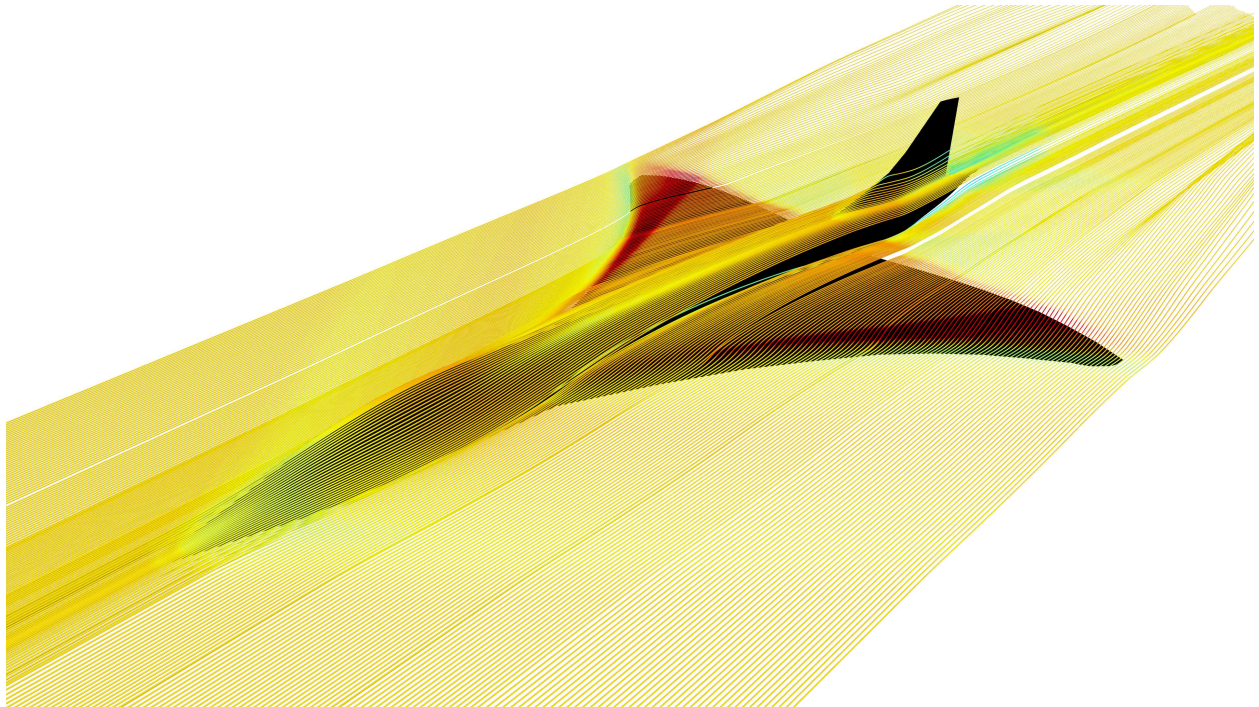




CHALMERS



Aerodynamisk optimering av ogivala vingplanformer för överljudsflygplan

Genom digital design och strömningssimulering

Kandidatarbete vid institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

MMSX21-VT25-01
Alexander Bengtsson
Albin Bertebo
Albin Eriksson
Carl Holmberg
David Holmén
Edward Nijm

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg 2025
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE 2025

Aerodynamisk optimering av ogiviala vingplanformer för överljudsflygplan

Genom digital design och strömningssimulering

Alexander Bengtsson

Albin Bertebo

Albin Eriksson

Carl Holmberg

David Holmén

Edward Nijm



CHALMERS

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg 2025

Aerodynamisk optimering av oivala vingplanformer för överljudsflygplan

Genom digital design och strömningssimulering

Alexander Bengtsson

Albin Bertebo

Albin Eriksson

Carl Holmberg

David Holmén

Edward Nijm

© Alexander Bengtsson, Albin Bertebo, Albin Eriksson, Carl Holmberg
David Holmén, Edward Nijm, 2025.

Handledare

Tomas Grönstedt & Mehdi Habibniarami

Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Examinator

Tomas Grönstedt

Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Kandidatarbete 2025

Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Chalmers tekniska högskola

SE-412 96 Göteborg

Telefon +46 31 772 1000

Omslagsbild: Numerisk simulering av strömningen runt en flygplansmodell i överljuds fart (Mach 1,7). Bilden visar hastighetsfördelningen som färgskala och strömlinjer i den omgivande strömningen, genererat med Reynolds-Averaged Navier–Stokes (RANS)-modellering, med $k-\omega$ -SST turbulensmodell, i STAR-CCM+.

Skriven i L^AT_EX

Göteborg 2025

Aerodynamisk optimering av ogivala vingplanformer för överljudsflygplan

Genom digital design och strömningssimulering

Alexander Bengtsson

Albin Bertebo

Albin Eriksson

Carl Holmberg

David Holmén

Edward Nijm

Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper
Chalmers tekniska högskola

Sammandrag

Överljudsflygplan är flygplan som färdas med en hastighet snabbare än ljudets. Det historiskt mest framgångsrika kommersiella överljudsflygplanet var fransk-brittiska Concorde. En ny aktör inom området är amerikanska Boom Supersonic som utvecklar ett konceptuellt överljudsflygplan, Boom Overture. Det potentiella återinförandet av överljudsflygplan understryker vikten av aerodynamisk analys inom detta område, vilket utgör det övergripande målet för detta projekt. Vidare syftar arbetet till att undersöka den aerodynamiska prestandan, huvudsakligen karakteriserad av glidtalet, för ogivala vingplanformer vid olika svepvinklar. En digital modell av Concorde används som utgångspunkt och omdesignas med inspiration av Boom Overture. Concorde-modellen används även som referens för att utvärdera flygplansmodellernas prestanda. Nya modeller skapas i ett parametriserat designverktyg OpenVSP och simuleras i mjukvaran STAR-CCM+, i Overtures ämnade marschfart. Resultaten visar, vid jämförelse mellan modellerna, att den aerodynamiska prestandan varierar med olika ogivala vingplanformer. Diskussionen mynnar ut i att förändringar i utformning av den ursprungliga Concorde-modellens vingplanform, fokuserat på minskning av svepvinkeln, medför en förbättrad aerodynamisk prestanda vid lägre hastighet.

Nyckelord: CFD, överljud, aerodynamik, Concorde, design, flygplansvinge, STAR-CCM+, OpenVSP, simulering, flygplansprestanda.

Abstract

Supersonic aircraft travel with a speed faster than that of sound, and the most successful commercial supersonic aircraft was the Anglo-French Concorde. An emerging player in the field is the American aerospace company Boom Supersonic, currently developing a conceptual supersonic aircraft known as Boom Overture. The potential reintroduction of commercial supersonic aircraft highlights the importance of aerodynamic analysis in this field, which constitutes the overarching objective of this project. Furthermore, the aim of this study is to investigate the aerodynamic performance, primarily characterized by the lift-to-drag ratio, of ogival wing planforms at various sweep angles. A digital model of the Concorde is used as a starting point, and is redesigned with inspiration from Boom Overture. The model of the Concorde is also used as a reference to evaluate the performance of the aircraft models. New models are created using a parameterized design tool OpenVSP and simulated in the software STAR-CCM+ at Overture's intended cruise speed. The results show, in comparison between the models, that the aerodynamic performance varies with different ogival wing planforms. The discussion concludes that modifications to the original Concorde model's wing planform, specifically focusing on a reduction in sweep angle, lead to improved aerodynamic performance at lower speeds.

Keywords: CFD, supersonic, aerodynamics, Concorde, design, aircraft wings, STAR-CCM+, OpenVSP, simulation, aircraft performance.

Tackord

Vi vill rikta ett mycket stort tack till Tomas Grönstedt och Mehdi Habibniarami som har gett oss vägledning och stöd under hela arbetets gång. Utöver detta vill vi även tacka Jesper Ooppelstrup och Arthur Rizzi för att ha delat med sig av sin flygplansmodell och sina kunskaper, vilket har gjort det möjligt att ta detta arbete till nya höjder. Till sist vill vi även rikta ett tack till Niklas Andersson för värdefulla råd och insikter.

Alexander Bengtsson
Albin Bertebo
Albin Eriksson
Carl Holmberg
David Holmén
Edward Nijm
Göteborg, maj 2025



Förkortningar och nomenklatur

Nedan följer förkortningar och nomenklatur för de variabler och parametrar som används i detta kandidatarbete.

Förkortningar

RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes	2.5.1
CFD	Computational Fluid Dynamics	2.5.3
SAF	Sustainable Aviation Fuel	5.3

Koordinatsystem

x	Flygplanets längdaxel	2.3
y	Flygplanets tvärxel	2.3
z	Flygplanets giraxel	2.3
X	Vindtunnelns framåtriktade axel	2.3
Y	Vindtunnelns sidoriktade axel	2.3
Z	Vindtunnelns uppåtriktade axel	2.3

Parametrar och variabler

a	Ljudets hastighet	2.1.1
γ	Adiabatiskt index	2.1.1
P	Tryck (Pa)	2.1.1
ρ	Densitet (kg/m^3)	2.1.1
c_p	Värmekapacitet vid konstant tryck (J/kgK)	2.1.1
c_v	Värmekapacitet vid konstant volym (J/kgK)	2.1.1
M	Machtal	2.1.2

v	Lufthastighet (m/s)	2.1.2
μ	Machvinkel ($^{\circ}$)	2.2.2
θ	Deflektionsvinkel ($^{\circ}$)	2.2.3
θ_{\max}	Maximal deflektionsvinkel ($^{\circ}$)	2.2.3
β	Våginkel ($^{\circ}$)	2.2.3
β_{svag}	Våginkel, svag snedstötstång ($^{\circ}$)	2.2.3
β_{stark}	Våginkel, stark snedstötstång ($^{\circ}$)	2.2.3
$\nu(M)$	Prantl-Meyer-funktionen	2.2.4
α	Anfallsvinkel ($^{\circ}$)	2.3
c	Längd på vingkorda (m)	2.3.2
c_{spets}	Längd på vingkorda för vingspets (m)	2.3.2
c_{rot}	Längd på vingkorda för vingrot (m)	2.3.2
α_c	Anfallsvinkel för vingprofil ($^{\circ}$)	2.3.2
b	Vingspann (m)	2.3.2
λ	Vingens avsmalningsförhållande	2.3.2
t	Maximal tjocklek av vingprofil (m)	2.3.2
t/c	Tjocklek till korda-förhållande	2.3.2
S_{ref}	Projicerad vingarea (m^2)	2.3.2
m	Flygplanets massa (m)	2.3.2
m/S_{ref}	Vingbelastning (kg/m^2)	2.3.2
Λ	Vingens svepvinkel ($^{\circ}$)	2.3.2
L	Lyftkraft (N)	2.4.1
C_L	Lyftkraftskoefficient	2.4.1
D	Luftmotstånd (N)	2.4.1
C_D	Luftmotståndskoefficient	2.4.1
S_Z	Flygplansarea projicerad längs Z -axeln (m^2)	2.4.1
S_X	Flygplansarea projicerad längs X -axeln (m^2)	2.4.1
H	Höjd över havet (m)	2.4.1
L/D	Glidtal	2.4.1
$M \cdot L/D$	Viktat glidtal	2.4.1
α_{req}	Krävd anfallsvinkel för planflykt	2.4.2
L_{req}	Krävd lyftkraft för planflykt	2.4.2
\vec{u}	Hastighetsfält (m/s)	2.5
\bar{u}	Medelvärdesbildat hastighetsfält m.a.p. tid (m/s)	2.5

\vec{u}'	Fluktuerande turbulens-hastighetsfält (m/s)	2.5
\bar{p}	Medelvärdesbildat tryck m.a.p. tid (Pa)	2.5
η	Dynamisk viskositet (Pa · s)	2.5
\vec{f}	Externa krafter (N)	2.5
k	Kinitisk energi hos turbulens (m ² /s ²)	2.5.1
ω	Hastighet för energiförlust genom viskösa effekter (1/s)	2.5.1
η_t	Turbulent viskositet (Pa · s)	2.5.2
y^+	Dimensionslöst väggavstånd	2.5.3
\tilde{y}	Avstånd mellan yta och cellcentrum	2.5.3
τ_w	Väggskevspänning (Pa)	2.5.3
u_τ	Friktionshastighet vid vägg (m/s)	2.5.3
T_0	Stagnationstemperatur (K)	2.5.4
T_∞	Omgivande temperatur (K)	2.5.4
P_0	Stagnationstryck (Pa)	2.5.4
P_∞	Omgivande tryck (Pa)	2.5.4
ρ_0	Stagnationsdensitet (kg/m ³)	2.5.4
ρ_∞	Omgivande densitet (kg/m ³)	2.5.4
C_P	Tryckkoefficient	2.5.4
g	Tyngacceleration (m/s ²)	3.2.3
ϕ	Breddgrad (°)	3.2.3



Innehåll

Förkortningar och nomenklatur	ix
Figurer	xvi
Tabeller	xix
1 Introduktion	1
1.1 Syfte	2
1.2 Avgränsningar	2
2 Teori	3
2.1 Aerodynamik i överljudshastigheter	3
2.1.1 Ljudets hastighet	3
2.1.2 Kompressibel strömning	3
2.2 Stötvågor	4
2.2.1 Normala stötvågor	4
2.2.2 Machkonen	5
2.2.3 Snedstötvågor	5
2.2.4 Expansionsvågor	8
2.3 Utformning av överljudsflygplan	8
2.3.1 Whitcombs area-regel	10
2.3.2 Parametriserad vingdesign	10
2.4 Flygplansprestanda	13
2.4.1 Mätbara parametrar för prestanda	13
2.4.2 Linjär supersonisk beskrivning	14
2.5 Simulering	15
2.5.1 Turbulensmodellering	16
2.5.2 Viskositet	16
2.5.3 Finita volymmetoden	16
2.5.4 Fristömning och stagnation	17
3 Metod	19
3.1 Design	19
3.2 Simulering	21
3.2.1 Kalibrering av simuleringsmodellen	21
3.2.2 Driftspunkt och simuleringsmiljö	22
3.2.3 Antaganden om flygplanens vikt	22

3.2.4	Beräkning av anfallsvinkel för planflykt	23
3.2.5	Analys och visualisering	23
4	Resultat	25
4.1	Producerade flygplansmodeller	25
4.2	Simuleringsresultat	27
4.2.1	Concorde	30
4.2.2	Design 3	33
4.2.3	Våg- och deflektionsvinklar	34
5	Diskussion och slutsatser	37
5.1	Resultatdiskussion	37
5.1.1	Konstruktionsändringar och konstanter	37
5.1.2	Interaktion mellan stötvåg och vinge	38
5.1.3	Resultat från Design 3	39
5.1.4	Jämförelse mellan analytisk och numerisk vågvinkel	40
5.2	Metoddiskussion	40
5.2.1	Beräkningsnät och noggrannhet	40
5.2.2	Kalibrering	41
5.2.3	Linjär interpolering	43
5.3	Samhälleliga och etiska aspekter	44
5.4	Slutsatser	46
A	Simuleringsmiljöer i STAR-CCM+	I
A.1	Inställningar för flygplanssimuleringar	I
A.2	Inställningar för kalibreringssimuleringen	IV
A.2.1	Tvärsnittsbilder över den virtuella vindtunneln för flygplanssimuleringar	VI
A.2.2	Tvärsnittsbilder av vindtunneln för kalibreringssimulering	VIII
B	Pythonkod	XI
B.1	Whitcombs area-regel	XI
B.2	Beräkning av vingdata	XIII
B.3	Extrahering av Concordes geometri	XVII

Figurer

2.1	Utbredning av sfäriska tryckvågor för mach-talen $M < 1$, $M = 1$ samt $M > 1$. När flygplanets hastighet överskrider ljudets hastighet $M > 1$ bildar tryckvågorna en stötvåg i form av en machkon, markerat rött i figuren.	5
2.2	Schematisk representation över en snedstötvåg respektive en bogstötvåg, bildad från överljudsströmning runt en kilformad kropp. För en spetsig kil med $\theta < \theta_{\max}$ bildas en snedstötvåg, medan en bogstötvåg bildas för en trubbig kil med $\theta > \theta_{\max}$. Luftflödet är markerat i blått, och stötvågorna i rött.	6
2.3	Lösningar till θ - β - M -ekvationen för Concorde's marschfart $M = 2,0$ och den ämnade marschfarten för arbetet $M = 1,7$. Även det teoretiska gränsfallet $M = \infty$ visas.	7
2.4	Prantdl-Meyer-expansionsvågor för en deflektionsvinkel θ . De inledande och avslutande machvågorna är markerade i rött, med machvinklar μ_1 respektive μ_2 . Luftflödet är markerat i blått.	8
2.5	Koordinatsystem för flygplan och kontrollvolym.	9
2.6	Fördelning av tvärsnittsarea för Sears-Haack-kroppen samt för Concorde längs med flygplanets längdaxel. Fördelningen är beräknad enligt Avsnitt 3.2.5 och x -koordinaten anger avståndet från flygplanets nospets längs med flygplanskroppen.	10
2.7	Olika tvärsnitt av Concorde's vinggeometri med fokus på vingens rot och spets. I (c) och (d) visas definitionen av korda samt positionen för maximal tjocklek. Figurerna är tvärsnitt i xz -planet, där x är längs med flygplanets längdaxel och z är flygplanets giraxel.	11
2.8	Concorde-modellens geometri ovanifrån, där den vingarea som vid projicering på xy -planet benämns S_{ref} är markerad röd. Notera att den del av vinggeometrin som skär flygplanskroppen räknas med per definition. Vingspannet b är även markerat.	12
2.9	Definition av svepvinkeln Λ för en deltavinge till vänster respektive en ovgal vinge till höger.	13
3.1	Arbetsgången för utveckling, simulering, validering och analys av flygplanet.	19
3.2	Schematiskt flödesschema för kalibrerings- och simuleringsprocessen av artillerigranaten samt Concorde och samtliga flygplansiterationer.	21

3.3	Illustrering av simuleringarnas beräkningsnät runt främre spetsen av planet och runt den vänstra vingens främre kant.	22
4.1	Rekonstruerad 3D-modell av Concorde.	26
4.2	Den av arbetet producerade flygplanskonstruktionen med bäst prestanda, Design 3.	27
4.3	Fördelning av tvärsnittsarea för Sears-Haack-kroppen, Concorde samt för Design 3 längs med längdaxeln. Fördelningen är beräknad enligt Avsnitt 3.2.5. x -koordinaten anger avståndet från flygplanets nospets.	27
4.4	Jämförelse av glidtalet L/D för de simulerade flygplanen i anfallsvinkeln α_{req}	28
4.5	Jämförelse av det viktade glidtalet $M \cdot L/D$ för de simulerade flygplanen i anfallsvinkeln α_{req}	29
4.6	Machtalsfördelning i kontrollvolymens XZ -plan och flygplanets xy -plan för Concorde i $M = 2$ respektive $M = 1,7$, vid anfallsvinkel α_{req}	31
4.7	Tryckfördelning i kontrollvolymens XZ -plan och i flygplanets xy -plan för Concorde i $M = 2$ respektive $M = 1,7$, vid anfallsvinkel α_{req}	32
4.8	Machfördelning i olika plan av kontrollvolymen för Design 3 vid $\alpha_{\text{req}} = 5,42^\circ$	33
4.9	Tryckfördelning över ytan av Design 3 vid $\alpha_{\text{req}} = 5,42^\circ$ ur olika vinklar.	34
4.10	Machtalsfördelningar för Concorde i $M = 1,7$ och $M = 2$ med utmarkerade vågvinklar för respektive fall.	35
4.11	Figur som visar deflektionsvinkeln θ som används för att beräkna den analytiska vågvinkeln.	35
5.1	Machtalsfördelning i xy -planet för Design 4 och Design 6, båda simulerade i krävd anfallsvinkel α_{req} för respektive flygplansmodell. Notera att färgskalan är begränsad för att framhäva de svagare skillnaderna i machtal runt stötvågorna.	38
5.2	Lufthastighetsfältet kring den vänstra vingens spets, visualiserat med strömlinjer.	41
5.3	Machtalsfördelning hos strömningen runt en artillerigranat, för kalibrering av simuleringssimuleringen.	41
5.4	Tryckkoefficienten C_P över artillerigranaten, där både referensvärden och eget framtagna värden visas. Notera att topparna i referensvärdena hör till tunna höjningar på artillerigranaten, något som ej återskapades i kalibreringssimuleringen.	42
5.5	Luftmotståndskoefficienten C_L mot anfallsvinkeln α för simuleringar av Concorde och Design 3 i $M = 1,7$. Enligt förväntan avläses det tydligt att C_L förhåller sig linjärt mot α	43
A.1	Ett förstorat tvärsnitt av vindtunnelritningen för flygplanssimulering i XY -planet, sedan roterad kring X -axeln för att erhålla en rotations-symmetrisk vindtunnel.	VI
A.2	Tvärsnitt av vindtunneln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.	VII

A.3	Ett förstorat tvärsnitt av vindtunneln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.	VII
A.4	Ett förstorat tvärsnitt av vindtunnelritningen för kalibreringssimulering i XY -planet, sedan roterad kring X -axeln för att erhålla en rotationssymmetrisk vindtunnel.	VIII
A.5	Tvärsnitt av kalibreringsvindhöveln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.	VIII
A.6	Ett förstorat tvärsnitt av kalibreringsvindhöveln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.	IX

Tabeller

3.1	Parametrar för tio vingprofiler för Concorde-modellen. Torderingen framgår i hur anfallsvinkeln α för respektive vingprofil ändras med avståndet från vingroten.	20
3.2	Parametervärden vid driftspunkten för flygplanssimuleringar. Värden inom parentes representerar driftspunktsvärden för simulering av Concorde i $M = 2$	22
4.1	Parametrar för respektive flygplanskonstruktion i termer av vingarnas vingspann b , projicerade vingarea S_{ref} , kordalängd vid vingroten c_{rot} , genomsnittliga tvärsnittstjocklek t/c_{ave} , avsmalningsförhållande λ samt svepvinkel Λ . Utöver iterationsnummer redovisas även de olika konstruktionernas respektive iterationsbeteckningar.	25
4.2	Dihedralvinkel per vingsektion för samtliga flygplansmodeller.	26
4.3	Prestanda för de simulerade flygplanen. Samtliga parametrar gäller för den krävda anfallsvinkeln α_{req}	28
4.4	Jämförelse av resultat för Concorde-modellen vid Mach 2 och Mach 1,7 vid beräknad anfallsvinkel för planflykt.	30
4.5	Resultat från simuleringen av Design 3 i beräknad anfallsvinkel för planflykt.	33
4.6	Analytisk och uppmätt vågvinkel för en deflektionsvinkeln vid $\theta = 10^\circ$ för $M = 1,7$ och $M = 2,0$	35
A.1	Inställningar för simuleringsmiljön i STAR-CCM+.	I
A.2	Inställningar för simuleringsmiljön i STAR-CCM+ för kalibreringsfallet.	IV

1

Introduktion

Flygindustrin är en mycket komplex och teknikintensiv industrisektor och spelar en viktig roll i globaliseringen. Sektorn möjliggör snabb transport av människor och gods över hela världen och har en stark inverkan på internationell handel, turism och ekonomisk tillväxt. Under 2023 transporterades ungefär 4,3 miljarder passagerare världen över och 35,3 miljoner avgångar rapporterades [1]. Flygtrafiken för passagerare väntas även öka i genomsnitt med 3,8 % per år under de kommande 20 åren [2]. Denna tillväxt som flygindustrin står inför betonar behovet av teknisk innovation inom flygsektorn.

Starkt kopplat till teknisk innovation inom flygbranschen är överljudsflyg, det vill säga flygplan som flyger snabbare än ljudets hastighet. Design och konstruktion av dessa typer av flygplan medför helt andra aerodynamiska utmaningar jämfört med flygplan som är ämnade för underljudshastigheter [3]. Historiskt sett var det fransk-brittiskt designade Concorde det mest framgångsrika kommersiella överljudsflygplanet. Flygplanet hade en marschhastighet på Mach 2, det vill säga dubbla ljudets hastighet. Concorde var designat med en ogival form på vingen, sett ovanifrån. Denna form utnyttjar en s-formad framkant och visade sig fördelaktig i höga hastigheter. Detta skulle revolutionera flygindustrin men Concorde levde inte upp till förväntningarna. Till slut pensionerades flygplanet, och det flög för sista gången år 2003 [3].

