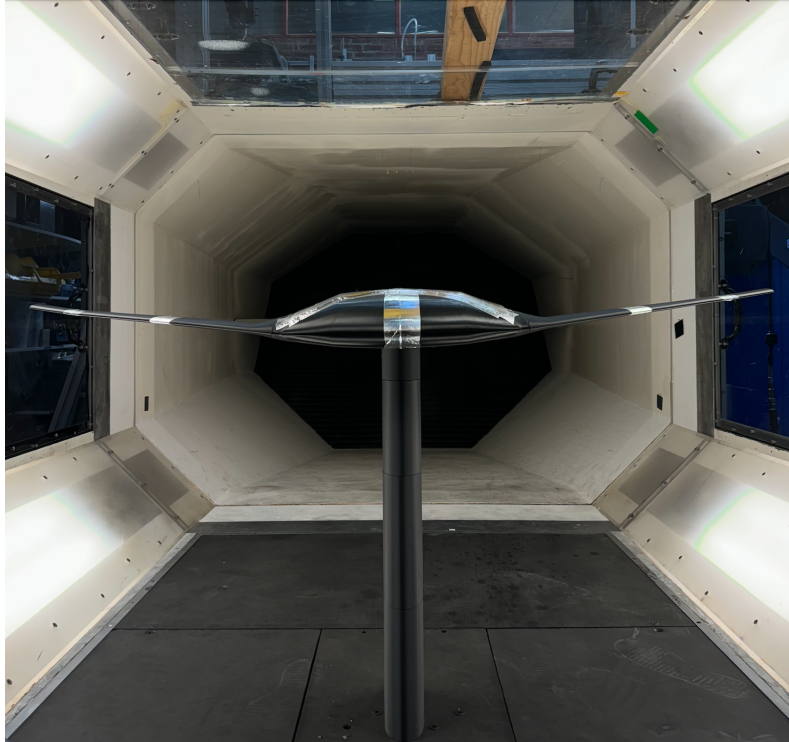




CHALMERS



Design och Prototyp av en Morphing Wing för en UAV

Kandidatarbete inom Mekanik och Maritima vetenskaper

Filip Djäknegren
Matilda Graad
Wilmer Helland
Alexander Johansson
Edvin Karlsson
Daniel Ströby

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2024
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE INOM MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

Design och Prototyp av en Morphing Wing för en drönare

För ökad stabilitet under räddningsuppdrag

Filip Djäknegren
Matilda Graad
Wilmer Helland
Alexander Johansson
Edvin Karlsson
Daniel Ströby



CHALMERS

Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Avdeleningen för *Strömningslära*
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg 2024

Design och Prototyp av Morphing Wing för en drönare
För ökad stabilitet under räddningsuppdrag

Filip Djäknegren
Matilda Graad
Wilmer Helland
Alexander Johansson
Edvin Karlsson
Daniel Ströby

© FILIP DJÄKNEGREN, MATILDA GRAAD, WILMER HELLAND,
ALEXANDER JOHANSSON, EDVIN KARLSSON, DANIEL STRÖBY, 2024.

Handledare: Isak Jonsson, M2
Examinator: Carlos Xisto, M2

Kandidatarbete 2024
Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Chalmers Tekniska Högskola
SE-412 96 Göteborg
Telefon +46 31 772 1000

Omslagsbild: Drönaren monterad på testriggen i vindtunneln.

Typsatt i L^AT_EX
Göteborg 2024

Abstract

The institution for mechanics and maritime sciences at Chalmers University of Technology have since before developed a blended wing body drone for the Swedish Sea Rescue Society. In order to stabilize the drone during all the stages of flight during missions, this project has focused on developing a morphing wing for the drones backpart in order to control the pitch moment. The aerodynamical efficiency has both been simulated with software and tested physically in a windtunnel located at CTH. After compiling the results the morphing wing showed that it is able to control the pitching moment coefficient to a minimum of -0.0263 and to a maximum of 0.0107 at marching speed of 30 m/s and 0° angle of attack. For the rolling moment it yielded a maximum 0.449 Nm to the right and 0.41 Nm to the left at marching speed of 30 m/s and 0° angle of attack.

