,15
Firewall	41,00	0,24
Engine section	18,47	0,11
Air induction (intakes)	228,64	1,35
Vikten för strukturen	2935,07	17,28
Framdrivningssystem		
Engine(s) installed	1680,10	9,89
Engine controls	8,69	0,05
Starter	5,85	0,03
Fuel system / tanks	92,89	0,55
Tailpipe / exhaust	38,40	0,23
Vikten för framdrivningssystemet	1825,92	10,75
Utrustning		
Flight controls	215,40	1,27
Instruments	18,93	0,11
Hydraulics	31,38	0,18
Electrical system	464,36	2,73
Avionics	697,77	4,11
Furnishings / cockpit	40,10	0,24
Air conditioning / anti-ice	16,46	0,10
Vikten för utrustningen	1484,40	8,74
Tomvikt		
Tomvikt	6245,39	36,77
Nyttolast		
Crew	100,00	0,59
Payload	3000,00	17,66
Fuel usable	4479,12	26,37
Fuel trapped	—	—
Vikten för nyttolasten	7579,12	44,63
Total		
Beräknad vikt	13824,41	81,4

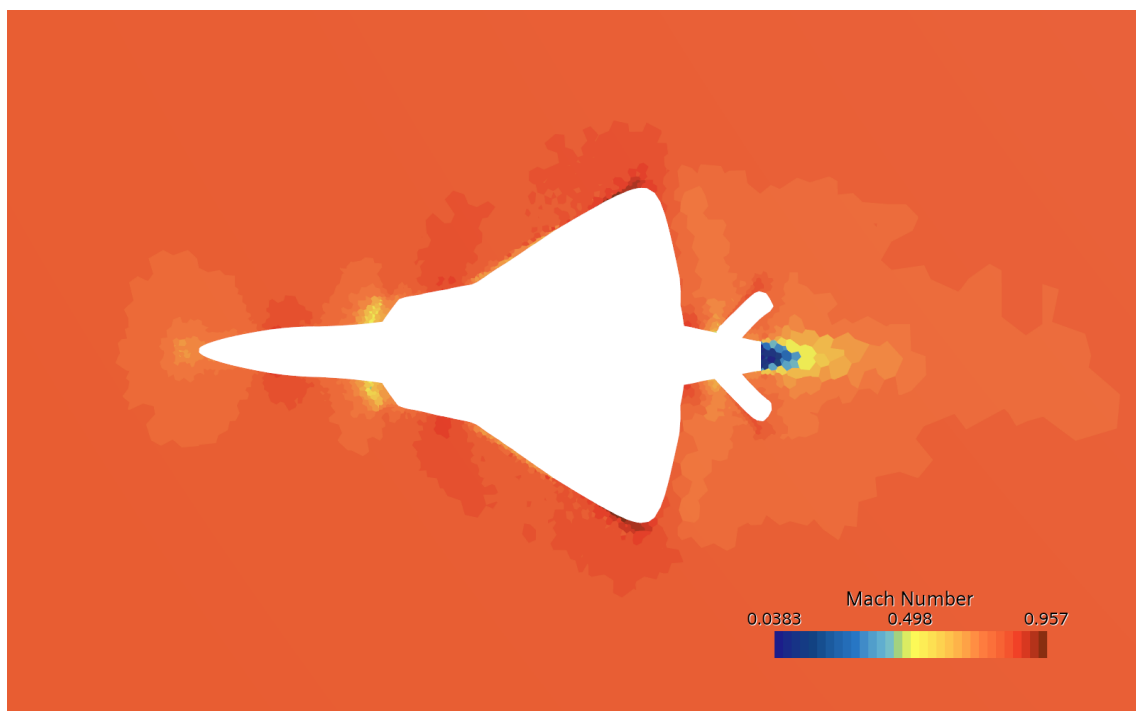
A.4 CFD

Figuren visar hur CFD-simuleringens fel konvergerar; detta används i avsnitt 5.8.



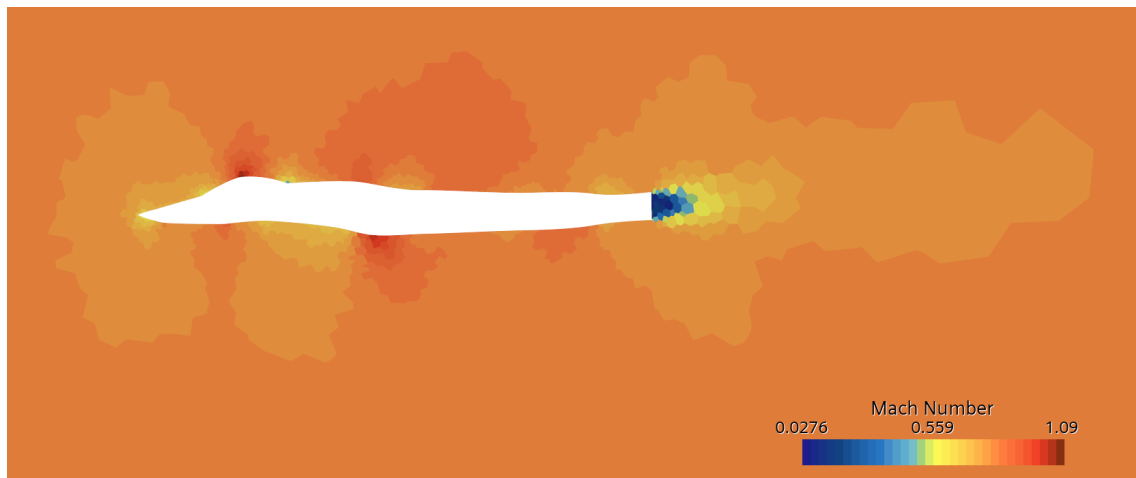
Figur A.1: Konvergensdiagram för CFD-simuleringen som visar den konvergens som uppnås för Euler-ekvationerna.