Under de senaste åren har utvecklingen av överljudsflygplan stannat av. Detta beror troligtvis på en kombination av de ekonomiska utmaningarna som Concorde mötte samt bekymmer relaterade till den miljömässiga hållbarheten av dessa typer av flygplan, då de historiskt sett haft en väldigt hög bränsleförbrukning [4]. Det finns dock en ny aktör på marknaden, det amerikanska företaget Boom Supersonic, som siktar på att återinföra denna typ av flygplan med planerad premiär år 2029 eller 2030 [5]. Enligt Boom Supersonic finns det ett starkt intresse för överljudsflyg och företaget har tagit emot ordrar från exempelvis United Airlines och American Airlines [6]. Företagets flygplansdesign, Boom Overture, är under utveckling och ska ha en marschfart på Mach 1,7 [6]. Som jämförelse har Boeing 747, ett klassiskt kommersiellt flygplan, en marschfart på Mach 0,85 [7].

Ur ett tekniskt perspektiv ger det potentiella återinförandet av kommersiella överljudsflygplan en nyfunnen relevans åt att analysera den aerodynamiska prestandan hos dessa typer av flygplan. Detta är mycket intressant ur ett ingenjörsperspektiv med tanke på de unika aerodynamiska utmaningarna som överljudsströmning innebär, vilket är det övergripande målet för detta projekt.

1.1 Syfte

Syftet med arbetet är att undersöka den aerodynamiska prestandan, huvudsakligen karakteriserad av glidtalet, hos ogivala vingplanformer vid olika svepvinklar. Utvärdering genomförs på konceptuella överljudsflygplan inspirerade av Boom Overture, baserade på en tillhandahållen Concorde-modell. Arbetet syftar till att analysera de konstruerade flygplanens prestanda i marschförhållanden genom simuleringar med numeriska strömningsberäkningar.

1.2 Avgränsningar

Projektet undersöker endast ogivala vingplanformer. Alltså kommer inte flygplanskroppen eller fenor att optimeras. Dessutom kommer endast flöden runt flygplansmodeller, utan motorer och endast i marschtillstånd, att utvärderas. Alltså beaktas inte motorernas interaktioner med strömningen runt flygplanet. Rörliga delar som exempelvis roderytor betraktas som fixerade och undersöks inte med avseende på utslag och verkan. Utöver detta analyseras inte start- och landningskedan och inte heller övergång från under- till överljudshastigheter.

Under detta projekt kommer det inte att tas fram någon prototyp eller göras några fysiska tester på flygplansmodeller. All utvärdering görs med hjälp av simuleringsmjukvaran STAR-CCM+. Behandling av miljö- och etiska aspekter kommer att avgränsas till en diskussion, baserad på flygplansmodellernas aerodynamiska prestanda, jämfört med kommersiella flygplan. Utöver detta kommer inte bränsleförbrukning eller driftkostnad att utvärderas.

2

Teori

När ett flygplan färdas i överljudshastighet uppstår en rad olika fenomen och effekter som inte innefattas av den subsoniska teorin. Till exempel bildas stötvågor runt flygplanet tillsammans med hastighetsförändringar framför och bakom dessa vågor. Dessa förändringar är viktiga att ta hänsyn till vid design och utformning av överljudsflygplan. Hastighetsvariationerna hos luftflödet innebär dessutom att olika delar av planet upplever olika typer av strömning och en särskiljning i flygplanets parametrar för prestanda behövs. Samtliga av dessa effekter kan studeras med hjälp av numeriska simuleringsmetoder, vilka tydligt visar stötvågor, flödesförändringar och den övergripande prestandan hos flygplanet.

2.1 Aerodynamik i överljudshastigheter

För att kunna beskriva och förklara de resultat och metoder som används i denna rapport krävs en god förståelse för hur aerodynamik fungerar vid hastigheter som överstiger ljudets.

2.1.1 Ljudets hastighet

Ljudets hastighet är den hastighet för vilken mikroskopiska rörelser i ett medium kan ske. När ett objekt håller en hastighet nära eller över det av ljudets, börjar detta därför inverka på aerodynamiken. För gaser gäller att ljudets hastighet a följer sambandet

$$a = \sqrt{\frac{\gamma P}{\rho}}, \quad (2.1)$$

där γ är luftens adiabatiska index, P är trycket och ρ är luftens densitet. Luftens adiabatiska index γ ges som förhållandet mellan luftens värmekapaciteter vid konstant tryck c_P och konstant volym c_V , enligt $\gamma = c_P/c_V$. För den atmosfärluft som behandlas i detta arbete gäller att $\gamma \simeq 1,4$ [3].

2.1.2 Kompressibel strömning

När densiteten ρ inte längre kan antas vara konstant utan varierar med tryck och temperatur kallas strömningen för kompressibel. För att kategorisera den aerodynamiska strömningen i höga hastigheter används det så kallade machtalet M som är förhållandet mellan ett föremåls hastighet v och ljudets hastighet a , enligt $M = v/a$

[8, kap. 7]. För $M < 1$ definieras strömningen som subsonisk, för $M = 1$ som sonisk och för $M > 1$ som supersonisk. För hastigheter mellan ungefär $M = 0,8$ och $M = 1,2$ brukar strömningen även kallas för transsonisk. När flygplanet når en hastighet $M \geq 0,3$ måste densitetsvariationer tas hänsyn till [8, kap. 8].

2.2 Stötvågor

När ett flygplan färdas genom atmosfären måste den omgivande luften omfördelas för att bereda plats för flygplanet. Vid underljudshastigheter $M < 1$ kan tryckvågor, som uppstår på grund av förskjutningen av luft, spridas i alla riktningar, inklusive uppströms. Detta innebär att information om flygplanet kan förmedlas genom tryckfältet, vilket gör att luften hinner anpassa sig innan flygplanet passerar. Vid överljudshastigheter $M > 1$ kan däremot inga tryckvågor propagera uppströms. Som en följd hinner luften inte påverkas i förväg, vilket leder till att kraftiga diskontinuiteter i tryck, densitet och temperatur uppstår i form av så kallade stötvågor. Formen och placeringen av dessa stötvågor beror på flygplanets geometri och flyghastighet.

För att analytiskt beskriva stötvågor antas först och främst att systemet befinner sig i jämviktsläge. Vidare antas att strömningen är adiabatisk, alltså att värme varken till- eller bortförs från systemet. I den analytiska beskrivningen av stötvågor bortses även viskösa krafter och luftens egen tyngd ifrån, en approximation som endast nyttjas vid den analytiska härledningen [8, kap. 8]. Vid simulering med numeriska metoder behöver dessa approximationer ej genomföras.

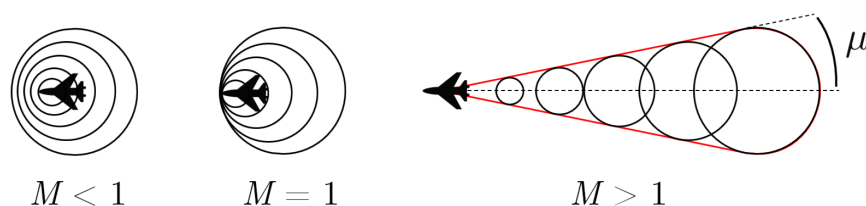
2.2.1 Normala stötvågor

Den normala stötvågen är den enklaste formen av stötvåg. Den utgör ett mycket tunt övergångsskikt där luftens egenskaper ändras drastiskt över ett mycket kort avstånd. Matematiskt beskrivs detta som en diskontinuitet i luftens egenskaper. Som namnet föreslår står vågen normalt mot luftströmmen, och medför att systemet kan betraktas som endimensionellt [8, kap. 8], med olika egenskaper framför och bakom stötvågen.

Givet att luftens egenskaper uppströms om den normala stötvågen är kända kan egenskaperna nedströms om stötvågen bestämmas matematiskt. För att beskriva strömning runt ett flygplan i överljudshastigheter behöver teorin utvecklas för att tillåta behandling av två eller tre dimensioner. Förutom den normala stötvågen kan även andra vågformer bildas, där särskilt relevanta fall behandlas nedan.

2.2.2 Machkonen

Från ett flygplan i rörelse genom luften propagerar de tidigare nämnda tryckförändringarna utåt i sfäriskt formade ytor relativt luftströmmen. Ur ett stillastående perspektiv ser de sammanlagda effekterna av vågorna olika ut beroende på objektets hastighet. För subsonisk rörelse $M < 1$ bildar vågorna en utdragen sfär där vågfronterna ligger tätare uppströms om flygplanet och glesare nedströms. När flygplanet rör sig med ljudets hastighet $M = 1$ samlas vågorna framför objektet och förstärker varandra i en stötvåg. Vid supersonisk rörelse $M > 1$ bildar tryckförändringarna i stället en konformad stötvåg, vilken benämns machkonen [8, kap. 8]. De olika fallen jämförs i Figur 2.1 nedan.



Figur 2.1: Utbredning av sfäriska tryckvågor för machtalet $M < 1$, $M = 1$ samt $M > 1$. När flygplanets hastighet överskrider ljudets hastighet $M > 1$ bildar tryckvågorna en stötvåg i form av en machkon, markerat rött i figuren.

Machkonens halva spetsvinkel benämns machvinkeln μ . Machvinkeln förhåller sig till machtalet M genom

$$\mu = \arcsin \frac{1}{M}, \quad (2.2)$$

från vilket det framgår att machvinkeln μ minskar med ökande machtal M [8, kap. 8]. Detta är ett förhållande som är av stor vikt för hur ett flygplan och dess vingar ska utformas för att prestera väl i överljudshastigheter. Detta då den diskontinuerliga förändringen i luftens egenskaper är central för hur vingar och andra utstickande delar beter sig, där det i de flesta fall är lönsamt att konstruera vingarna så att hela vingen befinner sig bakom en stötvåg.

2.2.3 Snedstötvågor

I två dimensioner kan så kallade snedstötvågor beskrivas som plana stötvågor som utbreder sig från flygplanets kropp. I Figur 2.2 nedan visas hur inkommande luft mot en kilformad kropp, med halvvinkel θ , bildar en sned stötvåg med vågvinkeln β mot strömningsriktningen. Det gäller att vågvinkeln β är större än eller lika med machvinkeln μ . Den sneda stötvågen uppkommer endast då den kilformade kroppen är tillräckligt spetsig för de givna strömningsförhållandena [8, kap. 8]. Är kilen för trubbig bildas istället en så kallad bogstötvåg. Denna antar formen av en normal stötvåg längst fram och rundas av bakåt längs med kroppen sådant att den längre nedströms antar formen av en snedstötvåg [8, kap. 9]. Den maximala deflektionsvinkeln θ_{\max} markerar gränsfallet mellan bildandet av en sned stötvåg och en bogstötvåg.

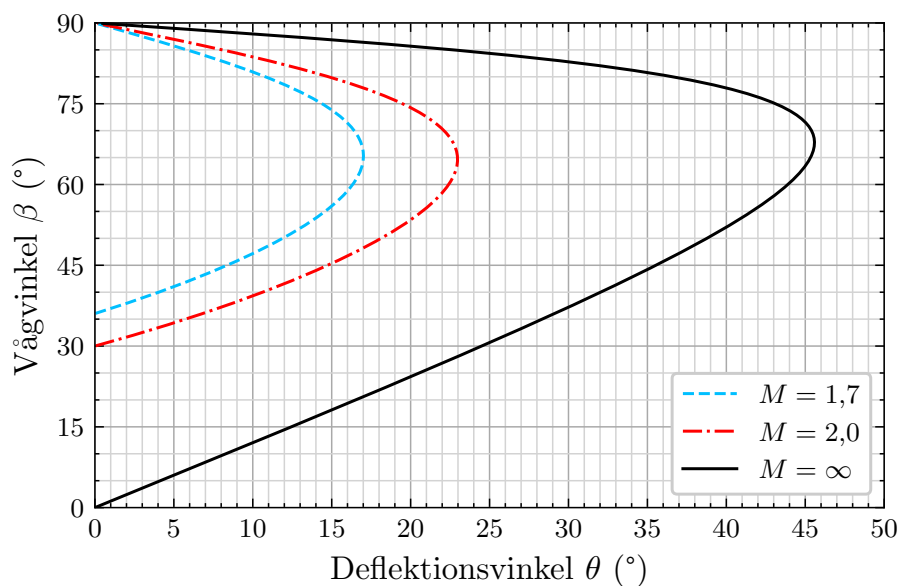


Figur 2.2: Schematisk representation över en snedstötuvåg respektive en bogstötuvåg, bildad från överljudsströmning runt en kilformad kropp. För en spetsig kil med $\theta < \theta_{\max}$ bildas en snedstötuvåg, medan en bogstötuvåg bildas för en trubbig kil med $\theta > \theta_{\max}$. Luftflödet är markerat i blått, och stötuvågorna i rött.

De tillåtna kombinationerna av deflektionsvinkeln θ , vågvinkeln β och machtalet M som genererar snedstötuvågor ges som de värdena som löser den så kallade θ - β - M -ekvationen. Då kilen är för trubbig finns ingen lösning till ekvationen, vilket innebär att en bogstötuvåg bildas. θ - β - M -ekvationen ges som

$$\tan \theta = \frac{2}{\tan \beta} \frac{M^2 \sin^2 \beta - 1}{M^2(\gamma + \cos(2\beta)) + 2}, \quad (2.3)$$

där γ är luftens adiabatiska index enligt tidigare. Lösningarna till θ - β - M -ekvationen kan visualiseras grafiskt enligt Figur 2.3 nedan. Genom att justera deflektionsvinkeln θ noteras tre distinkta lösningsfall. För nollskilda deflektionsvinklar mindre än θ_{\max} finns två lösningar, en svag och en stark stötuvåg med vinklarna β_{svag} respektive β_{stark} , där $\beta_{\text{svag}} < \beta_{\text{stark}}$. I de flesta fall är det den svaga lösningen som observeras i naturen och det är endast den svaga lösningen som behandlas i detta arbete [8, kap. 9]. I fallet då deflektionsvinkeln $\theta = 0$ är lösningarna $\beta \in [90^\circ, \mu]$. Alltså ger gränsfallet för en oändligt tunn spets att lösningarna består av en machkon och en normal stötuvåg. I Figur 2.3 nedan visas lösningar till θ - β - M -ekvationen för machtalet $M = 1,7$ och $M = 2,0$.



Figur 2.3: Lösningar till θ - β - M -ekvationen för Concorde's marschfart $M = 2,0$ och den ämnade marschfarten för arbetet $M = 1,7$. Även det teoretiska gränsfallet $M = \infty$ visas.

För en given deflektionsvinkel θ och ett givet machtal M identifieras lösningarna β_{svag} och β_{stark} genom att betrakta skärningarna mellan en vertikal linje från θ och den lösningskurva som tillhör det önskade machtalet M . Den skärningen med lägst vågvinkel β_{svag} är enligt tidigare den svaga lösningen, vilken är av intresse. Exempelvis avläses den svaga vågvinkeln för $\theta = 10^\circ$ och $M = 2,0$ som $\beta_{\text{svag}} \approx 39^\circ$. För $\theta = 10^\circ$ och $M = 1,7$ fås istället att $\beta_{\text{svag}} \approx 47^\circ$. Generellt gäller att den svaga lösningens vågvinkel β_{svag} minskar för ökande machtal. För att säkerställa att snedstötstågorna ej skär vingarna kan således ett flygplan ämnat att flyga i $M = 1,7$ ha mindre svepning på vingarna jämfört med ett flygplan ämnat att flyga i $M = 2,0$. Då endast den svaga vågvinkeln β_{svag} är av relevans för detta arbete utelämnas index och den svaga vågvinkeln kommer härnäst benämnas β .

Vid utveckling till tre dimensioner finns även andra aspekter att ta hänsyn till. I fallet med en kil, vars tredimensionella motsvarighet är en kon, gäller det att luftströmmen upplever en avlastande effekt. Detta då strömningen för en kil endast kan passera under och över den, medan strömning för en kon kan passera runtom hela konen. I sin tur innebär detta att vågvinkeln β blir mindre för konen [8, kap. 9]. Ytterligare skillnader förekommer men behandlas inte vidare i detta arbete.

Ett viktigt resultat är att liksom för machkonen, där machvinkeln μ minskar med ökande machtal M , gäller att den sneda stötstågens vågvinkel β minskar vid ökande machtal. Det är alltså viktigt även ur denna synpunkt att säkerställa att flygplanets geometri är smal och/eller svept nog för att undvika stötstågorna. Då vågvinkeln för snedstötstågorna dessutom är större än machvinkeln $\beta > \mu$ kan detta utnyttjas vid konstruktion av vingen.

2.2.4 Expansionsvågor

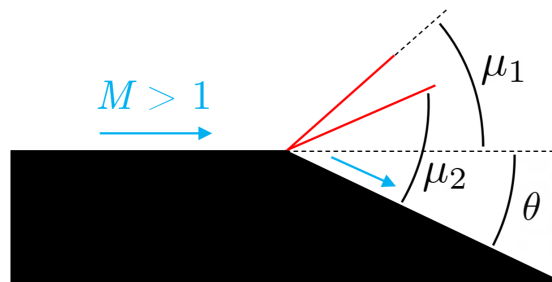
Till skillnad från snedstötuvågor som uppstår när luftflödet leds in i sig självt, fås i det motsatta fallet så kallade Prandtl-Meyer-expansionsvågor då geometrin möjliggör att flödet kan expandera, enligt Figur 2.4. Vid kanten där geometrin ändras bildas en kontinuerlig uppsättning av machvågor som sveper över hela deflektionsvinkeln θ . Med hjälp av Prandtl-Meyer-funktionen

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \arctan\left(\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}(M^2-1)}\right) - \arctan(\sqrt{M^2-1}), \quad (2.4)$$

kan machtalet nedströms M_2 bestämmas från deflektionsvinkeln θ och machtalet uppströms M_1 , enligt

$$\theta = \nu(M_2) - \nu(M_1), \quad (2.5)$$

varpå machtalet nedströms kan lösas ut [8, kap. 9].



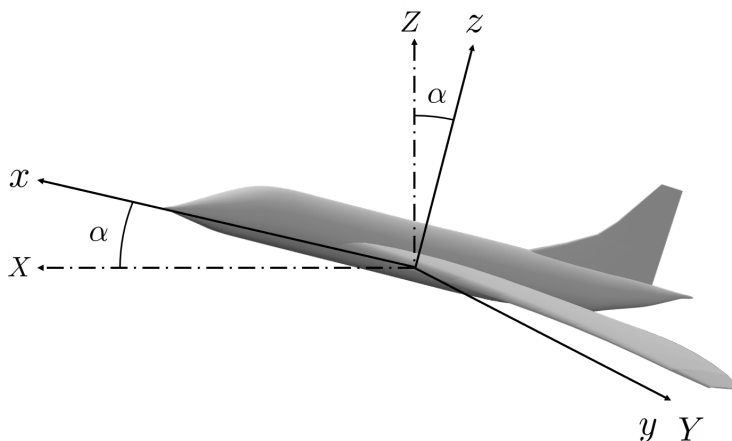
Figur 2.4: Prandtl-Meyer-expansionsvågor för en deflektionsvinkel θ . De inledande och avslutande machvågorna är markerade i rött, med machvinklar μ_1 respektive μ_2 . Luftflödet är markerat i blått.

Generellt gäller att machtalet minskar då strömningen passerar en normal eller sned stötuvåg och ökar då strömningen passerar en expansionsvåg [3]. Detta möjliggör att olika typer av vågor kan identifieras utifrån strömningens hastighetsförändringar.

2.3 Utformning av överljudsflygplan

För att tydliggöra de olika riktningarna i rummet som behandlas, definieras här både flygplanets och kontrollvolymens koordinataxlar och redovisas i Figur 2.5 nedan. Med kontrollvolym menas en virtuell vindtunnel, där strömningen är definierad och simuleringarna äger rum. Medan flygplanets koordinataxlar är relevanta för flygplanets utformning, är kontrollvolymens koordinataxlar och förhållandet mellan dessa och flygplanets relevanta för simulering, vilka behandlas i Avsnitt 2.5. Det gäller att riktningen för flygplanets längd-, tvär-, och giraxel benämns x , y respektive z . För kontrollvolymens miljö benämns flygplanets färdriktning som X , vilket är i den riktning luftmotståndet beräknas. Den vertikala axeln i kontrollvolymen benämns Z och är i den riktning lyftkraft beräknas, och sammanfaller med riktningen som flygplanets tyngdkraft verkar. Flygplanets anfallsvinkel α är vinkeln mellan flygplanets

längdaxel x och färdriktningen X , och är därmed även vinkeln mellan z och Z . Den tvärgående axeln i kontrollvolymen benämns Y och sammanfaller med flygplanets tväraxel y .



Figur 2.5: Koordinatsystem för flygplan och kontrollvolym.

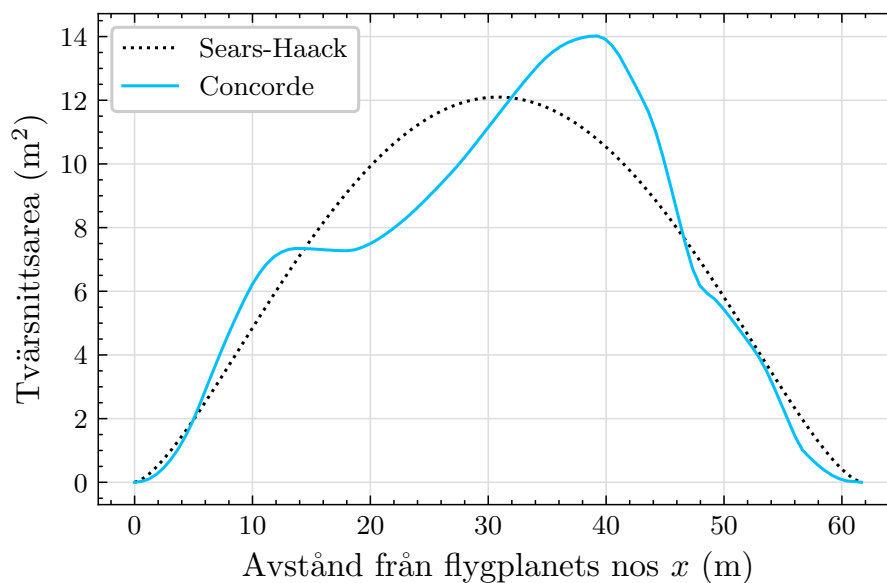
Design och utveckling av ett flygplan kan delas upp i cykler enligt J. Oppelstrup och A. Rizzi [9]. Den första cykeln går ut på att beskriva flygplanet konceptuellt över ett stort parameterrum, där ingångsvärdena utgörs av flygplanets ämnade användningsområden och hastigheter. Vingens storlek och utsträckning bestäms med avseende på flertalet parametrar, varav de av intresse för detta arbete behandlas i Avsnitt 2.3.2.

När dessa parametrar fastställts går konstruktionen vidare till den andra cykeln, där man lämnar den konceptuella fasen och övergår till en preliminär design. Konceptet konkretiseras och parameterrummet smalnar av i jakten på optimal utformning av vinge och kropp. I denna cykel är utformning av vingarnas tvärsnittsprofil i fokus. Även vingens utformning längs med y -axeln studeras. I den andra cykeln betraktas endast en så kallad ren vinge, det vill säga helt utan rörliga roderytor, lyftkraftsförstärkande anordningar eller motorer. I den tredje cykeln betraktas däremot samtliga delar till flygplanet. Förutom inkludering av roderytor och andra aerodynamiska delar måste även integrering mellan kropp, vingar och motorer hanteras.

Designprocessen J. Oppelstrup och A. Rizzi beskriver är alltså sekventiell och iterativ. Om konceptet i den första cykeln inte håller måttet eller innebär för stora kompromisser vid konkretisering i den andra cykeln, återgår processen till den första igen där ett nytt koncept tas fram. På samma sätt går processen tillbaka till den andra cykeln om vingens integration med kropp och motor inte ger önskvärda resultat. Detta arbete avgränsas till att endast behandla dessa två cykler, det vill säga endast rena flygplan (vingplanformer utan motorer och rörliga delar).