Sammanfattning

Institutionen för Mekanik och Maritima vetenskaper på Chalmers Tekniska Högskola har sedan tidigare utvecklat en *blended wing body*-drönare åt Svenska Sjöräddningssällskapet. För att kunna stabilisera farkosten under alla flygskeden i vissa typer av räddningsuppdrag, har detta arbete ägnats åt att designa en kontinuerligt böjbar vinge, *morphing wing*, på farkostens bakdel för att främst undersöka möjligheten att kontrollera moment för stigning. Den aerodynamiska effekten har både simulerats med olika relevanta verktyg samt testats fysiskt i vindtunnelmiljö på CTH. Efter en sammanställning och diskussion av resultaten påvisades att designen för *morphing wing* möjliggör kontroll av stigningsmomentkoefficienten till ett minimum av -0.0263 och ett maximum av 0.0107 vid marchfart 30 m/s och 0° *angle of attack*. Samma visades även gälla för bankningmomentet med maximalt moment 0.449 Nm till höger och 0.41 Nm till vänster left vid marchfart 30 m/s och 0° *angle of attack*.

Key Words: Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Blended wing body (BWB), morphing wing, longitudinal stability, SSRS, CFD, STAR-CCM+, wind tunnel, aerodynamics.

Förord

Rapporten beskriver ett kandidatarbete genomfört av sex personer studerande vid civilingenjörsprogram på Maskinteknik respektive Automation och Mekatronik på Chalmers Tekniska högskola. Arbetet utfördes vid institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper på avdelningen för Strömningslära under vårterminen 2024 och motsvarar 15 högskolepoäng.

Författarnas tack

Projektgruppen vill framföra ett varmt tack till samtliga som har stöttat oss i vårt arbete under denna tid. Ett stort tack till examinator Carlos Xisto och handledare Isak Jonsson från institutionen för Mekanik och Maritima vetenskaper för värdefulla insikter och rådgivning under projektets gång. Vi vill även tacka CASE-labbet för möjligheten att använda deras lokaler och 3D-skrivare för att testa olika mekanismer samt printa vår prototyp. Vidare vill vi tacka Petter Miltén och Christian Svensson för deras tidigare arbete på drönarkroppen och den tillhörande CAD-filen som underlättat vårt förarbete i detta projekt.

Filip Djäknegren, Matilda Graad, Wilmer Helland, Alexander Johansson, Edvin Karlsson och Daniel Ströby. Göteborg, Maj, 2024

Akronymer

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

CAD	Computer aided design
CFD	Computational fluid dynamics
CTH	Chalmers tekniska högskola
SSRS	Sjöräddningssällskapet
BWB	Blended wing body
UAV	Unmanned aerial vehicle
AoA	Angle of attack

Ordlista och förklaring av begrepp

Detta är en ordlista över svenska begrepp där det engelska begreppet är mer vedertaget, listade i alfabetisk ordning:

Airfoil	Vingprofil
Angle of attack	Angreppsvinkel
Camber	Asymmetrin mellan de två verkande ytorna på en vingprofil, där den övre ytan på en vinge (eller motsvarande framsidan av ett propellerblad) vanligtvis är mer konvex.
Cruise	Marschfart
Fuselage	Flygkropp
Leading edge	Framkant av vinge
Morphing	Morfning, gradvis förvriddning eller förvandling
Pressure drag	Tryckmotstånd, orsakas av det turbulenta flödet nedströms även kallat wake.
Skin	Hud, formbar yta på en vinge.
Skin-friction drag	Dragkraft vilket orsakas när ett flöde av en fluid strömmar över en yta.
Shell	Skal, hård yta på en vinge.
STAR-CCM	Programvara för CFD.
Trailing edge	Bakkant av vinge.
Unmanned aerial vehicle	Drönare
Wake	Området med turbulent flöde nedströms efter kroppen, där kroppen rör sig genom en fluid.
Wing	Vinge

Nomenklatur ALTERNATIVT

Symboler

Nedan är nomenklaturen för parametrar, variabler och koefficienter som har använts genom hela denna avhandling.