Visualisering av flödets hastighet runt flygplanet ovanifrån i Star CCM+. Notera att hastigheten är högst vid vingens spetsar och lägre runt nosen.



Figur A.2: Hastighetskontur ovanifrån.

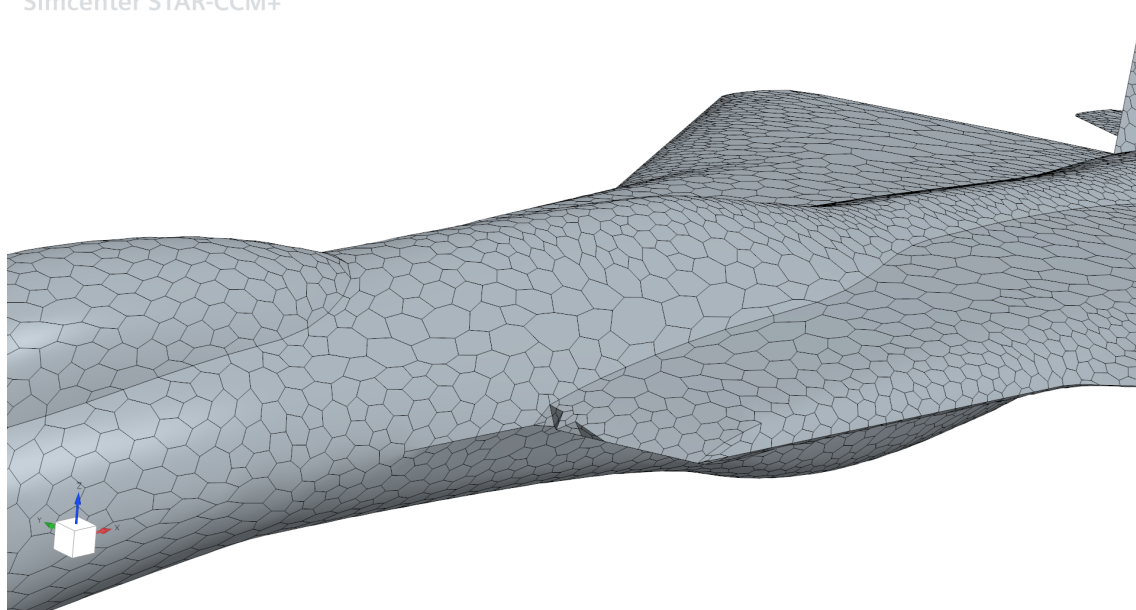
Visualisering av flödets hastighet runt flygplanet från sidan i Star CCM+. Flödet är lägre runt nosen och högst vid utbuckningar.



Figur A.3: Hastighetskontur från sidan.

Nätgenereringen skapade trasiga nät. Det mesta har lagats men det finns hål kvar på en av vingarna.

Simcenter STAR-CCM+



Figur A.4: Hål i nät.

Simuleringsmiljöns parametrar och funktioner i Star CCM.

Tabell A.2: Simuleringsmiljöns parametrar och fysikaliska modeller i STAR-CCM+.

Kategori	Värde
Randvillkor	
Altitud	10 000 m
Mach-tal	0,8
Flödesriktning	$[\cos(\alpha), 0, \sin(\alpha)]$
Initiala villkor	
$P_{initial}$	26 500 Pa
$T_{initial}$	223 K
$V_{initial}$	236 m/s
P_{ref}	0 Pa
Fysikmodell	
Flödesmodell	Euler (inviscid)
Energiekvation	Coupled energy
Materialmodell	Ideal gas, luft
Geometri	Three-dimensional
Steady-state	Ja
Lösare	Coupled flow solver
Gradientmetod	Venkatakrishnan
Beräkningsnät	
Celltyp	Polyhedral
Surface remesher	Ja
Automatic surface repair	Ja
Base size	1 m
Target Surface	1,0
Minimum surface size	0,1
Övrigt	
Referensarea S_W	61 m ²
Normalvektor	$[-\sin(\alpha), 0, \cos(\alpha)]$
Sfärens radie	85 m

INSTITUTIONEN FÖR MECHANICAL ENGINEERING

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2026

www.chalmers.se



CHALMERS