2.3.1 Whitcombs area-regel

För flygplan i allmänhet gäller givetvis att luftmotstånd önskas hållas så litet som möjligt. Smala former och jämna övergångar mellan olika komponenter är därför att eftersträva. När ett flygplan ämnas flyga i överljudsart finns däremot ytterligare aspekter att ta hänsyn till. Till motståndet tillkommer även ett bidrag från stötvågorna som bildas av flygplanet. Detta bidrag beror inte endast på hur de enskilda komponenterna är formade eller sitter ihop, utan även på hur flygplanet är utformat som helhet. Ett sätt att kvantifiera flygplanets form är att undersöka hur tvärsnittsarean förändras längs med flygplanets utsträckning från nosen. Enligt Whitcombs area-regel, som har sitt ursprung i 60-talets utveckling av överljudsflygplan, uppnås minimalt vågmotstånd om tvärsnittsarean fördelas på samma sätt som för den så kallade Sears-Haack-kroppen [9], som visas i Figur 2.6 nedan.



Figur 2.6: Fördelning av tvärsnittsarea för Sears-Haack-kroppen samt för Concorde längs med flygplanets längdaxel. Fördelningen är beräknad enligt Avsnitt 3.2.5 och x -koordinaten anger avståndet från flygplanets nospets längs med flygplanskroppen.

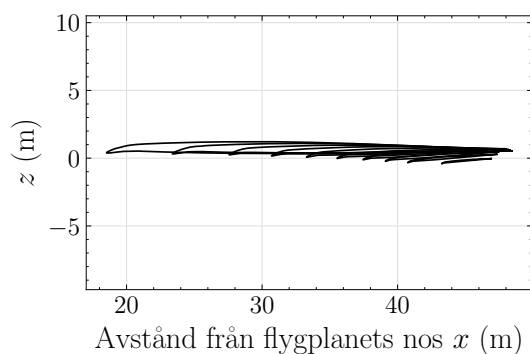
Trots att vågmotståndet minimeras vid fördelning av tvärsnittsarea enligt Sears-Haack-kroppen behöver det inte innebära att luftmotståndet i helhet gör det. Mer komplicerade effekter av hur stötvågor interagerar med varandra eller andra aerodynamiska fenomen kan medföra att en annan fördelning av tvärsnittsarea är önskvärd [9]. I detta arbete nyttjas Whitcombs area-regel för att agera utgångspunkt i hur flygplanets vingar ska placeras längs med flygplanets längdaxel x .

2.3.2 Parametriserad vingdesign

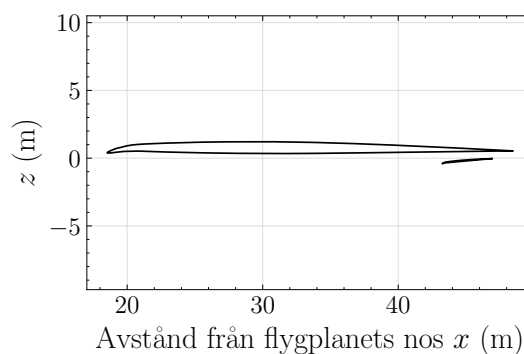
De ovan nämnda parametrarna för vingdesign går nu igenom i mer detalj, med fokus på de parametrar som är av intresse för detta arbete.

För en given vingprofil definieras kordan som den räta linje som sträcker sig från vingens framkant till dess bakkant, vars längd benämns c . Det är gentemot kordan som vingens anfallsvinkeln α_c mäts. Tordering avgör hur mycket vingens anfallsvinkel α_c ändras utmed y -axeln, från roten. Generellt önskas en tordering sådan att anfallsvinkeln är mindre vid vingpetsarna jämfört med vingroten. Detta då ett flygplan på detta sätt under en begynnande överstegring fortfarande har god verkan i skevrodden, vilket medför en tydlig fördel i termer av stabilitet [9]. Dihedralvinkeln anger vinkeln mellan y -axeln och en given vingsektions position i z -led.

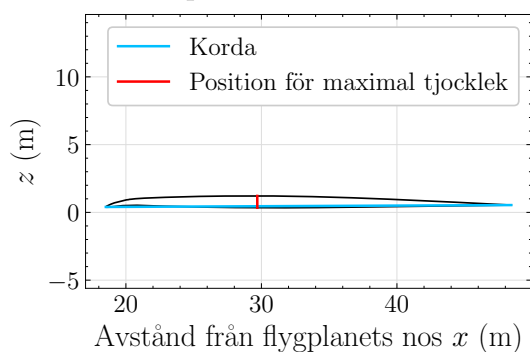
Avsmalningsförhållandet λ anger förhållandet mellan vingpetsens och vingrotens kordalängder enligt $\lambda = c_{\text{spets}}/c_{\text{rot}}$. Ett väl inställt avsmalningsförhållande λ minskar luftmotståndet för en vinge då lyftkraftsfördelningen över vingen är elliptiskt formad. Mest lyftkraft genereras närmast kroppen och minst vid vingpetsen [9].



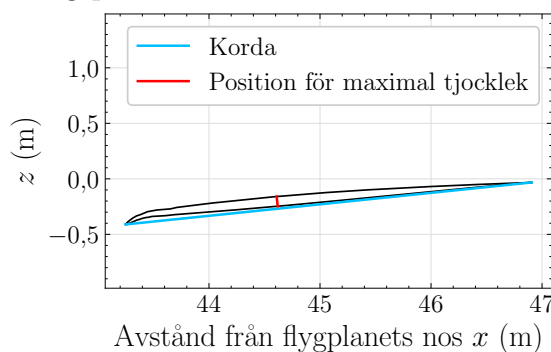
(a) Tio tvärsnitt av Concordes vinge från rot till spets.



(b) Tvärsnitt av Concordes vingrot och vingpets.



(c) Korda och position för maximal tjocklek för Concordes vingrot.



(d) Korda och position för maximal tjocklek för Concordes vingpets.

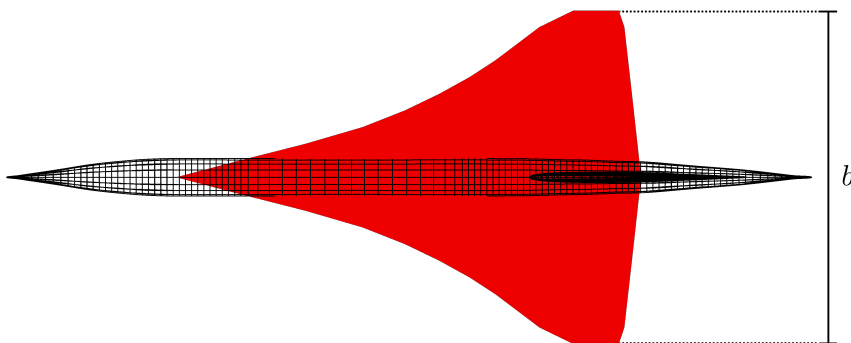
Figur 2.7: Olika tvärsnitt av Concordes vinggeometri med fokus på vingens rot och spets. I (c) och (d) visas definitionen av korda samt positionen för maximal tjocklek. Figurerna är tvärsnitt i xz -planet, där x är längs med flygplanets längdaxel och z är flygplanets giraxel.

I Figur 2.7 ovan visas ett antal tvärsnitt av Concorde-modellens vinge längs med y -axeln. I Figur 2.7a visas tio profiler, där både tordering och avsmalningsförhållande

λ kan avläsas. En vingprofils tjocklek t definieras som det längs med kordan största avståndet mellan vingprofilens över- och undersida. Både korda och position för maximal tjocklek markeras i Figur 2.7c och 2.7d. Kordans längd c och vingprofilens tjocklek t används för att definiera tjocklek till korda-förhållandet t/c , vilket är en parameter av intresse utifrån flera perspektiv. En tunnare vinge med lägre t/c är generellt önskvärd från ett aerodynamiskt perspektiv, men medför svårigheter att få vingen tillräckligt stark ur ett hållfasthetsperspektiv. Dessutom innebär en smalare vinge att volymen inuti vingen, tillgänglig för bränsletankar blir minskad, vilket i sin tur sätter begränsningar på flygplanets räckvidd. När ett flygplan konstrueras behöver alltså en kompromiss nås vad gäller tjocklek till korda-förhållandet t/c . I synnerhet för överljudsflygning är t/c en mycket avgörande parameter för hur stort vågmotstånd som påverkar flygplanet [9].

Den projicerade vingarean S_{ref} definieras som den area i det horisontella planet xy som flygplanets vingar spänner upp, inklusive den area som skär flygplanskroppen, enligt Figur 2.8 nedan. Detta enligt definition för S_{ref} [9]. Den projicerade arean beror av kordalängden c , formen på vingens fram- och bakkant och vingspannet b . Vingspannet definieras som avståndet mellan punkterna längst ut på respektive vinge, längs med y -axeln, och visas i Figur 2.8.

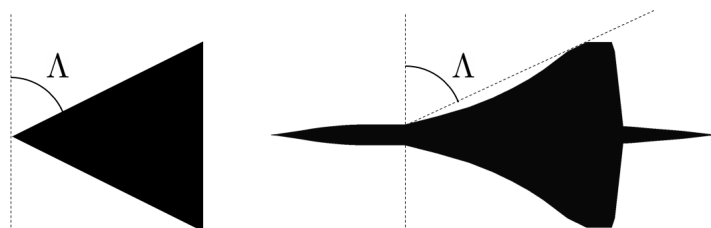
Förutom storlek på vingen påverkar vingarean även vingbelastningen m/S_{ref} , som beskriver hur stor del av flygplanets massa m varje ytenhet av vingen behöver bära. Vingbelastningen har aerodynamiska implikationer, varför vingarean och därmed vingbelastningen avses hållas konstant mellan olika flygplansiterationer för att producera jämförbara resultat.



Figur 2.8: Concorde-modellens geometri ovanifrån, där den vingarea som vid projicering på xy -planet benämns S_{ref} är markerad röd. Notera att den del av vinggeometrin som skär flygplanskroppen räknas med per definition. Vingspannet b är även markerat.

Svepvinkeln Λ är i synnerhet intressant att studera för ett flygplan ämnat att flyga transsonisk eller supersonisk. Vid supersonisk flygning är interaktionen mellan stöt-

vågor och vingen avgörande för vingens prestanda. Vingens svepvinkel spelar in i hur luftströmmen rör sig längs med vingens korda, alltså över vingprofilen. Genom att svepa vingen blir den hastighetskomponent som går längs med kordan mindre, något som bidrar till att förhindra bildandet av normala stötvågor över vingprofilen. Konkret blir effekten av vingsvepning att luftmotståndskoefficienten C_D (se Avsnitt 2.4.1) är lägre vid transsoniska och supersoniska hastigheter, samt att flygplanets hastighet kan vara högre utan att effekter av stötvågsbildning börjar inverka på vingarnas prestanda. Å andra sidan innebär en mer svept vinge att vingarnas lyftkraftkoefficient blir mindre. Generellt för överljudsflygplan gäller att vingen bör vara svept precis så långt bak att hela vingen befinner sig innanför machkonen. Detta medför att strömningen längs med vingkordan är subsonisk [3] och därmed önskvärd med avseende på vingarnas prestanda.



Figur 2.9: Definition av svepvinkeln Λ för en deltavinge till vänster respektive en ogival vinge till höger.

2.4 Flygplansprestanda

Flygplansprestanda är ett brett begrepp som kan innefatta många olika typer av jämförelser och mätningar. Allt från hur mycket lyftkraft ett plan genererar och dess luftmotstånd, till dess förmåga att prestera i höga anfallsvinklar vid start och landning. Vissa parametrar är enklare att mäta och ger ett konkret resultat när dessa jämförs mellan flygplansmodeller. Nedan kommer det att tas upp vilka parametrar som har valts att analyseras och jämföras i detta arbete.

2.4.1 Mätbara parametrar för prestanda

Ofta är lyftkraft, luftmotstånd och glidtal starkt förknippade med prestandan hos ett flygplan. Formeln för lyftkraften L som genereras av ett flygplan beskrivs som

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho S_Z v^2, \quad (2.6)$$

där C_L är lyftkraftskoefficienten, ρ är luftens densitet, S_Z är flygplanets projicerade area längs kontrollvolymens vertikala axel Z och v är flygplanets fart. C_L kan i sin tur beskrivas i två fall enligt [3]

$$C_L = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}, \quad (2.7)$$

$$C_L = 2\pi \sin \alpha. \quad (2.8)$$

Ekvation (2.7) beskriver lyftkraftskoefficienten för framkanten av en vinge, under supersonisk strömning och Ekvation (2.8) gäller för subsonisk strömning. Lyftkraften påverkas således av marschhöjden H genom densitetsvariationer i atmosfären, marschfarten och flygplanets anfallsvinkel α .

Lyftkraftskoefficienten bestäms vanligtvis empiriskt genom att lösa ut C_L ur lyftkraftsekvationen och beräkna lyftkraften numeriskt genom simuleringar eller genom vindtunnelprov. Ett flygplans totala lyftkraft beror också på tryckskillnader mellan ovan- och undersidan av flygplansvingen. Genom olika utformningar av vingens tvärsnitt kan man generera tryckskillnader som i sin tur genererar lyftkraft.

Luftmotståndet för ett flygplan är definierat analogt med lyftkraften, med två viktiga skillnader. I formeln för luftmotståndskraften

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho S_X v^2, \quad (2.9)$$

ingår istället C_D och S_X . Luftmotståndskoefficienten C_D är mödosam att uppskatta analytiskt, och bestäms därför empiriskt på samma sätt som C_L , och S_X är här den projicerade arean längs kontrollvolymens X -axel. Luftmotståndet beror också av tryckskillnader, men i detta fall tryckskillnader mellan fram- och baksidan av flygplanets olika delar, tillsammans med många andra parametrar.

Glidtalet hos ett flygplan beskriver förhållandet mellan höjdförlust och horisontell förflyttningssträcka. Det är en dimensionslös storhet som definieras enligt

$$\text{Glidtal} = \frac{\text{Lyftkraft}}{\text{Luftmotstånd}} = \frac{L}{D}. \quad (2.10)$$

Glidtalet ger ett enkelt sätt att jämföra olika flygplans effektivitet vid planflykt, där ett större värde innebär högre effektivitet. Planflykt innebär ett tillstånd där flygplanet varken stiger eller sjunker. För jämförelser av effektivitet för planflykt i olika marschhastigheter behövs ytterligare en parameter. Här kan ett viktat glidtal med avseende på machtal användas, vilket definieras som

$$\text{Viktat glidtal} = M \cdot \frac{L}{D}. \quad (2.11)$$

2.4.2 Linjär supersonisk beskrivning

Vid betraktande av tunna vingprofiler där tjockleken t är försumbar i förhållande till kordalängden c , kan lyftkraften simplifierat beräknas med hjälp av tunn vingteori. Detta låter oss anta en linjär supersonisk beskrivning.

Givet att den med kordan parallella hastighetskomponenten av strömningen är subsonisk kan lyftkraftskoefficienten för en tunn deltaliknande vinge beskrivas enligt Ekvation (2.8). För små anfallsvinklar α kan lyftkraftskoefficienten approximeras som linjärt beroende av anfallsvinkeln, enligt $C_L \approx 2\pi\alpha$. Luftmotståndskoefficienten C_D är mer komplicerad att beskriva analytiskt och utgörs av flera deltermer

där empiriskt framtagna koefficienter spelar in. Generellt gäller approximativt att $C_D \propto \alpha^2$, till skillnad från det nästan linjära sambandet hos C_L [3].

För ett flygplan i marschtillstånd gäller att den producerade lyftkraften ska vara lika stor som flygplanets tyngdkraft. Då flygplanets utformning och fart är konstant, liksom även atmosfärsluften det flyger genom, är det endast lyftkraftskoefficienten C_L som avgör hur mycket lyftkraft flygplanet genererar, enligt Ekvation (2.6). Det approximativt linjära sambandet mellan lyftkraftskoefficienten C_L och anfallsvinkeln α kan därmed utnyttjas för att hitta ett optimalt α för flygning i marschtillstånd genom att interpolera mellan två datapunkter för C_L respektive α . Med detta fås en anfallsvinkel för marsch som

$$\alpha_{\text{req}} = \alpha_1 + \frac{\alpha_2 - \alpha_1}{L_2 - L_1} \cdot (L_{\text{req}} - L_1), \quad (2.12)$$

där α_{req} är den krävda anfallsvinkeln för att producera den krävda lyftkraften L_{req} . Lyftkrafterna L_1, L_2 är erhållna resultat från simuleringar vid anfallsvinklarna α_1 respektive α_2 .

2.5 Simulering

För att beräkna luftflödet runt en komplex tredimensionell geometri krävs numeriska lösningsmetoder. Navier-Stokes ekvationer, som beskriver hur viskösa fluider beter sig, kan beskrivas i allmän form i tre dimensioner som [10, kap. 8]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{u} = 0, \quad (2.13)$$

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla \vec{u} \right) = -\nabla P + \eta \nabla^2 \vec{u} + \vec{f}. \quad (2.14)$$

Dessa ekvationer beskriver massbevarande respektive rörelsemängdsbevarande. Där ρ är densiteten, \vec{u} är hastighetsfältet för strömningen i tre dimensioner, P är trycket, η är den dynamiska viskositeten och \vec{f} är externa krafter. Den icke-linjära termen $\vec{u} \cdot \nabla \vec{u}$ gör systemet svårhanterbart och i fallet av turbulent strömning kommer små variationer i randvillkoren att växa exponentiellt. I fall där turbulens behöver modelleras används ”Reynolds-Averaged Navier–Stokes” (RANS)-ekvationerna [11]

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{\rho} \bar{\vec{u}} = 0, \quad (2.15)$$

$$\bar{\rho} \left(\frac{\partial \bar{\vec{u}}}{\partial t} + \bar{\vec{u}} \cdot \nabla \bar{\vec{u}} \right) = -\nabla \bar{P} + \eta \nabla^2 \bar{\vec{u}} - \nabla \cdot \overline{\rho \vec{u}' \vec{u}'}. \quad (2.16)$$

Här används en medelvärdesbildning över tid och hastighetsfältet delas upp i två komponenter, det genomsnittliga hastighetsfältet $\bar{\vec{u}}$ och en fluktuerande komponent $\vec{u}' = \vec{u} - \bar{\vec{u}}$ som representerar turbulensen. $\overline{\rho \vec{u}' \vec{u}'}$ -termen representerar Reynolds spänningstensor och måste modelleras med turbulensmodeller som exempelvis k - ω -modellen.

2.5.1 Turbulensmodellering

Turbulensmodellen k - ω används som en approximation för RANS-ekvationerna. Modellen approximerar och förutspår turbulensen som uppstår i simuleringar genom två extensiva partiella differentialekvationer för två variabler [12]

$$\begin{aligned}\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} &= \rho \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \Gamma^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \sigma_k \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right), \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} &= \frac{\alpha \omega}{k} \rho \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \Gamma \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \sigma_\omega \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \frac{\rho \sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}.\end{aligned}\tag{2.17}$$

Turbulensmodellen nyttjas i simuleringarna och beskrivs inte ytterligare i detta arbete. Därmed utelämnas även definitioner av τ , Γ , Γ^* , σ_k , σ_ω och σ_d . Turbulensens kinetiska energi beskrivs av variabeln k och har enhet m^2/s^2 , medan ω beskriver hur snabbt turbulent kinetisk energi försvinner genom viskösa effekter och har enhet $1/\text{s}$.

2.5.2 Viskositet

k - ω -modellen assisterar även simuleringen med att ta hänsyn till turbulenta viskösa effekter, något som RANS ej tar hänsyn till. I RANS-ekvationerna finns termer som beskriver laminära viskösa effekter, så som viskösa gränsskiktseffekter och friktion. För turbulenta viskösa effekter, som exempelvis ökad transport av rörelsemängd i gränsskiktet, krävs en turbulent viskositet η_t . Denna variabel definieras enligt k - ω -modellen som

$$\eta_t \propto \frac{\rho k}{\omega},\tag{2.18}$$

och används i RANS-ekvationerna som ett tillägg till den dynamiska viskositeten η .

2.5.3 Finita volymmetoden

För komplexa geometrier är det inte tillräckligt att lösa RANS-ekvationerna för hela kroppen på en och samma gång. Randvillkoren och geometrins utformning varierar kraftigt över modellen som ska simuleras. Därför används metoder som delar upp modellen och kontrollvolymen runt omkring den i mindre volymelement, även kallat celler. Detta innebär att RANS-ekvationerna kan lösas för många små delvolymelement och ytor där randvillkoren över cellen kan appliceras med hänsyn till dess placering på eller runt den undersökta geometrins. Ett kopplat nätverk av element kallas beräkningsnät, och används i simuleringarna för att beräkna luftflödet.

Ofta krävs en bättre upplösning av volymelement i områden runt geometrins som genererar turbulenta effekter. Exempelvis används fler celler runt ett flygplans vingar för att ge mer precisa beräkningar och således fånga de turbulenta effekterna som uppstår. I många fall leder denna uppdelning av simuleringens volym till ett nätverk som består av flera miljoner celler. Eftersom RANS-ekvationerna behöver lösas flera gånger per element för att få ett pålitligt resultat, är detta omöjligt att beräkna för

hand. Därför används ett "Computational Fluid Dynamics" (CFD)-program, STAR-CCM+, i detta arbete.

En viktig parameter att ta hänsyn till vid genereringen av beräkningsnät är en ytas dimensionslösa väggavstånd y^+ . Denna funktion ger en indikation för hur turbulens hanteras, med avseende på beräkningsnätet, i en turbulent strömningssimulering. Det anger alltså hur väl beräkningsnätet fångar upp de branta gradienterna i gränsskiktet nära en vägg. Detta genom att definiera avståndet från en yta till centrum av den intilliggande cellen, normerat med de lokala strömningssparametrarna. y^+ definieras som

$$y^+ = \frac{\tilde{y}u_\tau\rho}{\eta} = \frac{\tilde{y}}{\eta} \cdot \sqrt{\tau_w\rho}, \quad (2.19)$$

där \tilde{y} är avståndet från ytan till cellcentrum, η är den dynamiska viskositeten, u_τ är friktionshastigheten vid väggen, τ_w är väggskjuvspänning och ρ är fluidens densitet. I simuleringar med $k-\omega$ -turbulensmodellen bör $y^+ \leq 1$ för att korrekt kunna lösa gränsskiktet [13].

2.5.4 Friströmning och stagnation

I fallet med att simulera supersoniska miljöer på hög höjd över havet behöver temperatur, tryck och densitet definieras för friströmning och stagnation. Friströmstemperaturen T_∞ , friströmstrycket P_∞ och friströmsdensiteten ρ_∞ , är omgivningens temperatur, tryck och densitet vid en viss höjd över havet och finns tabellerad för olika höjder enligt ISA-modellen [14]. Utifrån friströmstemperaturen, machtalet och luftens adiabatiska index kan stagnationstemperaturen beräknas genom [8, kap. 8]

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right), \quad (2.20)$$

där T_0 beskriver vilken temperatur luften skulle få om den isentropiskt bromsades ner till stillastående, det vill säga utan att tillföra eller bortföra energi. Analogt kan stagnationstryck och stagnationsdensitet för luften definieras enligt [8, kap. 8]

$$P_0 = P_\infty \left(\frac{T_0}{T_\infty}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.21)$$

$$\rho_0 = \rho_\infty \left(\frac{T_0}{T_\infty}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (2.22)$$

Stagnationsvariablerna behandlas ej analytiskt i uppställningen av simuleringssmodellen. Däremot beräknas dessa numeriskt i STAR-CCM+.