Index

∂	Index för derivata
t	Index för tidssteg

Parametrar, variabler och koefficienter

F_d	Luftmotstånd
F_l	Lyftkraft
F_r	Kraftresultant
ρ	Densitet
μ	Lufthastighet
A	Referensarean
c	Chord-längd
M	Moment
C_L	Lyftkoefficient
C_D	Dragkoefficient
C_M	Stigningsmomentskoefficient
l/d_{ratio}	Förhållandet mellan lyftkraft och luftmotstånd
T	Dragkraft
m	Massa
g	Gravitationens acceleration

v	Marschfahrt
μ	Verkningsgrad
P	Effekt
I	Ström
U	Spänning

Innehåll

Akronymer	ix
Ordlista	xi
Nomenklatur	xii
Figurer	xvii
Tabeller	xix
1 Inledning	1
1.1 Bakgrund	1
1.2 Syfte	3
1.3 Avgränsningar	4
1.4 Samhälleliga och etiska aspekter	4
2 Teori	7
2.1 Aerodynamik och vingprofilteori	7
2.2 Interference drag	9
2.3 Definitioner och koordinatsystem	9
2.4 Design av vingprofiler	10
2.5 Lift/drag ratio	11
2.5.1 Energibudget	11
2.6 Stabilitet för flygning	11
2.6.1 Stabilitetsderivatan	11
2.7 Computational fluid dynamics	12
2.7.1 Grundläggande ekvationer	12
2.7.2 Meshing	12
3 Metod och genomförande	17
3.1 Informationssökning	17
3.2 Idégenerering och sållning	17
3.3 CAD	18
3.4 Prototyp tillverkning	19
3.5 ANSYS	19
3.6 CFD	20
3.6.1 Modeller	20

3.6.2	Mesh	22
3.7	Vindtunnel	25
3.7.1	Uppställning/montering	25
3.7.2	Inställningar och genomförande	27
4	Resultat och diskussion	29
4.1	Idégenerering och konceptsällning	29
4.2	CAD	30
4.3	Prototyp tillverkning	33
4.3.1	Aktuator och elektronik	35
4.4	ANSYS	36
4.5	CFD	38
4.6	Vindtunnel	42
4.7	Energibudget	46
5	Slutsats och framtida arbete	49
5.1	Slutsats	49
5.2	Vidareutveckling	49
5.2.1	Morphing wing-konceptet	49
5.2.2	Autonom styrning	50
5.2.3	Lateral- och riktningstabilitet för bankning och gir	50
5.2.4	Omdesign av drönare	50
	Litteraturförteckning	53
A	Appendix 1	I
A.1	Ansys	I