Tryckkoefficienten C_P beskriver hur trycket förändras genom strömningen, och definieras enligt

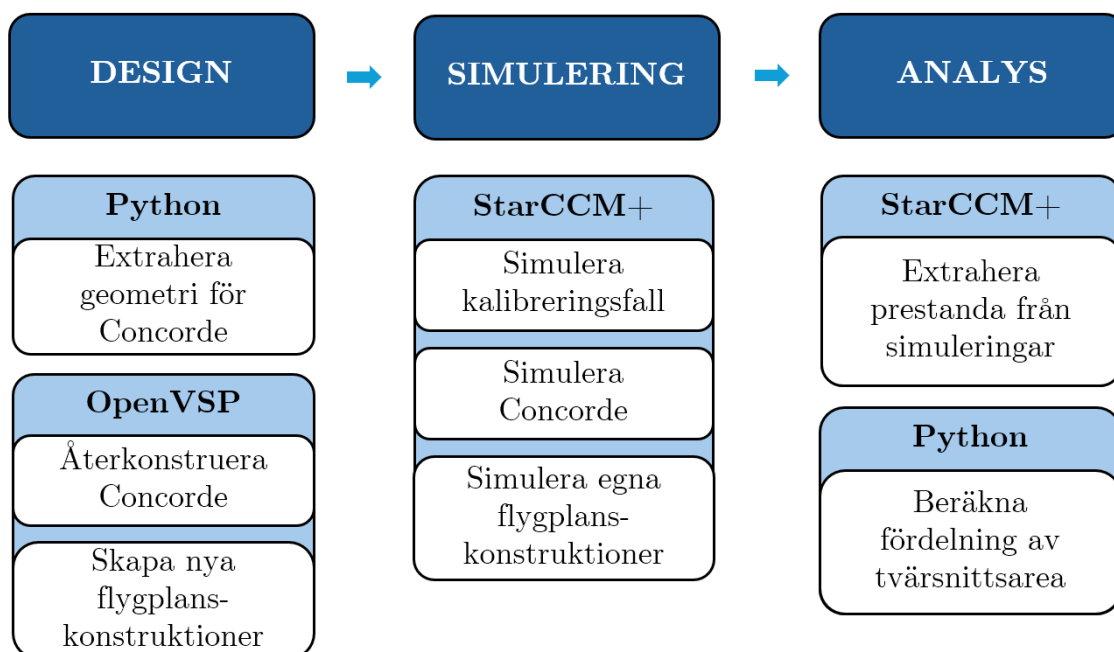
$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty v^2}, \quad (2.23)$$

där v enligt tidigare är flygplanets hastighet [15]. Över exempelvis en vinge kan C_P användas för att uppskatta vingens förmåga att generera lyftkraft.

3

Metod

Initialt tillhandahölls en modell av Concorde från J. Ooppelstrup och A. Rizzi [16] som därefter modifierades och anpassades för andra marschförhållanden. Därefter kunde simulering och analys av resultaten utföras för att återigen konstruera ett nytt flygplan och upprepa processen. Arbetsgången redovisas schematiskt i Figur 3.1.



Figur 3.1: Arbetsgången för utveckling, simulering, validering och analys av flygplanet.

3.1 Design

Som utgångspunkt för arbetet tillhandahölls geometridata för en modell av det kommersiella överljudsflygplanet Concorde från J. Ooppelstrup och A. Rizzi [16]. Denna geometri bestod av parametriserade tvärsnitt av flygkroppen, vingarna och den vertikala stabilisatorn. Geometrin extraherades från en SMX-fil med hjälp av Pythonskriptet i Bilaga B.3. Skriptet möjliggjorde rekonstruktion av de olika komponenterna genom koordinater för varje tvärsnitt, samt extrahering av parametrar som beskrev de relativa positionerna mellan tvärsnitten. I Tabell 3.1 nedan visas kordalängd c , tjocklek t samt tjocklek till korda-förhållandet t/c för de tio vingprofiler

för Concorde-modellen som visas i Figur 2.7a.

Tabell 3.1: Parametrar för tio vingprofiler för Concorde-modellen. Torderingen framgår i hur anfallsvinkeln α för respektive vingprofil ändras med avståndet från vingroten.

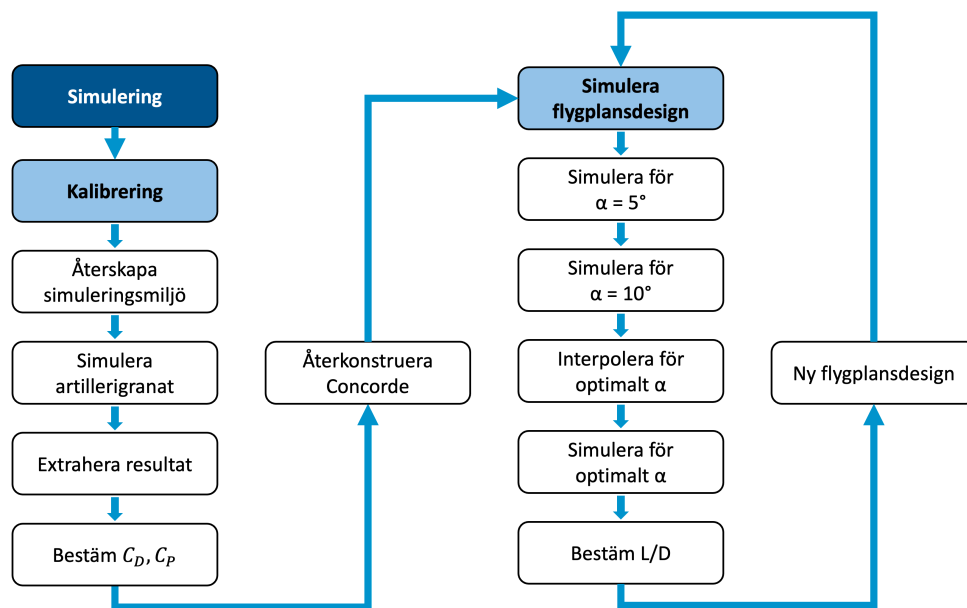
#	Avstånd från vingroten [m]	α [°]	c [m]	t [m]	t/c [%]
1	0,00	-0,27	29,9	0,873	2,92
2	1,25	-0,58	24,9	0,710	2,85
3	2,50	-1,04	20,6	0,576	2,80
4	3,75	-1,66	17,3	0,474	2,73
5	5,01	-2,41	14,6	0,395	2,71
6	6,26	-3,21	12,2	0,326	2,67
7	7,51	-3,99	10,1	0,265	2,61
8	8,76	-4,69	8,35	0,213	2,55
9	10,0	-5,32	6,57	0,161	2,45
10	11,3	-5,90	3,66	0,0881	2,41

För att modellera flygplanen användes OpenVSP, ett parametriserat designverktyg utvecklat av NASA för flygplansutformning. De konstruerade modellerna exporterades sedan som IGES-filer för vidare simulering i STAR-CCM+. I designarbetet beslutades att behålla Concorde ursprungliga flygkropp och vingprofiler, men att initialt öka vingspannet till 32 meter för att motsvara det angivna vingspannet för överljudsflygplanet Boom Overture. Från denna grund togs flera flygplansiterationer fram med syftet att undersöka prestandaskillnader beroende på förändringar i olika geometriparametrar enligt diskussionen i Avsnitt 2.3.

Den huvudsakliga parametern som studerades var vingsvepningen, vilket behandlas mer i detalj i Avsnitt 2.3.2. För att möjliggöra en rättvis jämförelse mellan modellerna begränsades den projicerade vingarean till ett intervall på $\pm 5\%$ från ursprungsvärdet för Concorde-modellen. Eftersom en ökning av vingspannet och svepvinkeln naturligt leder till en större projicerad area, behövde detta kompenseras genom att minska kordalängden vid vingroten. Justeringen gjordes systematiskt över sektioner tills den totala arean låg inom det tillåtna intervallet. Mindre justeringar genomfördes även vid vingspetsen för att säkerställa en aerodynamiskt fördelaktig avrundning av vingens framkant.

3.2 Simulering

Efter att flygplansmodellen genomgått designfasens två första cykler enligt J. Opelestrup och A. Rizzi [9], utfördes en kalibrering av arbetets simuleringsmodell genom jämförelser med resultaten från Jiajan, W. et al [17]. Därefter simulerades flygplanet i CFD-programvaran STAR-CCM+. IGES-filen importerades i programmet där en virtuell vindtunnel konstruerades med parametrar enligt Tabell A.1. En schematisk visualisering av simuleringsprocessen visas i Figur 3.2.



Figur 3.2: Schematiskt flödesschema för kalibrerings- och simuleringsprocessen av artillerigranaten samt Concorde och samtliga flygplansiterationer.

3.2.1 Kalibrering av simuleringsmodellen

En kalibrering genomfördes för att säkerställa att simuleringsmodellen gav pålitliga resultat. En artillerigranat simulerades i Mach 2 för att ge en indikation på att simuleringsmodellen är uppställd korrekt för överljudshastigheter. Detta genom att jämföra erhållna resultat med redan publicerade resultat av Jiajan, W. et al [17]. Hur väl återskapandet överensstämde med artikeln bedömdes med hjälp av jämförelse av den erhållna luftmotståndskoefficienten C_D samt tryckkoefficienten C_P längs med granatens längdaxel. Av särskilt intresse var C_D då Jiajan, W. et al [17] hade insamlat data för koefficienten genom empiriska experiment.

För kalibreringsfallet nyttjades inställningar enligt Tabell A.2 och en virtuell vindtunnel konstruerades enligt Figur A.5 och A.6. Arbetets erhållna resultat för kalibreringsfallet visas i Figur 5.3a och resultatet från Jiajan, W. et al [17] visas i Figur 5.3b.

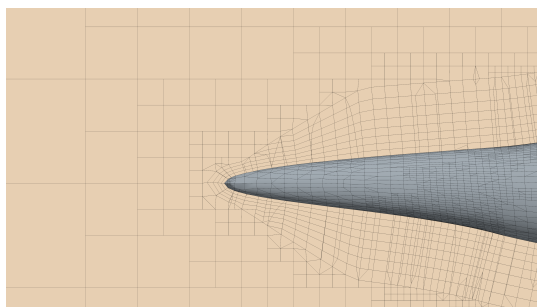
3.2.2 Driftpunkt och simuleringsmiljö

För simuleringar av flygplansmodellerna krävdes en definition av omgivningens samtliga parametrar som gemensamt definierar vilka flygförhållanden som planen möter. Dessa listas i Tabell 3.2 och valdes för att återskapa planflyktsmiljön för Boom Overture [6] på 18 288 m över havet i $M = 1,7$.

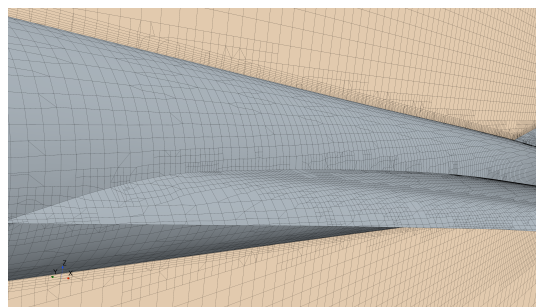
Tabell 3.2: Parametervärden vid driftpunkten för flygplanssimuleringar. Värdet inom parentes representerar driftpunktsvärdet för simulering av Concorde i $M = 2$

Parameter	Värde
Machtal M	1,7 (2,0)
Lufthastighet v	501,57 m/s (590,08 m/s)
Temperatur T_∞	216,65 K
Tryck P_∞	7171,54 Pa
Densitet ρ_∞	0,12 kg/m ³
Ljudhastighet a	295,04 m/s

Utvalda bilder på simuleringens beräkningsnät visas i Figur 3.3a och 3.3b. Där syns beräkningsnätet hos kritiska delar på flygplanet. Inställningar för dessa samt bilder över hela vindtunneln återfinns i Tabell A.1 respektive Figur A.2.1.



(a) Beräkningsnät på och runtom flygplanets främre spets.



(b) Beräkningsnät på och runtom flygplanets vänstra vingens främre kant.

Figur 3.3: Illustrering av simuleringarnas beräkningsnät runt främre spetsen av planet och runt den vänstra vingens främre kant.

3.2.3 Antaganden om flygplanets vikt

Maxvikten för Concorde utan bränsle är 92 ton och maxvikten för enbart bränslet är 96 ton [18]. I detta arbete antas att 40 % av bränslet har förbrukats under färden till planflykt, där simuleringarna äger rum. Utifrån detta antas Concorde och samtliga

flygplansmodeller väga 130 ton. Därefter används en formel för tyngdaccelerationen där jorden approximativt beskrivs som en homogen rotationsellipsoid [19]

$$g(\phi, H) = 9,8062 \cdot (1 - 0,00264 \cos(2\phi) - 0,0000003H) \text{ m/s}^2, \quad (3.1)$$

där breddgraden valts till $\phi = 58,4^\circ\text{N}$ och höjd över havet $H = 18\,288$ m. Detta resulterar i en tyngdacceleration på $g(\phi, H) = 9,77$ m/s² och således en tyngdkraft på $L_{\text{req}} = 1274$ kN.

3.2.4 Beräkning av anfallsvinkel för planflykt

Då flygplanet befinner sig i planflykt är den genererade lyftkraften lika stor som flygplanets tyngd. Genom att interpolera den av simuleringen genererade lyftkraften L som funktion av anfallsvinkeln α identifierades den anfallsvinkel som precis motsvarar tyngden. Då flygplanet antas befinna sig inom ramen för linjär teori enligt Avsnitt 2.4.2 användes linjär interpolering.

För att beräkna vilken anfallsvinkel som krävs för planflykt används den approximerade lyftkraften L_{req} från Avsnitt 3.2.3 samt Ekvation (2.12) och resultat från två simuleringar. Den första simuleringen utfördes med en anfallsvinkel på $\alpha_1 = 5^\circ$, varvid L_1 noterades, och den andra simuleringen vid $\alpha_2 = 10^\circ$, som gav L_2 . Därefter kunde α_{req} beräknas med Ekvation (2.12), och en sista simulering kunde utföras vid planflykt för att erhålla de slutliga resultaten.

3.2.5 Analys och visualisering

För att analysera och jämföra prestandan mellan flygplansmodeller användes numeriska data samt tvärsnitts- och ytbilder av hastighets- och tryckfördelningar. Dessa framtoogs genom funktioner i STAR-CCM+ och exempel finns i Tabell 4.3 och Avsnitt 4.2.2. Från simuleringarna framtoogs lyftkraft L , lyftkraftskoefficient C_L , luftmotstånd D , luftmotståndskoefficient C_D , glidtal L/D samt viktat glidtal $M \cdot L/D$, med syfte att representera de olika modellernas prestanda vid marschfart.

Fördelningar av flygplanets tvärsnittsarea längs med flygplanets längdaxel beräknades också, numeriskt med Python. Koden laddade in flygplansmodellen som en STL-fil och delade upp den i ett finit antal tvärsnitt vars area bestämdes och visualiserades i grafer enligt Avsnitt 2.3.1. Koden återges i Bilaga B.1.

4

Resultat

Efter att simulationer på sex flygplansiterationer, vid anfallsvinkel som motsvarar planflykt, hade utförts framstod det att flygplansmodellen benämnd Design 3, presterade bäst med avseende på glidtal. Här presenteras jämförelser mellan Design 3 och Concorde, med hänsyn till Whitcombs area-regel, i enlighet med Avsnitt 2.3.1. Dessutom redovisas resultat från simuleringar som visar samtliga flygplansiterationers prestanda i form av parametrar som behandlats i Avsnitt 2.4.1, såväl som maktals- och tryckfördelningar runt om och på ytan av flygplanen. Även bilder på en tredimensionell modell av den ursprungliga Concorde-geometrin, och av Design 3, presenteras. Övriga flygplansmodeller som producerats, presenteras i parametriserad form.

4.1 Producerade flygplansmodeller

Totalt framställdes sex flygplansmodeller, samtliga baserade på Concordes kropp och vingprofiler, med ett ökat vingspann jämfört med Concorde. De olika flygplansiterationerna med respektive parametriserad geometridata sammanställs i Tabell 4.1.

Tabell 4.1: Parametrar för respektive flygplanskonstruktion i termer av vingarnas vingspann b , projicerade vingarea S_{ref} , kordalängd vid vingroten c_{rot} , genomsnittliga tvärsnittstjocklek t/c_{ave} , avsmalningsförhållande λ samt svepvinkel Λ . Utöver iterationsnummer redovisas även de olika konstruktionernas respektive iterationsbeteckningar.

Beteckning	b	S_{ref}	c_{rot}	t/c_{ave}	λ	Λ
Concorde	25,6 m	424 m ²	35,6 m	2,69 %	0,114	65°
Design 1	32,0 m	430 m ²	24,5 m	2,69 %	0,114	55°
Design 2	30,0 m	428 m ²	26,1 m	2,69 %	0,114	58°
Design 3	32,3 m	430 m ²	27,8 m	2,69 %	0,126	62°
Design 4	32,0 m	418 m ²	25,2 m	2,69 %	0,067	58°
Design 5	32,0 m	419 m ²	25,9 m	2,69 %	0,072	58°
Design 6	32,0 m	423 m ²	27,1 m	2,69 %	0,032	61°

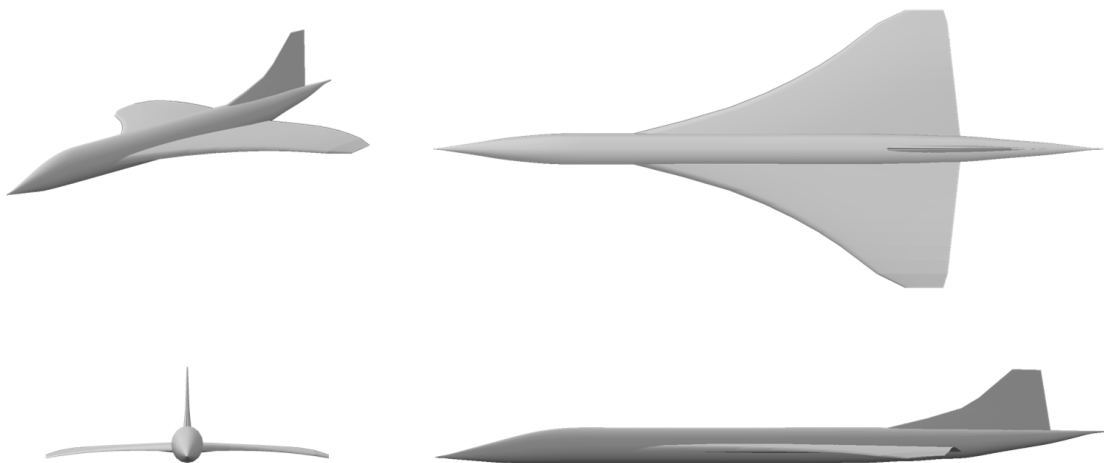
Utöver ovanstående parametrar redovisas även dihedralkvinkeln för varje sektion i

Tabell 4.2. Notera att vinkeln för varje sektion är identisk för alla producerade konstruktioner och Concorde.

Tabell 4.2: Dihedralvinkel per vingsektion för samtliga flygplansmodeller.

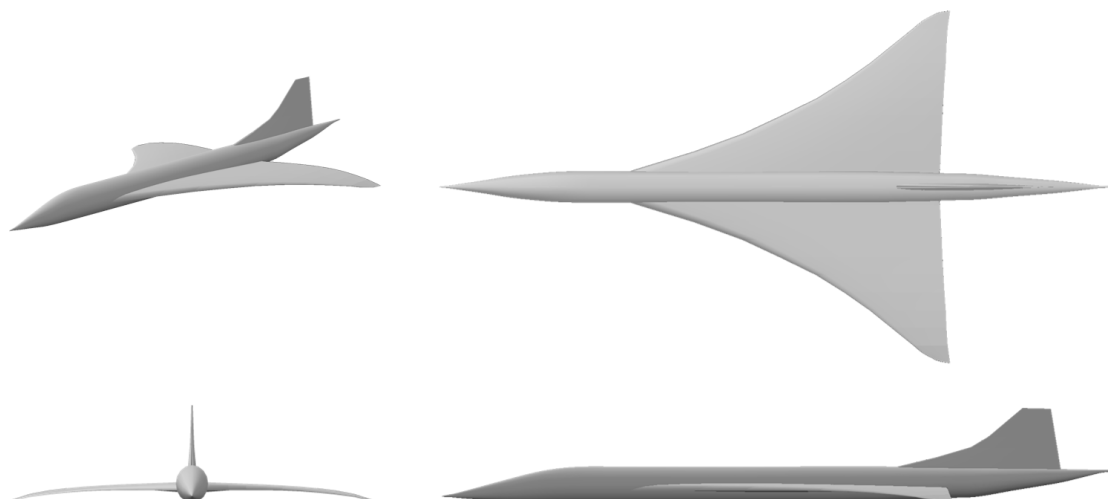
Sektion	Dihedralvinkel
1	0,32°
2	0,40°
3	0,0°
4	-1,0°
5	-2,6°
6	-4,3°
7	-6,0°
8	-7,5°
9	-8,8°

En rekonstruerad modell av Concorde, baserad på den av J. Ooppelstrup och A. Rizzi tillhandahållna datan [16], visas i Figur 4.1 nedan. Bilderna är tagna ur designverktyget OpenVSP.



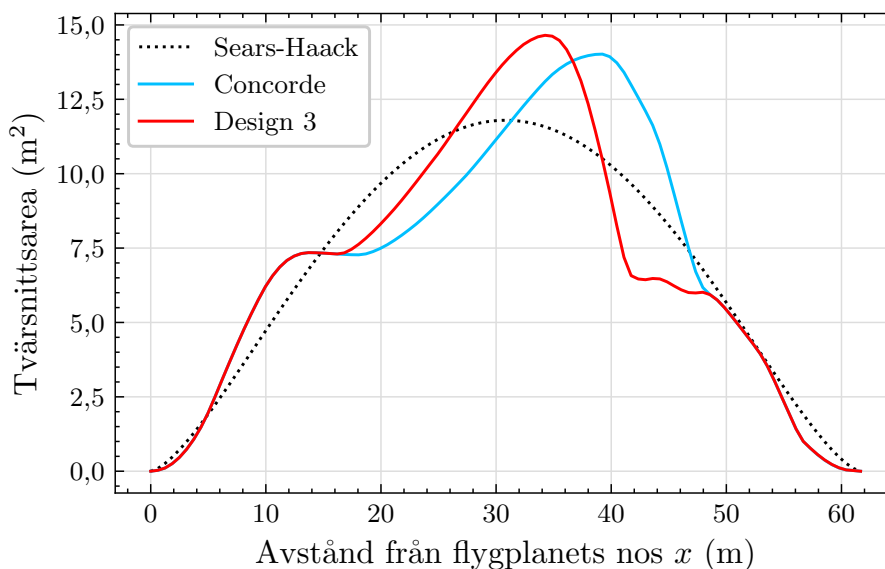
Figur 4.1: Rekonstruerad 3D-modell av Concorde.

En 3D-modell av Design 3 visas i Figur 4.2 där tydliga skillnader kan urskiljas, i jämförelse med Concorde i Figur 4.1, gällande formen på vingarnas bakre och främre kant samt bredden på vingspetsen.



Figur 4.2: Den av arbetet producerade flygplanskonstruktionen med bäst prestanda, Design 3.

Tvärnsnittsfördelningen längs med längdaxeln för Design 3 jämförs med Concorde och Sears-Haack-kroppen i Figur 4.3. Där framgår att Design 3 har förskjutna vingar, så att större del av tvärnsnittsarean är fördelad runt centrumpunkten av flygplanets utsträckning i dess längdaxel.



Figur 4.3: Fördelning av tvärnsnittsarea för Sears-Haack-kroppen, Concorde samt för Design 3 längs med längdaxeln. Fördelningen är beräknad enligt Avsnitt 3.2.5. x -koordinaten anger avståndet från flygplanets nospets.