Figurer

2.1	Tryckfördelning på en vingprofil som rör sig genom ett medium.	8
2.2	Kraftfördelning på en vingprofil som rör sig genom ett medium.	8
2.3	Störningsmotstånd som uppstår vid konventionell kontrollyta.	9
2.4	Definition av koordinatsystemet för drönaren i x,y och z-riktning samt illustration av moment avseende stigning (I), bankning (II) och gir (III).	10
2.5	Visualisering av varierande storlekar på prismalager.	14
2.6	Närbild som visar förfiningen av meshen nära vingytan.	15
3.1	Övergripande bild av meshen.	22
3.2	Bild som visar meshen i vingens närområde.	23
3.3	Närbild som visar förfiningen av meshen nära vingytan.	24
3.4	Plot över Lyftkraftskoefficient över antal iterationer i simuleringen.	24
3.5	Plot över Lyftkraftskoefficient över antal iterationer i simuleringen.	25
3.6	Schematisk bild på uppställning i vindtunneln i tvärsnitt [2]. Återgiven med tillstånd.	26
3.7	Montering av drönare i vindtunnel.	27
4.1	Tvärsnittsbild på slutgiltigt koncept designat i Fusion 360.	30
4.2	2D prototyper.	30
4.3	Koncept på morphing wing med öppen bakkant.	31
4.4	Drönarens bakkant uppdelad i innerdel (höger) och ytterdel (vänster).	31
4.5	Lösningens design illustrerad på den inre delen av vingen.	32
4.6	Inner- och ytterdel av vingen hopsatt till en komplett modell. Övergången från hel bakkant till öppen design markerad i röd färg.	32
4.7	Hålbild för M3 gänginsatser och aktueringsarm vättande mot drönarkroppens insida.	33
4.8	Prototyper med och utan hölje i a) profil och b) ovanifrån.	34
4.9	Prototyp med hölje i tillstånd deformerat a) nedåt och b) uppåt.	34
4.10	Slutgiltig design av morphing wing konceptet i beredningsprogrammet OrcaSlicer. PETG och TPU visas i grön respektive gul färg. Stödmaterial håller upp aktueringsarmen från 3D-skrivarens byggsplatta.	35
4.11	Tvärsnittsbild på montering av servot och dess länkarm i aktueringsarmen för vänster kontrollyta.	36
4.12	Deformerad ner.	37
4.13	Deformerad upp.	38

4.14	Lyftkraftskoefficienter för vingprofiler vid olika attackvinklar.	39
4.16	Motståndskoefficienter för vingprofiler vid olika attackvinklar.	40
4.18	Glidtal för vingprofiler vid olika attackvinklar.	42
4.19	Vindtunnel resultat för C_L för de olika vindhastigheter.	44
4.20	Vindtunnel resultat för C_M för de olika vindhastigheter.	44
4.21	Vindtunnel resultat för bankningsmoment för de olika vindhastigheterna.	45
4.22	Vindtunnel resultat C_L för 15, 20 och 25 meter per sekund på servo vinkel går från 0 till 180.	45
4.23	Vindtunnel resultat C_M för 15, 20 och 25 meter per sekund på servo vinkel går från 0 till 180.	46
A.1	Drönarens mesh.	I
A.2	Fixed support 1.	I
A.3	Fixed support 2.	II
A.4	Displacement.	II
A.5	Agerande kraft.	II
A.6	Deformerad ner drönaren hela.	III
A.7	Deformerad ner spänningar.	III
A.8	Deformerad ner spänningar.	IV
A.9	Deformerad upp.	IV
A.10	Deformerad upp, spänningar.	V
A.11	Deformerad upp, spänningar.	V

Tabeller

3.1	Gränsvillkor för simulering.	22
3.2	Använda inställningar under vindtunneltesterna.	28
4.1	Servovinklar motsvarande olika utslag av respektive kontrolllyta. . . .	36

1

Inledning

Kapitlet beskriver bakgrund och syfte för arbetet samt avgränsningar och etiska aspekter som tagits hänsyn till under projektets gång.

1.1 Bakgrund

CTH har sedan tidigare fått i uppdrag att utveckla en drönare åt Svenska Sjö-
äddningssällskapet (SSRS), en ideell förening som arbetar med stödtjänster till sjö-
transport av olika slag enligt SSRS [1]. Arbetet genomfördes då med mål att kunna
nå 95% av samtliga olycksfall inom loppet av 20 minuter och därefter patrullera
samma område i 40 minuter. Ett tidigare års arbete har resulterat i en drönare med
vikten 2 kg med kapacitet att transportera en ytterligare last på 1 kg. I det inledan-
de skedet av projektet fanns således redan en prototyp av drönarens huvudsakliga
uppbbyggnad i form av en BWB från det genomförda masterarbetet år 2022 [2].