4.2 Simuleringsresultat

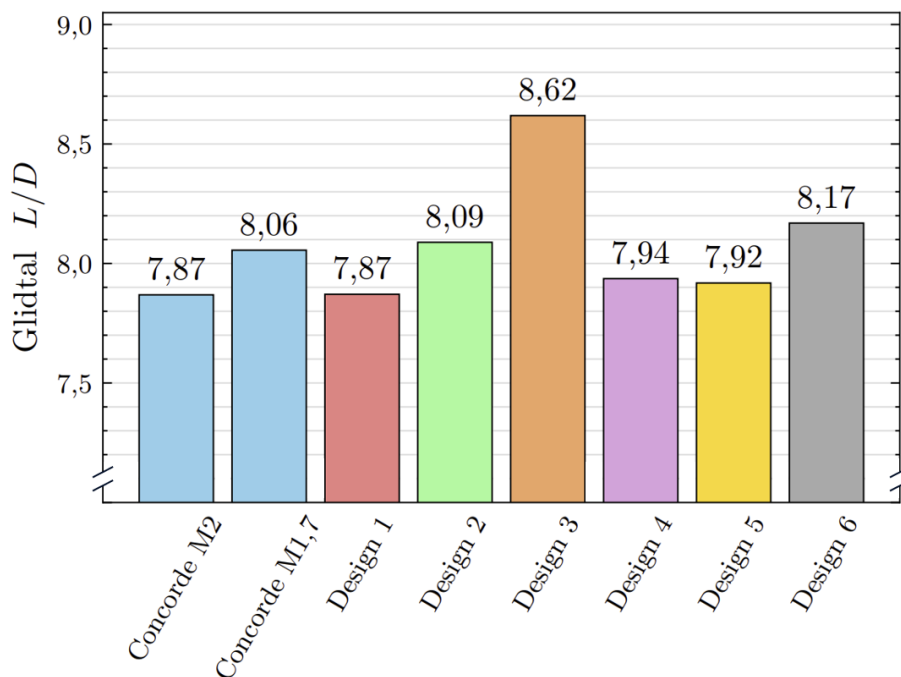
Simuleringar av de producerade flygplansmodellerna utfördes vid två olika anfallsvinklar med syfte att interpolera anfallsvinkeln för planflykt enligt Avsnitt 3.2.4.

Det resulterade för Design 3 i en lyftkraft på 1172 kN vid anfallsvinkel $\alpha = 5^\circ$ och en lyftkraft på 2382 kN vid $\alpha = 10^\circ$. Efter interpolation enligt 3.2.4 resulterade det i en anfallsvinkel av $\alpha_{\text{req}} = 5,42^\circ$, vilket presenteras i Tabell 4.3. Lyftkraft L , luftmotstånd D , lyftkraftskoefficient C_L , luftmotståndskoefficient C_D samt glidtal L/D och viktat glidtal $M \cdot L/D$, framtogs ur simulationerna och presenteras i Tabell 4.3.

Tabell 4.3: Prestanda för de simulerade flygplanen. Samtliga parametrar gäller för den krävda anfallsvinkeln α_{req} .

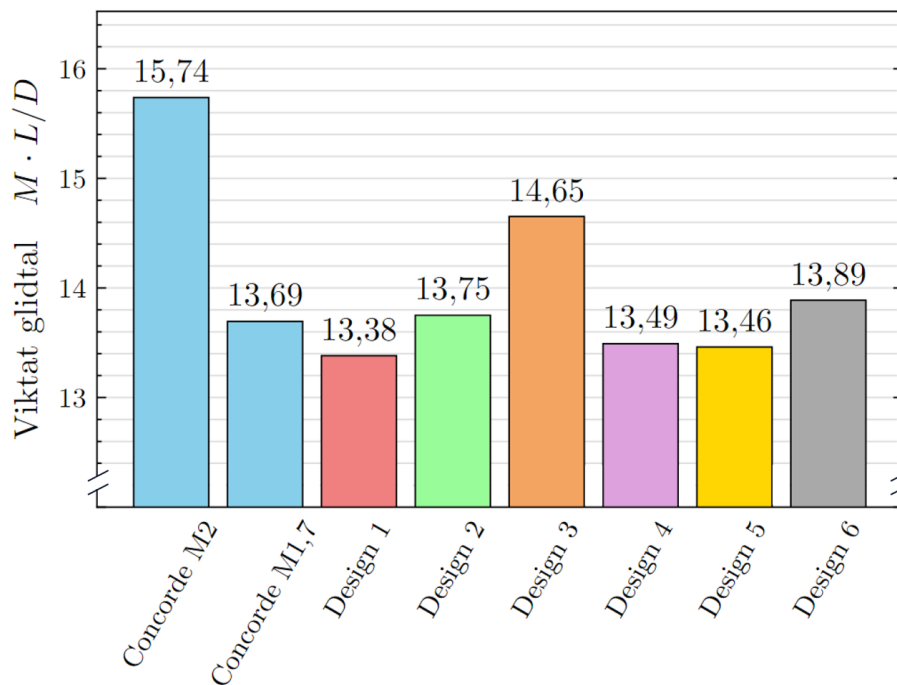
Beteckning	L	D	C_L	C_D	L/D	$M \cdot L/D$	Vid α_{req}
Concorde M2	1277 kN	162 kN	0,13	0,18	7,87	15,74	$5,37^\circ$
Concorde M1,7	1279 kN	159 kN	0,18	0,21	8,06	13,69	$6,32^\circ$
Design 1	1277 kN	162 kN	0,17	0,23	7,87	13,38	$5,40^\circ$
Design 2	1279 kN	158 kN	0,18	0,22	8,09	13,75	$5,60^\circ$
Design 3	1279 kN	148 kN	0,17	0,21	8,62	14,65	$5,42^\circ$
Design 4	1279 kN	161 kN	0,18	0,23	7,94	13,49	$5,61^\circ$
Design 5	1279 kN	161 kN	0,18	0,24	7,92	13,46	$5,57^\circ$
Design 6	1279 kN	157 kN	0,18	0,22	8,17	13,89	$5,65^\circ$

De olika simulerade planens glidtal sammanställdes i Figur 4.4 nedan, där vi ser att Design 3 presterade bäst vid direkt jämförelse med samtliga flygplansmodeller, inklusive Concorde.



Figur 4.4: Jämförelse av glidtalet L/D för de simulerade flygplanen i anfallsvinkeln α_{req} .

För en särskild jämförelse av det viktade glidtalet presenteras denna data i Figur 4.5. Design 3 erhöill bäst prestanda av de av arbetet producerade modellerna. Däremot presterade Concorde bäst i Mach 2, dess ämnade marschhastighet, vid viktning av glidtalet med machtal.



Figur 4.5: Jämförelse av det viktade glidtalet $M \cdot L/D$ för de simulerade flygplanen i anfallsvinkeln α_{req} .

4.2.1 Concorde

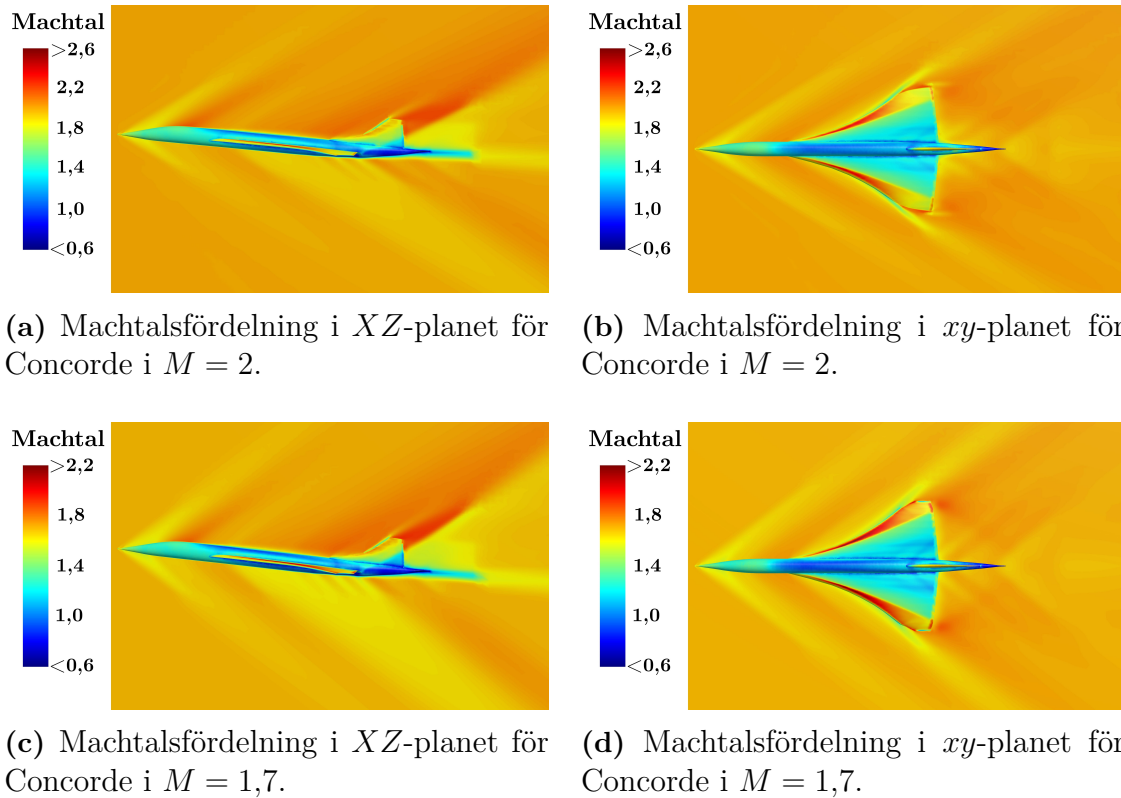
Resultat från simulering av Concorde i Mach 2 och i Mach 1,7 presenteras i Tabell 4.4, för att undersöka hur modellens aerodynamiska prestanda förändras med strömningshastigheten. Även machtalsfördelningar för respektive marschhastighet visas i Figur 4.6.

Tabell 4.4: Jämförelse av resultat för Concorde-modellen vid Mach 2 och Mach 1,7 vid beräknad anfallsvinkel för planflykt.

Parameter	Mach 2	Mach 1,7
Anfallsvinkel α_{req}	5,37°	6,32°
Lyftkraft L	1277 kN	1279 kN
Luftmotstånd D	162 kN	159 kN
Lyftkraftskoefficient C_L	0,13	0,18
Luftmotståndskoefficient C_D	0,18	0,21
Glidtal L/D	7,87	8,06
Viktat glidtal $M \cdot L/D$	15,74	13,69
Övre projicerad area S_Z	470 m ²	470 m ²
Främre projicerad area S_X	44,0 m ²	50,6 m ²

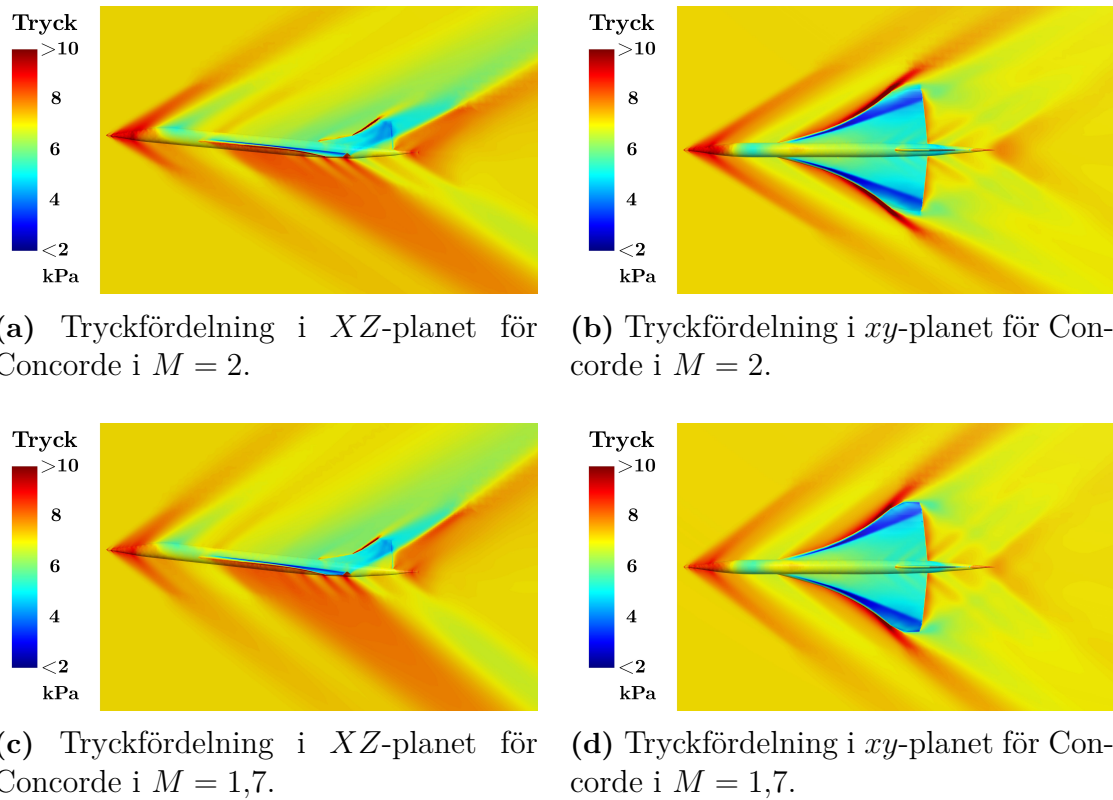
Minskningen i hastighet medför en ökning av anfallsvinkel vid planflykt. Den projicerade arean förändras vid förändringen i anfallsvinkel, vilket tillsammans med hastighetsförändringen, resulterar i en minskning av luftmotståndet från $D = 162$ kN till $D = 159$ kN, trots en ökad luftmotståndskoefficient. Lyftkraften behålls i princip konstant vid $L = 1277$ kN respektive $L = 1279$ kN, alltså väldigt nära flygplanens tyngd och lyftkraftskoefficienten ökar från $C_L = 0,13$ till $C_L = 0,18$. Detta innebär en ökning av glidtalet från 7,87 till 8,06, men en minskning av det viktade glidtalet från 15,74 till 13,69.

Machtals- och tryckfördelningar över flygplanets xy -plan och kontrollvolymens XZ -plan framtogs även för Concorde i de två simulerade hastigheterna, vilka presenteras i Figur 4.6 och 4.7.



Figur 4.6: Machtalsfördelning i kontrollvolymens XZ -plan och flygplanets xy -plan för Concorde i $M = 2$ respektive $M = 1,7$, vid anfallsvinkel α_{req} .

Enligt sambanden beskrivna i Avsnitt 2.2.3, bör olika vågvinklar uppstå vid samma deflektionsvinkel i olika hastigheter, vilket kan observeras vid jämförelse av Figur 4.6b och Figur 4.6d.



Figur 4.7: Tryckfördelning i kontrollvolymens XZ -plan och i flygplanets xy -plan för Concorde i $M = 2$ respektive $M = 1,7$, vid anfallsvinkel α_{req} .

I Figur 4.7 syns röda nyanser vid flygplanets nos, undersidan av vingarna samt den främre kanten av både huvudvingen och fenan vilket indikerar ett högt tryck. Dessutom syns en gradient av blåa färger i Figur 4.7b och 4.7d som beskriver hur trycket fördelar sig över vingytan.

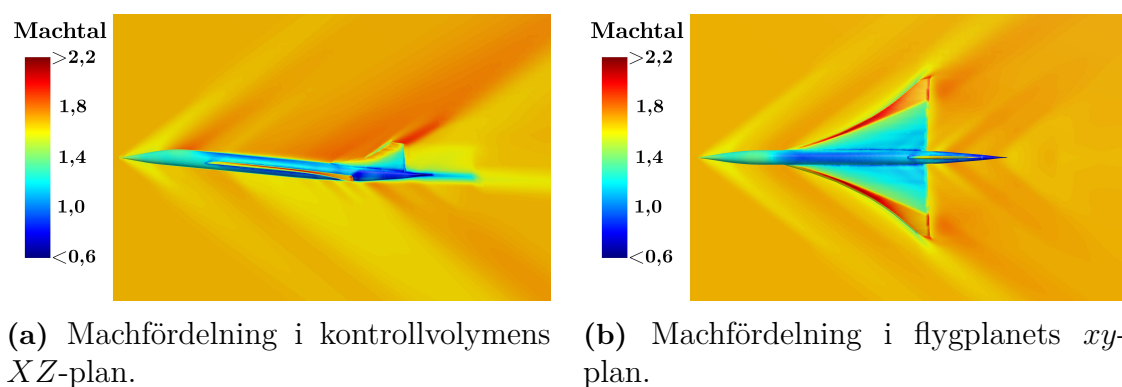
4.2.2 Design 3

Nedan presenteras den övergripande prestandan för Design 3 i Tabell 4.5. Även machtals- och tryckfördelningar visas i Figur 4.8 respektive Figur 4.9.

Tabell 4.5: Resultat från simuleringen av Design 3 i beräknad anfallsvinkel för planflykt.

Parameter	Värde
Machtal	1,7
Anfallsvinkel α_{req}	5,42°
Lyftkraft L	1279 kN
Luftmotstånd D	148 kN
Lyftkraftskoefficient C_L	0,17
Luftmotståndskoefficient C_D	0,21
Glidtal L/D	8,62
Viktat glidtal $M \cdot L/D$	14,65
Övre projicerad area S_Z	491 m ²
Främre projicerad area S_X	47,7 m ²

För att illustrera stötvågorna som uppstår framställdes två machtalsfördelningar över flygplanskroppen, en i kontrollvolymens XZ -plan och en i flygplanets xy -plan, vilket visas i Figur 4.8. Även tryckfördelningar i kontrollvolymens XZ -plan och i flygplanets xy -plan visas i Figur 4.9.

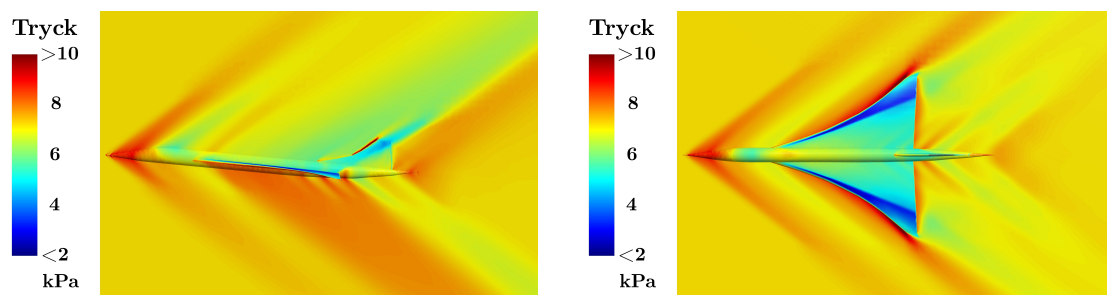


Figur 4.8: Machfördelning i olika plan av kontrollvolymen för Design 3 vid $\alpha_{req} = 5,42^\circ$.

Stötvågor och expansionsvågor framstår som färgvariationer, och kan tydas vid ett flertal områden över flygplanskroppen. Längst fram över flygplanets nos syns stötvågor i både Figur 4.8a och 4.8b. Stötvågen över nosen har en ljusare orange färg

än friströmmen vilket tyder på en lägre hastighet. Det syns även en stötvåg i Figur 4.8a från roten av den bakre fenan och stötvågor från roten av båda vingarna i Figur 4.8b. Expansionsvågor syns i rött på översidan efter kurvaturändringen från flygplanets front till resten av kroppen, vilket indikerar ett högre machtal. Även på undersidan av planet vid den bakre fenan i Figur 4.8a och vid ändringen av kurvatur längst bak, där flygplanskroppen smalnar av, i Figur 4.8b.

Bilder genererades dessutom på tryckfördelningen över ytan av Design 3, vilket visas i Figur 4.9.



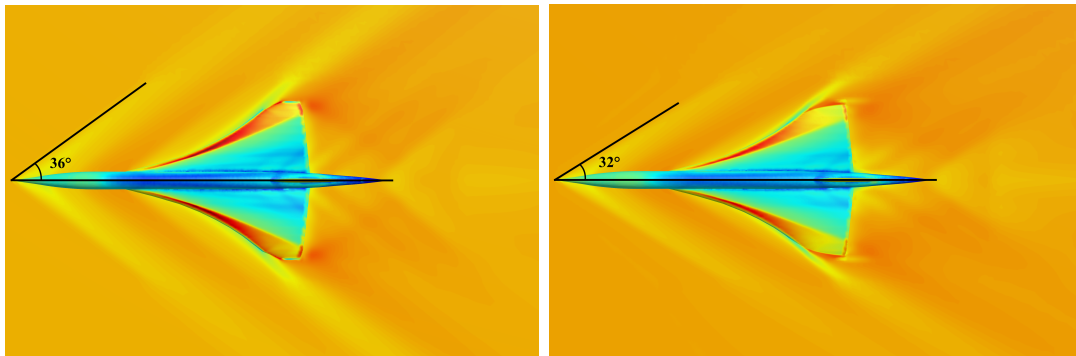
(a) Tryckfördelning i kontrollvolymens XZ -plan. (b) Tryckfördelning i flygplanets xy -plan.

Figur 4.9: Tryckfördelning över ytan av Design 3 vid $\alpha_{\text{req}} = 5,42^\circ$ ur olika vinklar.

Trycket är lägre på ovansidan av vingarnas yttre kant, visualiserat med en mörkare blå färg i Figur 4.9b. De ytor som har högre tryck är längst ut på vingarnas framkant, nosen av flygplanet samt fenans framkant. Även undersidan av flygplanet upplever ett högre tryck, vilket syns i Figur 4.9a.

4.2.3 Våg- och deflektionsvinklar

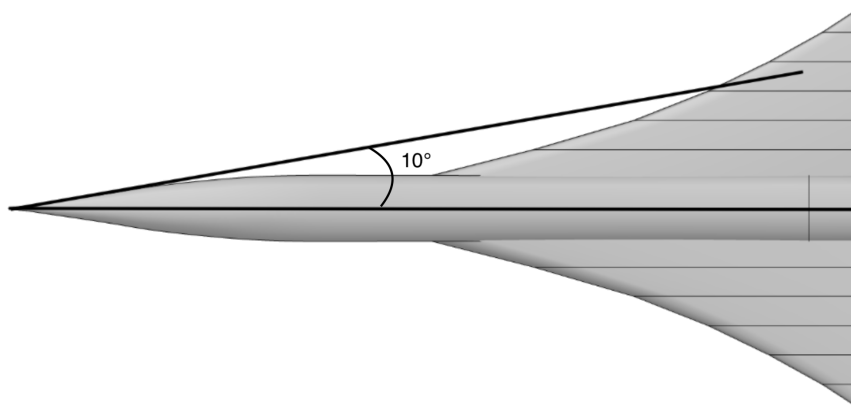
Nedan visas vågvinklarna som uppstår för Concorde i $M = 1,7$ i Figur 4.10a och för Concorde i $M = 2$ i Figur 4.10b. Eftersom samma flygplanskropp använts för samtliga producerade flygplansmodeller och samtliga har simulerats i $M = 1,7$, gäller vågvinkeln β och deflektionsvinkeln θ i Figur 4.10a för alla modeller.



(a) Machtalsfördelning i $M = 1,7$ med (b) Machtalsfördelning i $M = 2$ med en utmarkerad vågvinkel på $\beta = 36^\circ$. utmarkerad vågvinkel på $\beta = 32^\circ$

Figur 4.10: Machtalsfördelningar för Concorde i $M = 1,7$ och $M = 2$ med utmarkerade vågvinklar för respektive fall.

Deflektionsvinkeln θ visas i Figur 4.11, tillsammans med stöddlinjer för mätning.



Figur 4.11: Figur som visar deflektionsvinkeln θ som används för att beräkna den analytiska vågvinkeln.

Enligt Ekvation (2.3) medför deflektionsvinkeln $\theta = 10^\circ$ analytiskt framtagna vågvinklar enligt Tabell 4.6 nedan. De erhållna vågvinklarna från simuleringarna visas i Figur 4.10a och Figur 4.10b.

Tabell 4.6: Analytisk och uppmätt vågvinkel för en deflektionsvinkeln vid $\theta = 10^\circ$ för $M = 1,7$ och $M = 2,0$

Machtal	Analytisk vågvinkel β	Uppmätt vågvinkel β
1,7	47°	36°
2,0	39°	32°

5

Diskussion och slutsatser

I detta avsnitt sammanställs och diskuteras resultaten från arbetet. Avsnittet syftar till att analysera och utvärdera resultatet och huruvida antaganden och valda metoder påverkade utfallet, samt vilka slutsatser som kan dras utifrån detta. Eventuella osäkerheter i modellen och simuleringen presenteras, samt förslag på förbättringar för vidare arbete. Även samhälleliga och etiska aspekter diskuteras.