Ett återkommande problem vid arbete med mindre farkoster är svårigheten att
hålla dem stabila i diverse flyglägen, såsom start, landning och marschfart. Detta
beror dels på att de har en relativt låg massa och därav en låg masströghet vilket
resulterar i att de blir extra känsliga för yttre faktorer, vanligast vind och turbulens.
Enligt NASA [3, sid. 5], för att kunna kontrollera ett plan eller en drönare använder
man sig av kontrolllytor som innebär att vingprofilens form kan justeras efter önskan.
Ett sätt att kunna förbättra stabiliteten ytterligare, skulle kunna vara med hjälp av
en kontinuerligt böjbar vinge.

För att en vinge ska vara aerodynamiskt effektiv är det önskvärt att vingformen
hålls kontinuerlig och utan gap hela över- och undersidan av vingen från framkant
till bakkant berättar The Efficient Engineer [4]. Sådan figur är särskilt gynnsam
då det erfordrar ett laminärt flöde längs kroppen vilket kan ha lägre ytfriktion än
vad ett turbulent flöde hade haft längs kroppen beroende på olika faktorer menar
White [7]. Men ett laminärt flöde leder till en tidigare separationspunkt vilket tillför
en större wake vilket ökar tryckmotstånd. Medan ett turbulent flöde längs kroppen
har högre ytfriktionsmotstånd men ett lägre tryckmotstånd på grund av en senare
separation och mindre wake. Där den totala mängden luftmotstånd är en summa
av både tryckmotstånd och ytfriktionsmotstånd, men även i relevanta fall störnings-
motstånd eller interferensmotstånd.

En kontrolllyta består ofta av en stel kropp implementerad i bakkanten på en vinge.

Detta skapar oundvikligen skarvar och kanter mellan kontrollytan och vingen som leder till interferensmotstånd. Detta motstånd bidrar inte till lyftkraften på vingen och ökar förbrukningen av energi.

En morphing wing innebär att vingens form förändras kontinuerligt så att dessa skarvar kan undvikas. En morphing wing skulle också kunna innebära att man har mer kontroll och flexibilitet över hur vingprofilen förändras. I en studie av Korenschi, Sugar-Gabor och Botez [8] publicerad i *The Aeronautical Journal*, visades det att motståndet kan minskas med upp till 4 procent genom att använda en mer adaptiv övre yta på vingen, vilket möjliggör längre och mer bränslesnåla uppdrag.

Då morphing wings är ett relativt nytt koncept bidrar det med intressanta problem ur ett akademiskt perspektiv där optimeringsproblem uppstår ur att kunna designa en morphing wing som ger mycket flexibilitet samtidigt som den minimerar luftmotstånd vid marschfart och maximerar kontroll vid operationer som lyft och landning. Befintliga koncept består främst av 3D-printade elastiska strukturer samt rörliga fackverksstrukturer med en böjbar yta för att bibehålla önskvärda aerodynamiska egenskaper.

1.2 Syfte

Bakgrunden till konceptet morphing wing belyser varför en sådan mekanism är så intressant och hur både drönare och större flygplan skulle kunna dra nytta av tekniken. Det finns många exempel på hur en sådan mekanism skulle kunna implementeras i en vinge och ett fåtal exempel på att det fungerar i praktiken. Detta är en av de större motiveringarna till att undersöka denna sortens mekanism i akademiskt syfte, men också för framtida referens i andra arbeten.

Huvudsyftet med arbetet är att undersöka olika lösningar för en kontinuerligt transformerbar mekanism på bakkanten av SSRS-drönaren i liknelse med vanliga klaffsystem. Detta för att förbättra longitudinell stabilitet och minska interferensmotstånd. För övrigt att tillverka en slutgiltig prototyp som förbättrar longitudinell stabilitet och begränsar interferensmotståndet för drönaren jämfört med utformningen på den existerande drönaren.