5.1 Resultatdiskussion

Nedan analyseras och utvärderas de erhållna resultaten i relation till de presenterade teoretiska sambanden och rapportens syfte.

5.1.1 Konstruktionsändringar och konstanter

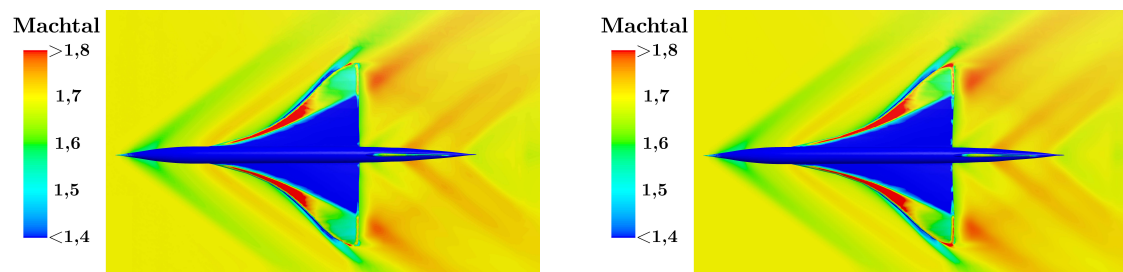
Beslutet att behålla Concordes flygkropp motiveras av att längdskillnaden mellan Concorde och Overture är ytterst liten. Vingprofilerna valdes också att hållas konstanta. Detta reducerade arbetets omfattning och tillät disponering av mer tid till undersökning av den ogivala vingplanformen. Däremot, även om flygkroppen bortses ifrån och inte ändras, är det viktigt att inse dess påverkan på flygprestandan. En skillnad mellan Overtures kropp och den tillhandahållna Concorde-modellen är utformningen av den främre delen. Concorde-modellen har en skarpare avsmalning framtill, vilket genererar expansionsvågor som rör sig längs ovansidan av flygplanet. Overtures mer avlånga nos och främre del [6] minskar däremot uppkomsten av dessa vågor. Om även flygkroppen hade förändrats i detta arbete hade detta kunnat bidra till förbättrad aerodynamisk prestanda. Att vingprofilerna valdes att hållas konstanta kan också ha inverkat negativt på flygprestandan. Detta då vingprofilerna var anpassade för att flyga med Concordes marschhastighet, vilken skiljde sig från marschhastigheten för de konstruerade flygplansmodellerna.

Under framställningen av designiterationerna eftersträvades att den projicerade vingarean S_{ref} inte skulle skilja sig från Concordes. Detta utfördes med en liten marginal för att underlätta konstruktionsprocessen, de projicerade vingareorna för samtliga producerade modeller och Concorde presenteras i Tabell 4.1. En konstant projicerad vingarea S_{ref} i kombination med antaganden om flygplanens vikt som görs i Avsnitt 3.2.3 säkrar att vingbelastningen som beskrivs i Avsnitt 2.3.2 behålls konstant. Vingbelastningen önskas i sin tur hållas konstant för att undvika skillnader i inducerat motstånd.

Då marschhastigheten för Concorde var $M = 2$ utfördes designförändringar för att utveckla ett flygplan med en lägre marschhastighet på $M = 1,7$. Teorin som beskriver sneda tryckvågor i Avsnitt 2.2.3 implicerar att en lägre hastighet ger upphov till en större vågvinkel β . Detta medför i sin tur att vingens svepning kan reduceras för att undvika skärning med den sneda stötvågen, som beskrivet i Avsnitt 2.2.3. Därav valdes att minska vingarnas svepning för att bättre producera lyftkraft vid den lägre marschhastigheten. En positiv bieffekt av en mindre svept vinge är att lyftkraftsgenereringen vid låga hastigheter, som under start och landning, förbättras. Därmed behövde dock kordan vid vingspetsen minskas för att kompensera för den ökande arean när vingspannet ökades, enligt Avsnitt 3.1.

5.1.2 Interaktion mellan stötvåg och vinge

Att den i Avsnitt 2.3 behandlade parametern, vingens svepvinkel Λ , är av vikt framgick vid simulering av Design 4 och Design 6. De båda flygplansmodellerna var mycket lika i sin utformning, med endast skillnader i svepning och vingposition längs flygplanskroppen som skiljde dem åt. Skillnaden i vingpositionen mellan modellerna kommer från beslutet att hålla S_{ref} konstant samt att båda modellerna optimerats med hänsyn till Whitcombs area-regel enligt Avsnitt 2.3.1. Detta innebar en minskad risk för påverkan av andra parametrar vid jämförelse av enbart svepvinkeln.



(a) Machtalsfördelning i xy -planet för Design 4. Notera hur en stötvåg kommer i kontakt med yttre delen av vingen.

(b) Machtalsfördelning i xy -planet för Design 6. Notera hur vingen med större svepvinkel undviker en stötvåg nära vingens spets.

Figur 5.1: Machtalsfördelning i xy -planet för Design 4 och Design 6, båda simulerade i krävd anfallsvinkel α_{req} för respektive flygplansmodell. Notera att färgskalan är begränsad för att framhäva de svagare skillnaderna i machtal runt stötvågorna.

Design 4 hade en svepvinkel $\Lambda = 59^\circ$ medan Design 6 hade en svepvinkel $\Lambda = 62^\circ$. Machtalsfördelningen i xy -planet för de båda flygplansmodellerna visas i Figur 5.1 ovan. De från simuleringarna erhållna glidtal L/D för flygplanen vid krävd anfallsvinkel α_{req} var 7,94 respektive 8,17. Design 4 presterade således sämre än Concorde vid $M1,7$, medan Design 6 presterade bättre än Concorde. Simuleringsresultaten tyder på en icke-fördelaktig design för Design 4 och i Figur 5.1a visas att utformningen lät den yttre vingframkanten komma i kontakt med en stötvåg och på så

sätt försämra prestandan. Design 6, med endast 3° ytterligare svepvinkel Λ lyckades däremot undvika motsvarande stötvåg, vilket syns i Figur 5.1b. Att skillnaden i prestanda blev så pass stor poängterar vikten av att välja en korrekt svepvinkel för vingen, med marschförhållanden i åtanke.

5.1.3 Resultat från Design 3

I Avsnitt 4.2.2 framstod det att Design 3 presterade bäst av de konstruerade flygplansmodellerna, vid jämförelse av glidtalet L/D . Vid jämförelse av det viktade glidtalet $M \cdot L/D$, som visas i Figur 4.5, presterade dock Concorde bättre än Design 3 eftersom dess avsedda marschfart är $M = 2$. Däremot visas i Figur 4.4 att vid $M = 1,7$, presterade Design 3 avsevärt bättre. Detta tyder på att den reducerade svepningen av vingen gav ett bättre resultat när hastigheten minskades till $M = 1,7$ vilket var just målet för detta arbete. Anledningen till detta lyckade resultat kan kopplas till det som diskuteras om vingsvepningens inverkan i Avsnitt 5.1.2.

Som diskuteras i Avsnitt 5.1.2 och 2.3 bör vingens svepning vara konfigurerad så att vingen vid marschfart inte interagerar med stötvågorna som uppstår uppströms om vingen. Vid observation av Figur 4.8b framgår det att stötvågen som uppstår vid roten av vingspetsen interagerar minimalt med resterande delar av vingen. Detta med en svepvinkel $\Lambda = 62^\circ$ för Design 3 enligt Tabell 4.1. Svepvinkeln är en tydligt bidragande faktor till framgången av denna flygplanskonstruktion.

I Figur 4.9 visas tryckfördelningar, vars bakomliggande teori beskrivs i Avsnitt 2.5.4 och 2.2. Vid flygplanets nos syns en punkt med mycket högt tryck, vilket indikerar att det är en stagnationspunkt. Baserat på Ekvation (2.20) och (2.21) i Avsnitt 2.5.4, kan temperaturen och trycket approximeras till $T_0 = 341,9\text{K}$ och $P_0 = 35,4\text{kPa}$. Dock gäller endast ekvationerna för en isentropisk inbromsning till stillastående och därav kan enbart en approximation av trycket göras. En annan observation i Figur 4.9 är flertalet skarpa övergångar mellan hög- och lågtryck, något som förväntas uppstå vid stötvågor enligt Avsnitt 2.2. Stötvågorna kan även betraktas i machfördelningen i Figur 4.8, där ett högt tryck och ett lägre machtal infaller överlappande. På samma sätt inträffar ett lägre tryck och ett högre machtal över samma delar i tvärsnittsbilderna. En särskild observation i Figur 4.9a är de blå fälten vid vingens framkant. Blå färg i tryckfördelningen innebär lägre tryck, något som indikerar accelererat flöde och därav lyftgenerering.

Vid jämförelse mellan Sears-Haack-kroppen, Design 3 och Concorde enligt Figur 4.3 kan vissa skillnader, som potentiellt har inverkan på prestandan hos Design 3, observeras. Distributionen av tvärsnittsarean för Design 3 infaller bättre med den maximala tvärsnittsarean för Sears-Haack-kroppen, jämfört med Concorde. Detta kan förklaras genom att en minskad svepning av vingen medför en areaförskjutning framåt längs x -axeln. Vingarna har dessutom förskjutits i sin helhet framåt längs flygplanskroppen, vilket också påverkar fördelningen av modellens tvärsnittsarea. Skillnaderna som kan observeras i kurvan uppstår alltså enbart då vingarnas position och utformning ändrats. Flygplanskroppen för Design 3 hade således även kunnat utvecklas för att bättre följa Sears-Haack-kroppens areafördelning.

5.1.4 Jämförelse mellan analytisk och numerisk vågvinkel

För att granska resultaten av simuleringarna utfördes även en analytisk beräkning utifrån Ekvation (2.3), θ - β - M -ekvationen. Det framgår i Tabell 4.6 att den analytiska lösningen förutspår en högre vågvinkel β än den simulerade.

Att de analytiska vinklarna är större är väntat med tanke på att den analytiska lösningen är giltig för en kil. För koniska former som i fallet med en flygplansnos uppstår en avlastande effekt i luftflödet vilket resulterar i en lägre vinkel på stötvågen. Men om man tar hänsyn till skillnaden i geometri och de fysikaliska implikationerna, samt att variationen i resultaten är liten, stärker de analytiska uträkningarna resultaten av simuleringarna.

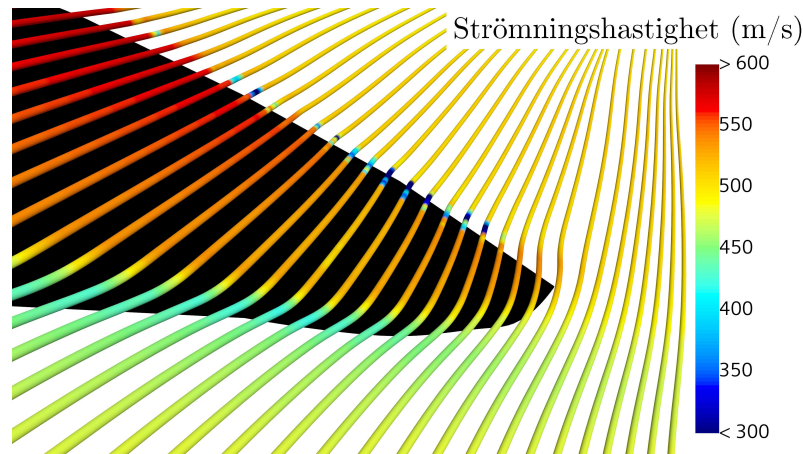
5.2 Metoddiskussion

I detta avsnitt förs en diskussion om arbetsgången och metoden som använts under projektets gång för att granska trovärdigheten och träffsäkerheten av resultaten. Utöver detta granskas även antaganden som har gjorts i detta arbete.

Även om vissa flygplansmodeller utvecklades parallellt, vilket delvis motsäger utvecklingsprocessen i Avsnitt 2.3, innebär varje ny simulering en möjlighet att lära och förbättra nästa modell. Till exempel gav insikter från svepvinkelns påverkan på aerodynamiken, vägledning inför nästa konstruktion även om de inte byggde på varandra. Processen karaktäriseras därför av successiva förbättringar baserade på nyvunna insikter.

5.2.1 Beräkningsnät och noggrannhet

Vid simulering av flygplansmodellerna var beräkningsnätet konfigurerat enligt Tabell A.1, vilket innebär runt 3,5 miljoner celler. Vid flygplanets yta användes enligt tabellen åtta prismatiska cellager med syfte att bättre kunna approximera gränsskiktet. Efter utförande av simulationerna visualiserades kraftfördelningen med hjälp av strömlinjer enligt Figur 5.2, med syfte att observera potentiella turbulenser som skulle uppstå runt flygplanets vingpets. I Figur 5.2 syns det att simuleringen inte resulterade i någon turbulens vid vingpetsen och över vingens främre kant. Detta beror troligen på att upplösningen av beräkningsnätet inte var tillräckligt hög, och att det i sin tur resulterade i att strömningen i praktiken betedde sig ickevisköst.

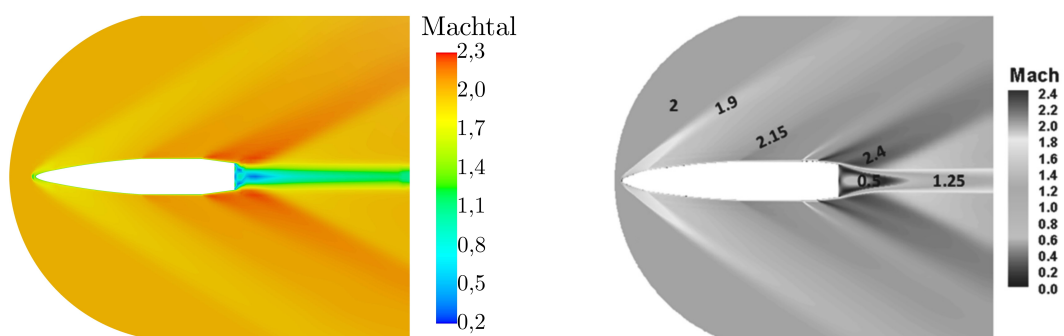


Figur 5.2: Lufthastighetsfältet kring den vänstra vingens spets, visualiserat med strömlinjer.

För att motverka påverkan av det bristfälliga antalet celler användes kalibreringsfallet, som presenteras i Avsnitt 3.2.1, med syfte att förankra arbetets simuleringsresultat med empiriska data. Särskilt betraktades, som beskrivet i 3.2.1, C_D då Jiajan, W. et al [17] presenterat empiriska resultat för koefficienten.

5.2.2 Kalibrering

Innan flygplansmodellerna simulerades, utfördes en kalibrering enligt Kapitel 3.2.1. Av de presenterade resultaten från Jiajan, W. et al [17] valdes en machtalsfördelning och empiriska data att jämföras med arbetets återskapade artillerigranatssimulering. Machtalsfördelningen presenteras i Figur 5.3, där en mängd likheter kan observeras. Bland annat observeras en expansionsvåg, illustrerad av den röda färgen i 5.3a och den mörkare gråa färgen i 5.3b. Även likheter gällande stötvågen som uppstår vid granatens främre spets kan observeras mellan figurerna. Däremot uppstår en viktig skillnad mellan Figur 5.3a och 5.3b, mot den bakre delen av granaten. Den återskapade modellen saknar höjningar som finns i referensmodellen, där en relativt liten stötvåg uppstår. Detta anses inte påverka resultaten avsevärt.

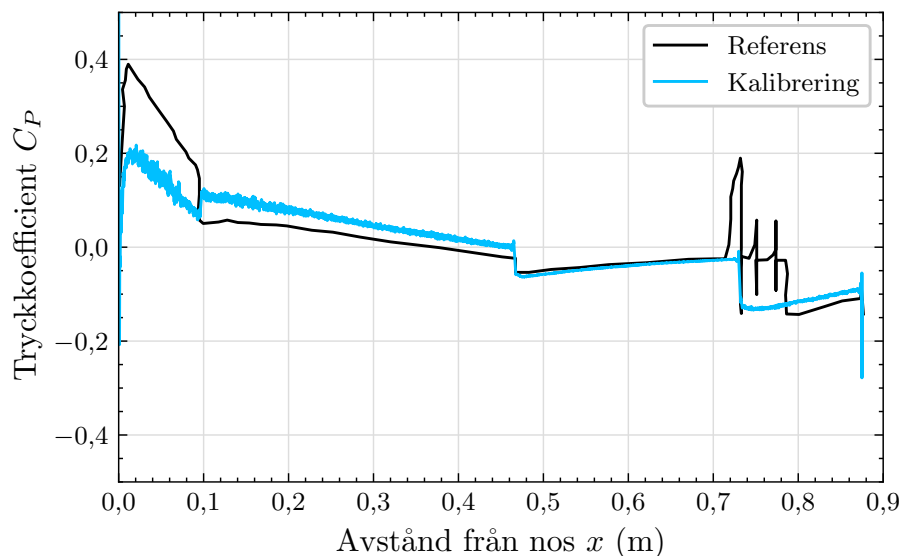


(a) Machtalsfördelning för arbetets återkonstruerade simulering.

(b) Machtalsfördelning från Jiajan, W. et al [17, s. 673, fig. 8].

Figur 5.3: Machtalsfördelning hos strömningen runt en artillerigranat, för kalibrering av simuleringsmodellen.

I enlighet med Jiajan, W. et al [17] producerades en graf över tryckkoefficienten C_P för kalibreringen, vilket visas i Figur 5.4. En referenskurva har återskapats utifrån [17, s. 673, Figur 8] och visas i samma figur. Här kan återigen en mycket nära likhet observeras, med undantag för området precis efter nosen där tryckkoefficienten är högre i referensfallet, samt vid $x \in (0,7; 0,8)$ m där höjningar i den återskapade modellen saknas.



Figur 5.4: Tryckkoefficienten C_P över artillerigranaten, där både referensvärdena och eget framtagna värden visas. Notera att topparna i referensvärdena hör till tunna höjningar på artillerigranaten, något som ej återskapades i kalibreringssimuleringen.

I artikeln av Jiajan, W. et al [17] erhöles ett experimentellt värde för luftmotståndskoefficienten på $C_D = 0,27$, medan den återskapade simuleringen i detta arbete gav $C_D = 0,28$. Som nämnt i 3.2.1 var C_D av särskilt intresse och kalibreringsfallets nära likhet med Jiajan, W. et al [17] avser att stärka pålitligheten av simuleringarna som utfördes senare i arbetet. Av likheterna i Figur 5.3 och 5.4 bedömdes konfigurationen av beräkningsnätet som tillräckligt upplöst för att erhålla aggregerade parametrar som exempelvis lyftkraft, luftmotstånd och glidtal, efter omskalning av kontrollvolymen från kalibreringsfall till flygplanssimulering.

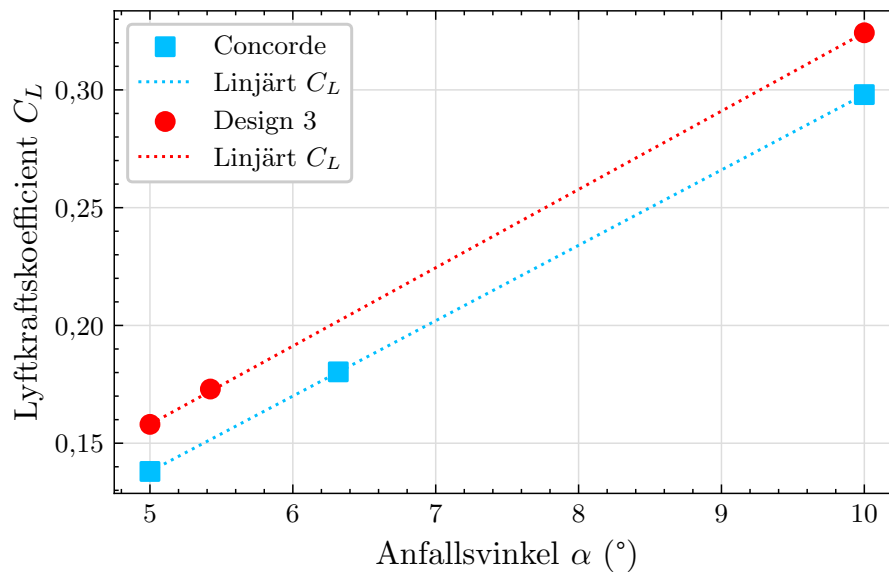
Trots att kalibreringen utfördes med syfte att verklighetsförankra och säkra resultaten som fås av simuleringarna kvarstår en del osäkerheter. De uppstår på grund av skillnader i miljön och geometrin för de olika fallen. De viktigaste skillnaderna mellan kalibreringsfallet och flygplanssimuleringarna framkommer i beräkningsnätet, och uppstår främst på grund av skillnader i längdskala. I Tabell A.2 framstår det att den enda skillnaden mellan simuleringarna är basstorleken på cellerna, vilket i sin tur definierar yt- och volymkontroller. Basstorleken är skalad efter flygplansstorleken, från storleken på artillerigranaten, för att ge en liknande mängd celler. Däremot syns en ökning i antal celler i Tabell A.1, vilket kommer ifrån de yt- och volymkontroller som kalibreringsfallet inte innefattar.

I Tabell A.2 framstår det att vissa begynnelse- och gränsvärden skiljer sig från dessa i Tabell A.1 för flygplanssimuleringarna. Skillnaderna kommer ifrån att artillerigranaten och flygplansmodellerna har olika ämnade marschhöjder och -hastigheter, vilket således innebär skillnader i luftens densitet, tryck och temperatur. Detta bör inte påverka tillförlitligheten av simuleringsresultaten eftersom de fysikaliska modellerna och beräkningsnätet är konsekventa.

Efter generering av beräkningsnätet uppkom det dimensionslösa väggavståndet att vara $y^+ = 165$ och $y^+ = 935$ för kalibreringsfallet respektive flygplanssimuleringarna. Det är tydligt att båda simuleringarna har ett för högt värde för att pålitligt lösa gränsskiktet enligt Avsnitt 2.5.3. Detta förklarar varför turbulensen ej modelleras och således inte kan visualiseras i Avsnitt 5.2.1. Eventuella felaktigheter till följd av detta försummas dock eftersom samtliga flygplansmodeller simulerades i beräkningsnät med samma konfigurationer, definierade enligt Tabell A.1, vilket ändå gör dem någorlunda jämförbara med varandra. Resultaten anses därför vara relativt tillförlitliga inom ramen för detta projekt. För att däremot kunna säkerställa en högre träffsäkerhet i resultaten, för enskilda flygplansmodeller, krävs ett betydligt högre upplöst beräkningsnät runt flygplanskroppen.

5.2.3 Linjär interpolering

Enligt teorin i Avsnitt 2.4.2 antogs C_L förhålla sig linjärt mot α . För att bekräfta teorin togs Figur 5.5 fram, som redovisar hur C_L förhöll sig mot α i simuleringarna. De räta linjerna är dragna mellan de yttersta punkterna i grafen och punkterna mellan är placerade oberoende av linjen. Från grafen syns därmed att den beräknade α_{req} för planflykt ligger rakt på den räta linjen. Detta innebär att den linjära approximationen som användes för uträkning av α_{req} är rimlig.



Figur 5.5: Luftmotståndskoefficienten C_L mot anfallsvinkeln α för simuleringar av Concorde och Design 3 i $M = 1,7$. Enligt förväntan avläses det tydligt att C_L förhåller sig linjärt mot α .

I Tabell 4.3 syns även att samtliga flygplansmodeller genererade ungefär samma lyftkraft på $L \in [1277, 1279]$ kN. Detta är lite över den krävda lyftkraften $L_{\text{req}} = 1274$ kN som beräknats för att flygplanen ska befinna sig i planflykt. Simuleringsresultaten för lyftkraften i Tabell 4.3 erhöles vid den interpolerade anfallsvinkeln α_{req} , och den starka likheten mellan den genererade och den beräknade lyftkraften styrker användandet av den linjära teorin.

5.3 Samhälleliga och etiska aspekter

Som utforskat i Avsnitt 2.4.1 är det maktals-viktade glidtalet viktigt för att bestämma ett flygplans prestanda. Glidtalet beskriver förhållandet mellan höjdförlusten och den horisontella förflyttningssträckan, och viktningen med maktal relaterar detta till den hastighet som flygplanet håller. Luftmotståndet som flygplanet möter, som är nämnaren i kvoten för glidtalet, är direkt kopplat till flygplanets framdrivningskraft och produceras av motorerna [20]. Därmed finns det en stark koppling mellan glidtalet och flygplanets bränsleförbrukning under marschförhållanden.

Projektets resultat visar ett viktat glidtal på 15,74 för den ursprungliga Concorde-modellen i $M = 2$ och ett viktat glidtal på 14,65 för Design 3 i $M = 1,7$. Detta kan jämföras med ett vanligt kommersiellt flygplan, exempelvis Boeing 777 med ett glidtal mellan 17 och 20 [21, kap. 5] och en marschhastighet på $M = 0,84$ [22]. Skalningen av glidtal med maktalet resulterar i ett viktat glidtal mellan 14 och 17. När det gäller antal passagerare planeras Boom Supersonics modell Overture transportera upp till 80 passagerare [6], medan en Boeing 777 har en kapacitet på ungefär 400 passagerare [22]. Alltså ungefär 5 gånger fler passagerare. Dessa faktorer påverkar bränsleförbrukningen per passagerare, tillsammans med motorernas förbrukning och flygplanets vikt.

Då projektet inte undersöker framdrift av överljudsflygplan kommer inga uppskattningar kring bränsleförbrukning för specifika motorer att göras. Däremot uppskattas överljudstransportflygplan bränna 5 till 7 gånger så mycket bränsle per passagerare som subsoniska passagerarflyg [4]. Denna stora skillnad i bränsleförbrukning kan antas rimlig med tanke på skillnaden i viktat glidtal samt kapaciteten som skiljer sig mellan planen med en faktor 5. Detta pekar på stora problem med återinförandet av kommersiella överljudsflygplan med tanke på de miljörelaterade hållbarhetsutmaningarna som flygindustrin står inför. Den sämre effektiviteten hos överljudsflygplan gör etiken kring detta tvivelaktig.

Däremot hävdar Boom Supersonic att deras modell Overture kommer att vara 100% kompatibel med hållbart flygbränsle (SAF) [6], vilket är positivt ur en hållbarhetsynpunkt och lättar de hållbarhetsbekymmer relaterade till höghastighetsflyg. Detta låter såklart lovande och ger större legitimitet åt planen att återinföra dessa typer av flyg. Däremot finns det ett problem med detta. Om man producerar SAF är det rimligare, ur miljösynpunkt, att använda detta på det mest effektiva sättet. Detta resonemang mynnar ut i en kompromiss mellan att korta ner flygtider och den miljömässiga aspekten av att återinföra överljudsflygplan för kommersiellt användande.

Däremot skulle det kunna finnas vissa fall där överljudstransport är väl motiverat. Dessa är att transportera exempelvis regeringsföreträdare, sjukvårdspersonal eller utrustning när tidsåtgång är en kritisk faktor. När det gäller dessa typer av situationer kan miljöaspekter ofta bortses ifrån. Därav är det ett tydligt exempel på när dessa typer av överljudsplan kan vara samhällsnyttiga.

Ett annat problem som uppstår vid överljudstransport är ljudbangar. Fenomenet uppstår som en följd av att planet rör sig i $M > 1$. Dessa ljudbangar genererar en stor mängd energi vilket resulterar i ljud som låter som stora explosioner. Detta blir problematiskt när planet flyger över bebodda områden eftersom det stör samt skrämmer både människor och djur. Dessutom medför detta begränsningar på flygplanet som inte kan flyga överallt. Detta var även ett problem för Concorde, som var väldigt begränsad i var den fick flyga på grund av dessa ljudbangar [3] och Boom Overture riskerar att stå inför samma utmaning. Däremot påstår företaget att de har ny teknik som kan eliminera dessa ljudbangar [23].

5.4 Slutsatser

Designförändringarna, det vill säga det ökade vingspannet och den minskade svepvinkeln, visade på en ökad aerodynamisk prestanda vid $M = 1,7$. Däremot visade det sig vara en nackdel att minska svepvinkeln för mycket, då stötvågorna interagerar med vingen. Detta tyder på att en noga anpassad geometri för lägre machtal, utefter teoretisk kunskap, bidrar till bättre prestanda vid realistiska simuleringar.

Samtidigt begränsar beräkningsnätets upplösning en djupare analys av strömningen, vilket är signifikant för att för att kunna dra mer detaljerade slutsatser. Vindtunneltester har dessutom inte utförts vilket vidare bidrar till osäkerheterna i resultaten. Däremot visar kalibreringen och resultaten, tillsammans med den presenterade teorin, att CFD är ett användbart verktyg som kan ge värdefulla insikter gällande strömning i överljudsfarter.

För framtida arbete rekommenderas ett högre upplöst beräkningsnät för att fånga det turbulenta gränsskiktet samt andra strömningsdetaljer. Utöver det bör fler designparametrar inkluderas, förslagsvis parametrar som relaterade till flygkroppens geometri och nos. Detta tillåter flygplansmodellerna att bättre följa Whitcombs area-regel, vilket kan leda till ännu bättre resultat i planflykt. Även modifiering av vingprofilerna bör undersökas för att förbättra vingarnas prestanda.

Projektet har undersökt den aerodynamiska prestandan hos vingplanformer, huvudsakligen karakteriserad av glidtalet, hos oivala vingplanformer vid olika svepvinklar. Därmed har projektet uppfyllt sitt syfte. Utöver detta har det resulterat i en flygplansmodell med ett högre glidtal, i den givna marschhastigheten $M = 1,7$, än Concorde. Avslutningsvis kan det konstateras att förändringar i utformning av den ursprungliga Concorde-modellens vingplanform, fokuserat på minskning av svepvinkeln, medför en förbättrad aerodynamisk prestanda vid lägre hastighet.

Litteraturförteckning

- [1] International Civil Aviation Organization. The world of air transport in 2023. Technical report, ICAO, 2024. Online; hämtad 6 maj 2025.
- [2] International Air Transport Association. Global utsikt för flygtransporter – juni 2024. Technical report, IATA, June 2024. Online; hämtad 6 maj 2025.
- [3] J. Gordon Leishman. *52. Supersonic & Hypersonic Flight*, chapter 52. Embry-Riddle Aeronautical University, 2022. doi: 10.15394/eaglepub.2022.1066.n43. URL <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/flying-fast/>. Online; hämtad 25 april 2025.
- [4] M. E. J. Stettler, Steven R. H. Barrett, Sebastian D. Eastham, and Philip J. Wolfe. Environmental performance of emerging supersonic transport aircraft. Technical report, The International Council on Clean Transportation (ICCT), January 2019. URL <https://theicct.org/publication/environmental-performance-of-emerging-supersonic-transport-aircraft/>. Online; hämtad 12 maj 2025.
- [5] BBC Newsround. Son of concorde: New supersonic airplane overture revealed, 2022. URL <https://www.bbc.co.uk/newsround/62267055>. Online; hämtad 5 maj 2025.
- [6] Boom - overture, 3 2025. URL <https://boomsupersonic.com/overture>. Online; hämtad 6 maj 2025.
- [7] Boeing: 747 design highlights, 3 2025. URL <https://www.boeing.com/commercial/747-8/design-highlights#technologically-advanced>. Online; hämtad 25 april 2025.
- [8] Jr. och Christopher P. Cadou John D. Anderson. *Fundamentals of aerodynamics 6th edition*. McGraw Hill, 6th edition edition, 4 2016. ISBN 9781259251344.
- [9] Arthur Rizzi och Jesper Ooppelstrup. *Aircraft Aerodynamic Design with Computational Software*. Cambridge University Press, 5 2021. ISBN 978-1-107-01948-5. doi: 10.1017/9781139094672.
- [10] J. N. Reddy. *An Introduction to Continuum Mechanics, Second Edition*, pages 355–388. Cambridge University Press, 7 2013. ISBN 978-1-107-02543-1. doi: 10.1017/cbo9781139178952.012.

- [11] Lars Davidson. Publication 97/2 an introduction to turbulence models. Technical report, Chalmers Tekniska Högskola, 2 2011. URL https://www.tfd.chalmers.se/~lada/postscript_files/kompendium_turb.pdf. Online; hämtad 12 maj 2025.
- [12] David C. Wilcox. Formulation of the k - ω turbulence model revisited. *AIAA Journal*, 46(11):2823–2838, 2008. doi: 10.2514/1.36541.
- [13] Zou, Y., Zhao, X., och Chen, Q. Comparison of STAR-CCM+ and ANSYS Fluent for Simulating Indoor Airflows. *Building Simulation*, 11(1):165–174, 2018. doi: 10.1007/s12273-017-0378-8.
- [14] Engineering ToolBox. International standard atmosphere. https://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html, 2025. Online; hämtad 8 maj 2025.
- [15] Frank M White and Henry Xue. *Fluid Mechanics*. McGraw Hill LLC, 9 edition, 2021. ISBN 978-1-260-57554-5.
- [16] A. Rizzi och J. Ooppelstrup. Privat kommunikation, februari 2025.
- [17] W. Jiajan, R. S.M. Chue, T. Nguyen, and S. Yu. Optimisation of round bodies for aerodynamic performance and stability at supersonic speeds. *Aeronautical Journal*, 117:661–685, 2013. ISSN 00019240. doi: 10.1017/S0001924000008368.
- [18] Concorde Heritage. Airframe weights and loadings. <https://www.heritageconcorde.com/airframe-weights-and-loadings>, u.å. Online; hämtad 8 maj 2025.
- [19] Wikipedia. Tyngdacceleration, 2025. URL <https://sv.wikipedia.org/wiki/Tyngdacceleration>. Online; hämtad 6 maj 2025.
- [20] NASA Glenn Research Center. Lift-to-drag ratio, n.d. URL <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/>. Online; hämtad 5 maj 2025.
- [21] Jr. John D. Anderson. *Aircraft Performance and Design*. McGraw-Hill, New York, 1999. ISBN 978-0070016419.
- [22] Federal Aviation Administration. Type Certificate Data Sheet No. T00001SE, Revision 40, August 2016. URL [https://web.archive.org/web/20161113003304/http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/8bff0e63469dd8eb862580190055ffa6/\\$FILE/T00001SE_Rev40.pdf](https://web.archive.org/web/20161113003304/http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/8bff0e63469dd8eb862580190055ffa6/$FILE/T00001SE_Rev40.pdf). Online; arkiverad den 13 november 2016. Hämtad 13 maj 2025.
- [23] Boom Supersonic. Boomless Cruise, 2025. URL <https://boomsupersonic.com/boomless-cruise>. Online; hämtad 13 maj 2025.

A

Simuleringsmiljöer i STAR-CCM+

Nedan visas inställningarna för simuleringsmiljön och beräkningsnätet i STAR-CCM+ för flygplanssimuleringarna samt kalibreringsfallet.

A.1 Inställningar för flygplanssimuleringar

I Bilaga A.1 visas inställningarna för flygplanssimuleringarna i tabellerad form. Notera att inställningar som ej tas upp i Bilaga A.1 inte har ändrats från standardinställningen i STAR-CCM+. Vindtunnelgeometrin är angiven i XY -koordinater för punkterna i ritningen, visad i Bilaga A.1.

Tabell A.1: Inställningar för simuleringsmiljön i STAR-CCM+.

Parameter	Inställning
Vindtunnelgeometri	
1	(59,9; 90,0)m
2	(-22,5; 0,00)m
3 (mittpunkt för cirkelsektor mellan 1 och 2)	(67,4; 0,39)m
4	(200,0; 0,00)m
5	(200,0; 90,0)m
Mesh	
Surface remesher	
Trimmed Cell mesher	
Prism Layer Mesher	
Antal celler	3 521 012 st
Antal Interior Faces	10 530 167 st

A. Simuleringsmiljöer i STAR-CCM+

Antal Vertices	3 852 383 st
----------------	--------------

Default controls

Basstorlek	0,75 m
Cad Projection	Enabled
Target surface size	100 %
Minimum surface size	10 %
Volume Growth Rate	Fast
Maximum Cell Size	200 %

Prism Layer Controls

# Prism Layers	8 st
Prism Layer Stretching	1,1
Prism Layer Reduction	50 %
Prism Layer Total Thickness	33,33 %

Volymkontroll Vindtunnel

Surface Remesher Size	70 %
-----------------------	------

Volymkontroll runt planet

Trimmer Anisotropic Size	
Relative X Size	75 %
Relative Y Size	75 %
Relative Z Size	75 %

Volymkontroll framspetsen

Surface Remesher Size	2,5 %
-----------------------	-------

Volymkontroll bakspetsen

Surface Remesher Size	2,5 %
-----------------------	-------

Ytkontroll planet

Target Surface Size	25 %
---------------------	------

Kontinuum

Models

All y+ Wall Treatment
 Coupled Energy
 Coupled Flow
 Gas (Air)
 Gradients
 Ideal Gas
 K-Omega Turbulence
 RANS
 Solution Interpolation
 SST (Menter) K-Omega
 Steady
 Three Dimensional
 Turbulent
 Wall Distance

Referance Values

Referance Pressure	0,0 Pa
--------------------	--------

Initial Conditions

Pressure	7171,54 Pa
Static Temperature	216,65 K
Turbulence Intensity	0,01
Turbulence Specification	Intensity + Viscosity Ratio
Turbulence Velocity Scale	1,0 m/s
Turbulence Viscosity Ratio	10

Velocity	(501,57; 0; 0) m/s
Region Boundaries	
Planytan	
Type	Wall
Inlet	
Type	Free Stream
Flow Direction	(1,0; 0; 0)
Mach Number	1,7
Pressure	7171,54 Pa
Static Temperature	216,65 K
Turbulence Intensity	0,01
Turbulent Viscosity Ratio	10
Outlet	
Type	Pressure Outlet
Pressure	7171,54 Pa
Static Temperature	216,65 K
Turbulence Intensity	0,01
Turbulent Viscosity Ratio	10

A.2 Inställningar för kalibreringssimuleringen

I Bilaga A.2 visas inställningarna för kalibreringsfallet i tabellerad form. Notera att inställningar som ej tas upp i Bilaga A.2 är inställda till samma som i Bilaga A.1. Vindtunnelgeometrin är angiven i XY -koordinater för punkterna i ritningen, visad i Bilaga A.4.

Tabell A.2: Inställningar för simuleringsmiljön i STAR-CCM+ för kalibreringsfallet.

Parameter	Inställning
-----------	-------------

Vindtunnelgeometri

1	(-0,073; 0,698)m
2	(-0,647; 0,00)m
3	(-0,542; 0,00)m
4	(-0,542; 0,00682)m
5	(-0,447; 0,0301)m
6	(-0,0759; 0,0775)m
7 (mittpunkt för cirkelsektor mellan 1 och 2)	(0,0831; -0,0154)m
8	(0,189; 0,0775)m
9	(0,332; 0,0586)m
10	(0,332; 0,00)m
11	(1,094; 0,00)m
12	(1,094; 0,698)m

Mesh

Surface remesher	
Trimmed Cell mesher	
Prism Layer Mesher	
Antal celler	1 198 047 st
Antal Interior Faces	3 552 156 st
Antal Vertices	1 322 320 st

Default controls

Basstorlek	0,01 m
------------	--------

Kontinuum

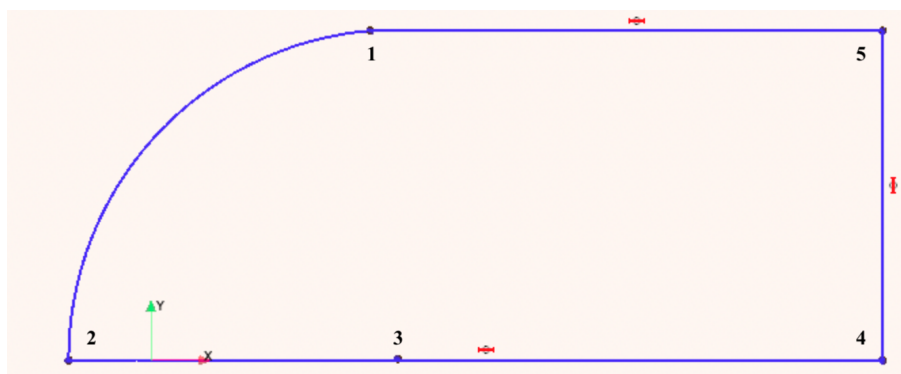
Initial Conditions

Pressure	101 325 Pa
Static Temperature	288 K

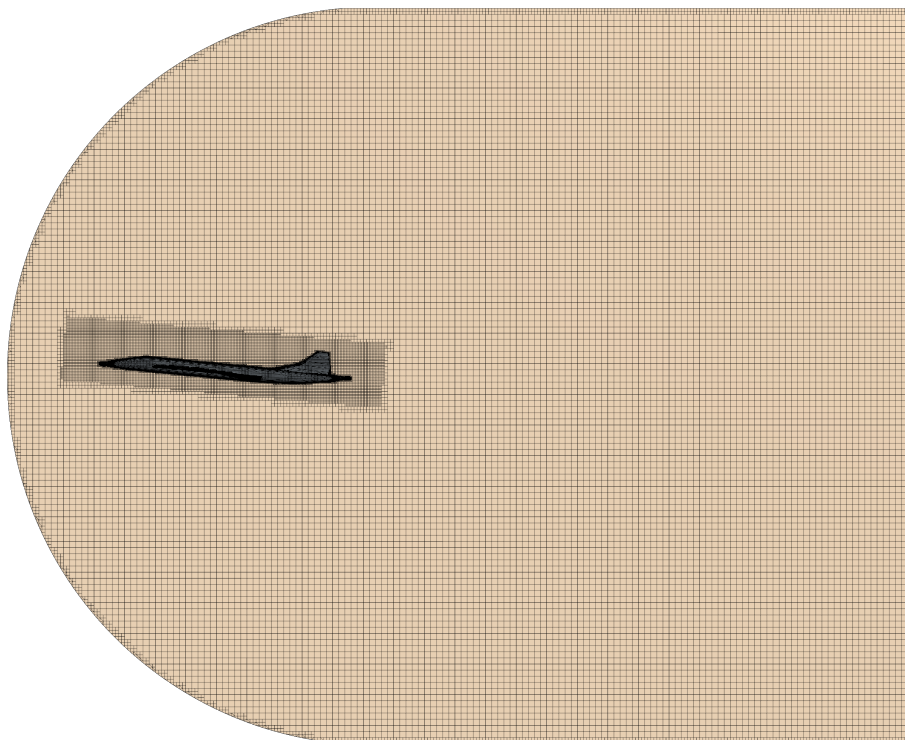
Velocity	(680; 0; 0) m/s
----------	-----------------

Region Boundaries	
Inlet	
Type	Free Stream
Mach Number	2
Pressure	101 325 Pa
Static Temperature	288 K
Outlet	
Type	Pressure Outlet
Pressure	101 325 Pa
Static Temperature	288 K

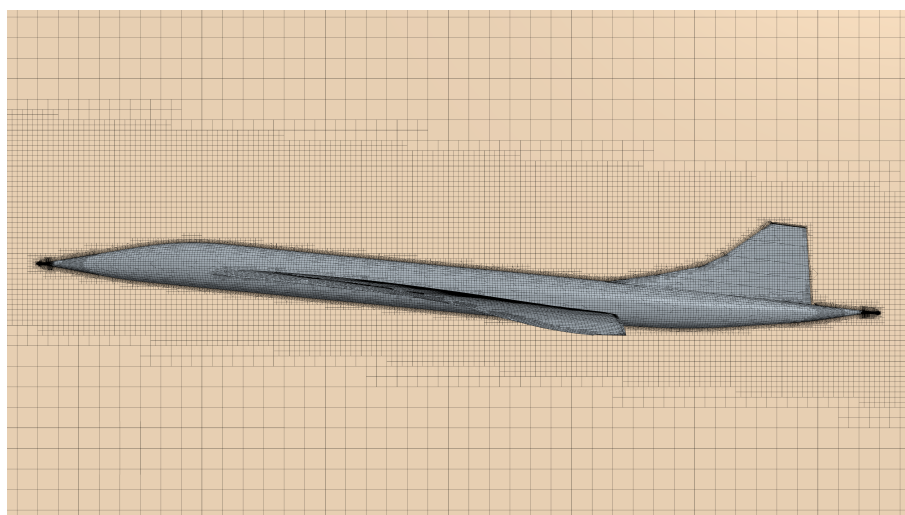
A.2.1 Tvärsnittsbilder över den virtuella vindtunneln för flygplanssimuleringar



Figur A.1: Ett förstort tvärsnitt av vindtunnelritningen för flygplanssimulering i XY -planet, sedan roterad kring X -axeln för att erhålla en rotationssymmetrisk vindtunnel.

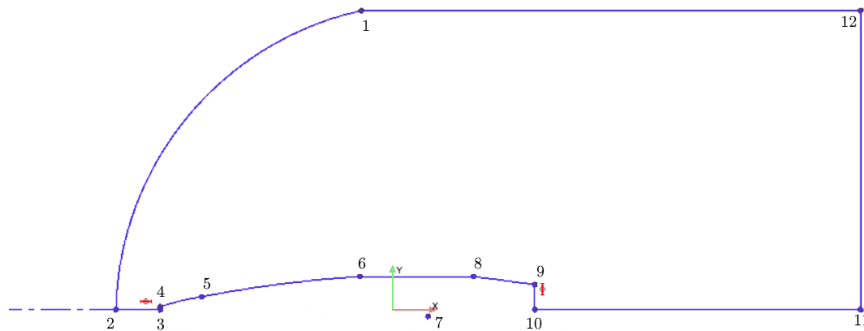


Figur A.2: Tvärsnitt av vindtunneln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.

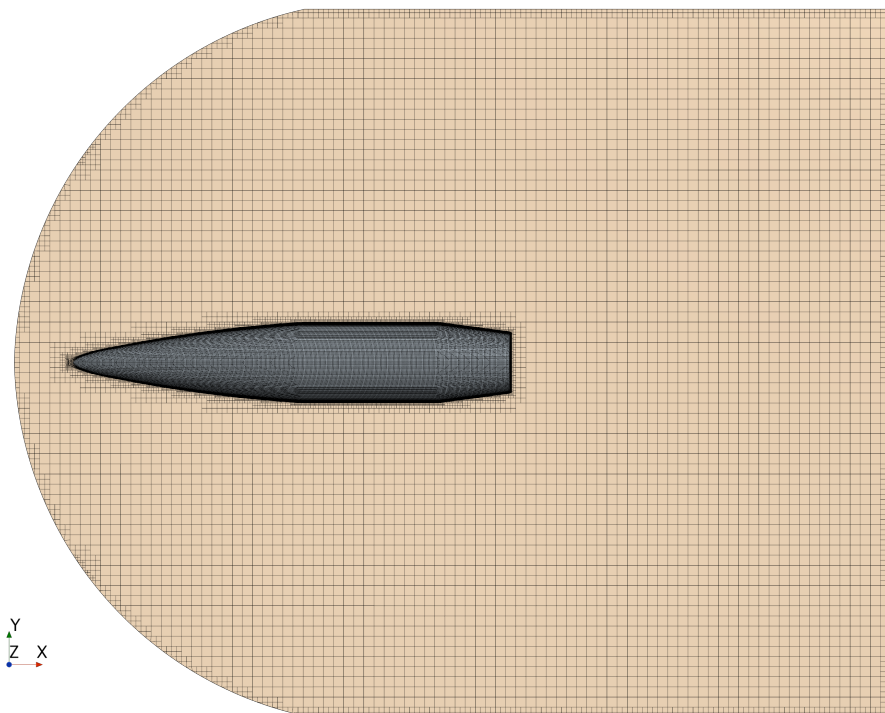


Figur A.3: Ett förstorat tvärsnitt av vindtunneln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.