1.3 Avgränsningar

Detta stycke redogör för de avgränsningar som bedömts vara nödvändiga för detta arbete. Som nämnts i kapitel 1.1 och 1.2 behandlar arbetet endast den bakre delen av en vingprofil, kallad *trailing edge*. Detta beror på att kontrolllytor på denna delen av drönarkroppen har utelämnats från utveckling i tidigare kandidat- och masterarbeten, vilket har medfört en låg stabilitet hos drönaren. Projektet fokuserar på att göra den bakre delen av drönarkroppen till en funktionell kontrolllyta med morphing konstruktion för att skapa förutsättningar till att bättre kunna kontrollera drönarens longitudinella stabilitet.

Möjligheten att en sådan konstruktion även skulle kunna användas för att påverka lateral stabilitet diskuterades tidigt i arbetet, men beslutet blev att lämna den typen av funktion utanför fokusområdet för arbetet. En annan aspekt avseende implementering av en morphing konstruktion var att den kan ha en autonom styrning för att effektivt kunna anpassa sig till rådande flygförhållanden men även här gjordes en avgränsning då en autonom styrning ansågs vara ett helt annat problem som först kan undersökas när en fungerande vingkonstruktion tagits fram och implementerats på drönaren.

Ytterligare två aspekter som ansågs relevanta för utvecklingen och implementeringen av en ny morphing konstruktion var tid och kostnad. Dessa faktorer begränsade vilka resurser som kunde förväntas läggas på projektet, där tid var det som utgjorde den huvudsakliga begränsningen. Eftersom detta kandidatarbete genomfördes under två läsperioder, lades allt fokus på den mekaniska konstruktionen av en vinge med morphing design. Detta innebar att ytterligare frågeställningar och möjligheter som uppstod under arbetet prioriterades bort för att ge gruppen goda förutsättningar att nå ett godtagbart resultat inom projektets bestämda tidsram. Eftersom projektets huvudmål inte var att skapa en flygduglig prototyp, prioriterades vindtunneltester varvid flygtester utanför vindtunnelmiljön ej påbörjades.

1.4 Samhälleliga och etiska aspekter

Arbetet avsåg att konstruera en teknisk lösning vilken ger en stabilare flygning för en drönare. I och med detta tillämpades flertalet etiska aspekter på projektet. De viktigaste aspekterna vilka berördes var att produkten inte skulle göra skada, utan nytta samt inte inskränka på andras integritet. En viktig punkt vilket inte berördes var att den inte skulle påverka andras autonomi. Metoden för arbetet avsåg inga moment som kan påverka andra människor. De teoretiska delarna och simuleringarna påverkade ej andras välmående och de experiment som utfördes skedde i en säker laborationsmiljö i en vindtunnel.

Det lovande utfallet gjorde det väsentligt att ta de etiska aspekterna i åtanke. Lösningen kan appliceras på drönare i andra syften än att hjälpa människor i nöd av SSRS. En konsekvens är att lösning används för drönare vilket appliceras i krigsfö-

ring. Det kan vara drönare vilket avser att orsaka skadegörelse eller spaningsuppdrag. I detta fallet påverkar det människors säkerhet och integritet avsevärt. Det är dock ett väldigt osannolikt utfall då drönarteknologin inom försvaret är väldigt utvecklat och förmodligen är lösningen från projektet inte aktuell.

En ofullständig lösning eller inte tillräckligt testad lösning kan nå marknaden och i så fall börjas att implementeras. Detta kan göra att det havrerar och orsakar skada på föremål och personer olyckligtvis. En väl konstruerad lösning kan göra stor nytta. Det kan skapa en mer effektiv flygning vilket i sin tur kan komma att skapa mer bränsleeffektiva uppdrag. Vilket är en stor motiverande faktor för att utföra projektet. I det fall då lösningen kan komma att implementeras på riktiga drönare kan det göra folk nytta då det kan komma att användas i uppdrag för att bistå människor i nöd.

Dessa utfall anses dock väldigt osannolika med tanke på tidsramen för projektet och kostnaden. Därav är det inte nödvändigt att behöva fördjupa sig och analysera vidare i dessa etiska aspekter. Dock är det bra skapa sig en uppfattning av vad som kan komma att påverkas av ett optimalt utfall.