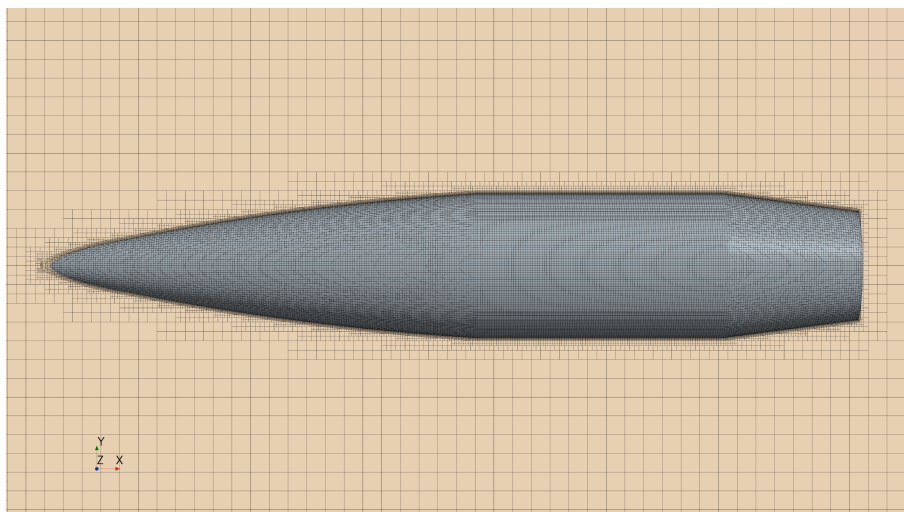
A.2.2 Tvärsnittsbilder av vindtunneln för kalibreringssimulering



Figur A.4: Ett förstort tvärsnitt av vindtunnelritningen för kalibreringssimulering i XY -planet, sedan roterad kring X -axeln för att erhålla en rotationssymmetrisk vindtunnel.



Figur A.5: Tvärsnitt av kalibreringsvindhunneln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.



Figur A.6: Ett förstorat tvärsnitt av kalibreringsvindtunneln i XZ -planet, med flygplansytan inkluderad.

B

Pythonkod

Nedan bifogas kod i Python, som har använts i detta arbete.

B.1 Whitcombs area-regel

Kod i Python för beräkning av tvärsnittsarea längs med flygplanets längdaxel.

```
# %%
# -*- coding: utf-8 -*-
"""
Author: David Holmén
        MMSX21-VT25-01
        Revision 4
        2025-02-18
"""

import matplotlib.pyplot as plt
import numpy as np
import trimesh
import plot_settings

# %%
# parametrar
file_path      = "" # sökväg till STL-filen
n_slices       = 100 # antal slicear som flygplanet delas upp i
flygplansnamn = "" # namn för plottning

# ladda in STL-fil
mesh = trimesh.load_mesh(file_path)

# plocka ut max- och min-värden för vilket flygplanets geometri utsträcker sig
min_x = mesh.bounds[0,0]
max_x = mesh.bounds[1,0]
L = max_x - min_x # flygplanets längd

# x-värden för de olika slicearna
x_slice_range = np.linspace(min_x, max_x, n_slices)

# beräkna tvärsnittsareor längs med flygplanskroppen
areas = np.array([])
for x in x_slice_range:
    # slicea i ett plan vid (x,0,0), med en normal längs med x-axeln
    slice = mesh.section(plane_origin=(x,0,0), plane_normal=[1, 0, 0])
    if slice is not None: # om tvärsnitt hittat
        # konvertera till ett 2D-objekt, ta fram area och lägg till i array
        polygon, _ = slice.to_2D()
        area = polygon.area
        areas = np.append(areas, area)
    else: # area = 0 om inget tvärsnitt hittat
        areas = np.append(areas, 0)
```

B. Pythonkod

```
# %%
# Sears-Haack-kroppen som referens
# sätter parametrar = 1 för att sedan skala om och göra jämförbar med det ←
# studerade flygplanet
R_max = 1 # maximal radie

def sears_haack_area(xs, L):
    """
    Ger skalade Sears-Haack-areor för ett givet flygplan

    xs:          avstånd från flygplanets nos (np.ndarray)
    L:           flygplanets längd (float)
    """

    SH_x = xs/L # skalar om för att få det x-värde mellan nos och stjärt i [0, ←
    #          1] som svarar mot flygplanets i [0, L]

    # area enligt formel
    SH_areas = np.pi*R_max**2*(4*SH_x*(1-SH_x))**(3/2)

    return SH_areas

# räkna ut Sears-Haacks tvärsnittsareor (-min_x ser till att 0 utgör nosen på ←
# flygplanet)
SH_areas = sears_haack_area(x_slice_range-min_x, L)#, areas)

# räkna ut omskalade Sears-Haack-tvärsnittsareor
ac_areas_sum = np.sum(areas)
SH_areas_sum = np.sum(SH_areas)
norm_factor = ac_areas_sum / SH_areas_sum
SH_areas_scaled = SH_areas * norm_factor

# %%
# plotta skalade Sears-Haack-tvärsnittsarea som funktion av x (-min_x ser till ←
# att 0 utgör nosen på flygplanet)
plt.plot(x_slice_range-min_x, SH_areas_scaled, label="Sears-Haack", c="k", ls=":"←
)

# plotta tvärsnittsarea som funktion av x, (-min_x ser till att 0 utgör nosen på ←
# flygplanet)
plt.plot(x_slice_range-min_x, areas, label="Concorde", c="deepskyblue")
#plt.title('Fördelning av tvärsnittsarea längs längdaxeln')
plt.xlabel(f'Avstånd från flygplanets nos {x$ (m)')
plt.ylabel(f'Tvärsnittsarea (m$^2$)')
plt.legend()
filnamn = "Producerade_figurer/concorde_sears_haack.pdf"
if input(f"Spara filen som {filnamn}? - skriv 'y'") == "y":
    plt.savefig(filnamn)
plt.show()
```

B.2 Beräkning av vingdata

Kod i Python för beräkning av anfallsvinkel α , kordalängd c , tjocklek t samt tjocklek till korda-förhållande t/c för godtyckligt valda vingprofiler av en flygplansmodell i STL-format.

```
# %%
# -*- coding: utf-8 -*-
"""
Author: David Holmén
        MMSX21-VT25-01
        Revision 1
        2025-02-26
        Vidareutveckling från kordavinkel.ipynb
"""

import matplotlib.pyplot as plt
import numpy as np
import pandas as pd
import trimesh
import plot_settings
from slice_path_1d import *

# %%
# parametrar
file_path      = ""      # sökväg till STL-filen
n_slices       = 10      # antal slicear som flygplanet delas upp i (för ↔
                        visualisering)
flygplansnamn  = ""      # namn för plottning
y_vingrot      = 1.45    # [m] ange var vingen är definierad att börja i y-led - ↔
                        plocka fram i OpenVSP eller genom koden i nedersta cellen
y_spets_diff   = None    # [m] ange hur långt från vingspetsen profilen för ↔
                        spetsen tas. Lämna som None ifall ska ta delavstånd in
spets_res      = 0.01    # om None ovan - delavstånd in från vingens spets som ↔
                        sista tas
                        # Ex: om spets_res = 0.01 tas profilen som den som ligger↔
                        en hundraedel in från spetsen

# ladda in STL-fil
mesh = trimesh.load_mesh(file_path)

# om vill undersöka fena - kommentera ut detta
#mesh.apply_transform(trimesh.transformations.rotation_matrix(-np.pi/2, [1, 0, ↔
                        0]))
#y_vingrot          = 2.75

# plocka ut max- och min-värden för vilket flygplanets geometri utsträcker sig
min_x = mesh.bounds[0,0]
max_x = mesh.bounds[1,0]
L = max_x - min_x # flygplanets längd

# plocka ut y-koordinat för vingspetsen
halvspan = mesh.bounds[1,1] # = halva vingspannet
# beroende på parameterinställning, välj y-koordinat för spetsens profil
if y_spets_diff == None:
    max_y = halvspan - spets_res * halvspan
else:
    max_y = halvspan - y_spets_diff

# rotation så att vi får x-z-axlarna åt rätt håll
rot_mat = np.array([
    [0, 1, 0],
    [1, 0, 0],
    [0, 0, 1]
])*-1
```

B. Pythonkod

```
# y-värden för de olika slicearna längs med vingen (från centrum, alltså även ←
  kropp följer med)
# detta är endast för visualisering
y_slice_range = np.linspace(y_vingrot, max_y, n_slices)

# slicea upp längs med y
sections = mesh.section_multiplane(
    plane_origin=[0, y_vingrot, 0], plane_normal=[0, 1, 0], heights=y_slice_range ←
    -y_vingrot
)
# rotera alla tvärsnitt rätt
for section in range(len(sections)):
    sections[section].apply_transform(rot_mat) # rotera rätt

# plotta alla tvärsnit
combined = np.sum(sections)
plt.figure()
plt.title(f"Vingprofiler för {n_slices} tvärsnitt")#\nVänster i figuren är i ←
    flygplanets färdriktning")
plt.ylabel(f"$z$ [m]")
plt.xlabel(f"$x$ [m]")
combined.show()

# plotta bara vingrot och spets
plt.figure()
plt.title(f"Vingprofiler för vingrot och vingspets")#\nVänster i figuren är i ←
    flygplanets färdriktning")
plt.ylabel(f"$z$ [m]")
plt.xlabel(f"$x$ [m]")
np.sum([sections[0], sections[-1]]).show()

# %%
# plocka ut extremkoordinater för profilen
def kordavinkel(path):
    """
    Ger kordavinkeln (i grader) från ett tvärsnitt, genom extraktion av min-/max- ←
    punkter av x.
    Detta fungerar för flygplan med längdaxeln längs med x, större x-värden fås ←
    ju längre bak på flygplanet man går.
    Y-axeln skall vara längs med vingarna och Z skall peka uppåt.
    """
    # plocka ut leading/trailing edges
    min_x_index = np.argmin(path.vertices[:, 0])
    max_x_index = np.argmax(path.vertices[:, 0])
    min_x_point = path.vertices[min_x_index]
    max_x_point = path.vertices[max_x_index]

    # plocka ut vinkeln
    dx, dy = max_x_point - min_x_point
    cord_angle = -np.arctan(dy/dx) # minustecken för att vi betraktas vinkeln ←
        relativt inkommande flöde
    cord_angle_deg = np.degrees(cord_angle)

    return cord_angle_deg

def tjocklek_korda(path, cord_angle, degrees=False, n_slices=100):
    """
    Returns: t, c, t_to_c
    Returnerar tjockleken (t), kordans längd (c) samt förhållandet t/c (t_to_c).
    Input i form av en path för tvärsnittet samt den beräknade kordavinkeln från ←
    kordavinkel()-funktionen.
    Även samma konvention m a p koordinataxlar.
    Sätt degrees=True om input är i grader, annars antas vara i radianer.
    Funktionen är anpassad för att "räta ut" vingen så att kordan ligger längs ←
    med x-axeln. Ange därför den cord_angle som kordavinkel() returnerar.
    n_slices anger hur många tvärsnitt som tas i x-led för att hitta maximala ←
    tjockleken (som definierar t).
    """
```

```

# gör kopia för att inte förändra pathen
wing = path.copy()

# konvertera till radianer om angivet
if degrees:
    cord_angle = np.radians(cord_angle)

angle = -cord_angle # minustecken framför cord_angle för att "räta ut"

# rotationsmatris
rot_mat = np.array([
    [ np.cos(angle), np.sin(angle), 0],
    [-np.sin(angle), np.cos(angle), 0],
    [ 0,                0,                1]
])
# "räta ut" vingen
wing.apply_transform(rot_mat)

# plocka ut leading/trailing edges
min_x_index = np.argmin(path.vertices[:, 0])
max_x_index = np.argmax(path.vertices[:, 0])
min_x_point = path.vertices[min_x_index]
max_x_point = path.vertices[max_x_index]

# korda-längd
max_x = max_x_point[0]
min_x = min_x_point[0]
c = max_x - min_x

# geometrin för vingens path i termer av linjer
edges = np.array([entity.points for entity in wing.entities])
vertices = np.array(wing.vertices)
edges_coords = vertices[edges]

# slicea upp längs med x, räkna ut tjockleken
kord_xs = np.linspace(min_x, max_x, n_slices)
ts = np.array([])
for x in kord_xs:
    # plocka ut koordinater för tvärsnitt (2 st ty 1D)
    koords = slice_path_1d(edges_coords, axis=0, value=x)
    # räkna ut tjockleken
    # tar övre/undre punktens y-värde (z-värde i globala meshen)
    if koords.shape == (2,2):
        ts = np.append(ts, np.abs(koords[0,1]-koords[1,1]))

t = np.max(ts)
return t, c, t/c

# %%
kordavinklar_deg = np.array([])
cs = np.array([])
ts = np.array([])
t_to_cs = np.array([])

# loopa över alla tvärsnitt
for section in sections:
    # räkna ut
    kordavinkel_deg = kordavinkel(section)
    t, c, t_to_c = tjocklek_korda(section, kordavinkel_deg, degrees=True, ←
        n_slices=100)

    kordavinklar_deg = np.append(kordavinklar_deg, kordavinkel_deg)
    cs = np.append(cs, c)
    ts = np.append(ts, t)
    t_to_cs = np.append(t_to_cs, t_to_c)

# skapa pandas dataframe
df = pd.DataFrame({
    "Avstånd från y=0 [m]" : y_slice_range,

```

B. Pythonkod

```
"Avstånd från rot [m]" : y_slice_range - y_vingrot,
"Kordavinkel (grader)" : kordavinklar_deg,
"Korda-längd c [m]"    : cs,
"Tjocklek t [m]"      : ts,
"t/c [%]"              : t_to_cs*100 # ange i procent
})

print(f"Resultat för {n_slices} st tvärsnitt, med vingrot i y = {y_vingrot} m.")
#df.to_clipboard()
df
```

B.3 Extrahering av Concorde geometri

Kod i Python som extraherar och presenterar Concorde geometri från en SMX-fil sådant att återkonstruering kan genomföras i OpenVSP. Skriptet kan endast köras tillsammans med de två nedanstående skripten. Originalversionen av koden given av Tomas Grönstedt, den har sedan omarbetats.

```
# %%
import pandas as pd
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
from SmxFile import SmxFile

# %%
concordefile = SmxFile("../..\\Concorde\\Given Concorde geometri\\concorde1014.smx")

concordefile.read_file()

# fuselage
concordefile.print_fuse_ellipse_data("fuselageEllipseData.txt")

# wing
concordefile.prepare_wing_data()
concordefile.print_wing_data("wingData.txt")

# %%
# öppna en av airfoilsen
af = pd.read_csv("Airfoil10.dat", sep=' ', skiprows=1, names=["x", "y"])

xs = af["x"].to_numpy()
ys = af["y"].to_numpy()

plt.plot(xs, ys)
ax = plt.gca()
ax.set_aspect("equal")

# %%
# öppna data för de olika tvärsnitten
secs = pd.read_csv("wingdata.txt", sep='\t')

chords = secs["chord"].to_numpy()

secs

# %%
import pandas as pd
import numpy as np
import ast

# Load TSV file
df = pd.read_csv("wingdata.txt", sep="\t", dtype=str) # Ensure all data is read ←
as strings

# Convert the 'center' column properly
def parse_tuple(value):
    if isinstance(value, tuple): # If already a tuple, return as is
        return value
    elif isinstance(value, str): # If string, convert using ast.literal_eval
        return ast.literal_eval(value)
    else:
        raise ValueError(f"Unexpected value: {value}") # Catch any anomalies

df["center"] = df["center"].apply(parse_tuple) # Apply parsing function

# Convert to NumPy array
```

B. Pythonkod

```
center_array = np.array(df["center"].tolist(), dtype=float) # Ensure it's a ↵
    numeric array

#print(center_array)
#print(center_array.shape)

print("Omskalade värden för att flytta vingens sektioner rätt. Använd första och ↵
    sista kolumnen (DeltaX/C, DeltaY/C)")
for i in range(len(chords)):
    print(center_array[i]/chords[i])
```

Kod i Python som extraherar data från en inläst SMX-fil. Namnges till `fileReader.py` för korrekt funktion tillsammans med övriga skript.

```
# Open the file "input.txt" in read mode
from SmxFile import SmxFile

concordefile = SmxFile("concorde1014.smx")

concordefile.read_file()

# fuselage
concordefile.print_fuse_ellipse_data("fuselageEllipseData.txt")

# wing
concordefile.prepare_wing_data()
concordefile.print_wing_data("wingData.txt")
```

Kod i Python som läser in en SMX-fil. Namnges till `SmxFile.py` för korrekt funktion tillsammans med ovanstående skript.

```
import re
import xml.etree.ElementTree as ET

class SmxFile:
    def __init__(self, file_path):
        """
        Initializes the SmxFile object with the given file path.
        """
        self.body_frames = []
        self.wing_sections = []
        self.file_path = file_path

    def read_file(self):
        """
        Reads the file and loads its content into a dictionary.
        Assumes the file contains key-value pairs in a structured format.
        """
        self.parse_body_frames(self.file_path)
        self.parse_wing(self.file_path)

    def parse_body_frames(self, file_path):
        """Parses an XML-like file and extracts multiple BodyFrame data into a ↵
            list"""

        with open(file_path, "r") as file: # with => file is closed after the ↵
            code piece in it is executed.
            data = file.read()

        # Find all <BodyFrame> elements
        body_frame_matches = re.findall(r'<BodyFrame(.*)>(.*?)</BodyFrame>', ↵
            data, re.DOTALL)

        if not body_frame_matches:
```

```

        raise ValueError("No <BodyFrame> elements found in file.")

    for attributes, cdata_content in body_frame_matches:
        # Parse attributes using XML parsing
        body_frame_element = ET.fromstring(f"<BodyFrame {attributes}/>") # ←
        Convert to valid XML
        body_frame_data = {
            "name": body_frame_element.get("name"),
            "center": tuple(map(float, body_frame_element.get("center").split(←
                )),
            "dimensions": {
                "height": float(body_frame_element.get("height")),
                "width": float(body_frame_element.get("width"))
            },
            "symmetric": body_frame_element.get("symmetric") == "true",
            "coordinates": []
        }

        # Extract coordinates from CDATA
        cdata_lines = cdata_content.strip().split("\n")
        for line in cdata_lines:
            parts = line.strip().split()
            if len(parts) == 2: # Ensure it's a valid (x, y) coordinate pair
                x, y = map(float, parts)
                body_frame_data["coordinates"].append((x, y))

        self.body_frames.append(body_frame_data)

    return

def extract_wing_skeleton_line(self, xml_string, subString):
    """Parses an XML-string and extracts the line that has the string ←
    WingSkeleton AND subString"""

    for line in xml_string.splitlines():
        if "WingSkeleton" in line and subString in line:
            return line.strip()
    return None # Or raise an error if preferred

def extract_origin_coordinates(self, skeletonLine):
    match = re.search(r'origin="\s*([-\d.eE+])\s+([-\d.eE+])\s+([-\d.eE+])\s+←
        *"', skeletonLine)
    if match:
        x, y, z = map(float, match.groups())
        return x, y, z
    else:
        raise ValueError("No center coordinates found in the string.")

def parse_wing(self, file_path):
    """Parses an XML-like file and extracts multiple wing sections into a ←
    list"""

    with open(file_path, "r") as file: # with => file is closed after the ←
        code piece in it is executed.
        data = file.read()

# extract Wing origin for later use
    first_line = self.extract_wing_skeleton_line(data, 'name="Wing"') # ←
        locates a wing skeleton line that also has the subString 'name="←
        Wing". This allows matching wing and fin lines separately
    self.wing_origin = self.extract_origin_coordinates(first_line) # ←
        store origin

    # Match the first <WingSkeleton>...</WingSkeleton>
    wing_skeleton_match = re.search(r"<WingSkeleton\b[^\>]*?>(.*?)</←
        WingSkeleton>", data, re.DOTALL)

    if wing_skeleton_match:
        # first wing skeleton contains the wing

```

```

first_wing_skeleton = wing_skeleton_match.group(1)

# Now extract all WingSection elements from that block
wing_sections = re.findall(r"<WingSection\b[^\>]*?>.*/</WingSection>", ←
    first_wing_skeleton, re.DOTALL)

for i, section in enumerate(wing_sections, 1):
    wing_section_element = ET.fromstring(section) # Convert to valid ←
    XML
    # Parse attributes using XML parsing
    wing_section_data = {
        "name": wing_section_element.get("name"),
        "center": tuple(map(float, wing_section_element.get("center") ←
            .split())),
        "chord": float(wing_section_element.get("chord")),
        "dihedral": float(wing_section_element.get("dihedral")),
        "twist": float(wing_section_element.get("twist")),
        "yaw": float(wing_section_element.get("yaw")),
        "coordinates": []
    }
    # store data in wing_section_data.coordinates list
    cdata_lines = wing_section_element.text.strip().split("\n")
    for line in cdata_lines:
        parts = line.strip().split()
        if len(parts) == 2: # Ensure it's a valid (x, y) coordinate ←
            pair
            x, y = map(float, parts)
            wing_section_data["coordinates"].append((x, y))

    self.wing_sections.append(wing_section_data)

else:
    print("No <WingSkeleton> element found.")

return # parse_wing

def find_line_number(self, data, search_string):

    for i, line in enumerate(data, start=1):
        if search_string[0] in line:
            if search_string[1] in line:
                return i

def print_fuse_ellipse_data(self, fileName):

    lconc = 62.0 # Length of concorde fuselage used to scale z-coordinate

    with open(fileName, "w") as file:
        file.write(f" XSec 0 Point x: {0.0:.6f}, y: {0.0:.1f}, z: {0.0:.6f} \ ←
            n") # skip frame names since they jump particular frames
        for i, frame in enumerate(self.body_frames, start=1):
            x, y, z = frame['center']
            width = frame['dimensions']['width']
            height = frame['dimensions']['height']

            #
            file.write(f" XSec " + str(i) + " Ellipse ") # skip frame names ←
            since they jump particular frames
            file.write(f"x: {x/lconc:.6f}, y: {y/lconc:.1f}, z: {z/lconc:.6f} ←
                Width: {width:.6f} Height: {height:.6f} \n") # Printing the ←
                extracted coordinates

            #
            # file.write(f"OPENVSP_XSEC_FILE_V1\n")
            file.write(f" XSec {i + 1} Point x: {1.0:.6f}, y: {0.0:.1f}, z: {z / ←
                lconc:.6f} \n")

def prepare_wing_data(self):

    for section in self.wing_sections:
        section['max_thick_to_chord'] = self.get_max_thickness(section[' ←

```

```

        coordinates'])

def get_max_thickness(self, array):
    suction_surface = []
    split_x = 3.0141e-13 # This is the x-coordinate for the leading edge in ←
                        the smx file being processed. The algorithm assumes this.

    found_split = False
    for point in array:
        suction_surface.append(point)
        if point[0] == split_x:
            found_split = True
            break

    nums = len(suction_surface)

    if found_split:
        pressure_surface_reversed = suction_surface[-1:] + array[len(←
            suction_surface):] # still the wrong order of listing
    else:
        print('Data set corrupt for wing, expected exact value ' + str(←
            split_x) + ' available to indicate split between suction and ←
            pressure surface')
    pressure_surface = pressure_surface_reversed[::-1]
    nump = len(pressure_surface)

    if nump != nums:
        print("Failure in algorithm to determine max thickness. Different ←
            number of points on suction and pressure surfaces")

    max_thick = 0.0
    for (x1, y1), (x2, y2) in zip(suction_surface, pressure_surface):
        thickness = abs(y1 - y2)
        if thickness > max_thick:
            max_thick = thickness
            x1_saved = x1
            x2_saved = x2

    return max_thick

def print_wing_data(self, fileName):
# first print coordinate files
for i, section in enumerate(self.wing_sections, start=1):
    noFoils = len(self.wing_sections)
    af_name = "Airfoil" + str(noFoils-i) + ".dat" # lable the first set ←
            of data Airfoil10 and the last set of data Airfoil0
    with open(af_name, "w") as file:
        file.write(f"# {section['name']}\n")
        for coord in section['coordinates']:
            file.write(f"{coord[0]} {coord[1]}\n")

    with open(fileName, "w") as file:
        file.write(f"name\tchord\ttwist\tdihedral\tyaw\tcenter\n")
        for i, section in enumerate(self.wing_sections, start=1):
            file.write(f"{section['name']}\t")
            file.write(f"{section['chord']}\t")
            file.write(f"{section['twist']}\t")
            file.write(f"{section['dihedral']}\t")
            file.write(f"{section['yaw']}\t")
            file.write(f"{section['center']}\n")

```

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige

www.chalmers.se



CHALMERS