2

Teori

Detta kapitlet innehåller den teoretiska informationen vilket förklarar hur vingprofiler lyckas få flygkroppar att lyfta och underhålla flygning vid marsch. Det innehåller även viktiga parametrar och idéer vilket är bra att tänka på vid design av nya vingprofiler.

2.1 Aerodynamik och vingprofilteori

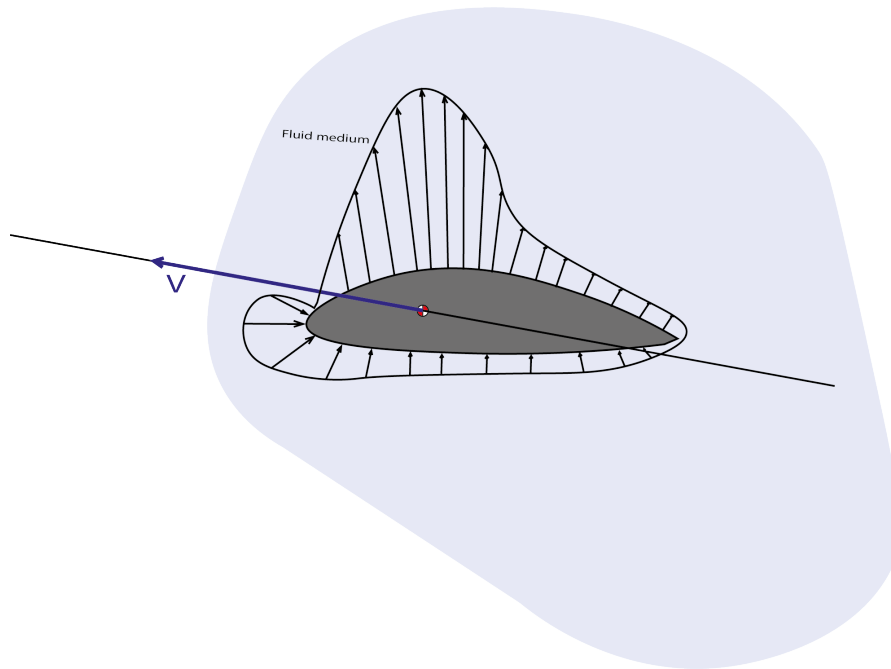
Gudmunsson [9, Kap. 8, ss. 237-238], menar att när en kropp, t.ex. en vingprofil rör sig genom en fluid så inducerar kroppen ett tryck i området omgivande profilen i fluiden. Denna tryckskillnaden i området skapar en resulterande kraft F_r vilket kan delas upp i två olika komponenter F_d för luftmotstånd och F_l för lyftkraft. Där F_l är ortogonal mot vingprofilens färdriktning och är den kraft som håller en farkost i luften. Vilket är det enklaste sättet att förklara fenomenet av hur olika vingprofiler kan skapa tillräckligt med lyftkraft för att skapa flykt. Det går även att förklara det med hjälp av Bernoulliprincipen, att luftflödet över översidan av en vingprofil färdas snabbare än undersidan. Det är på grund av att luften komprimeras uppåt på grund av vingprofilens geometri vilket ökar hastigheten på luftflödet. The Efficient Engineer [10] menar att Bernoulliprincipen säger att den ökade hastigheten av luftflödet medför att trycket minskar på översidan och detta leder tillbaka till påståendet ovan. En viktig sak att nämna är att alla följande ekvationer är för vingprofiler studerade i ett 2D plan från Gudmunsson [9, Kap. 8, s. 239].

Kraftresultanten F_r i figur 2.2 skapar ett moment på kroppen. Ifall detta moment verkar på axeln y i figur 2.4 kallas det för stigningsmoment. Man kan sedan normalisera detta stigningsmoment till en dimensionslös koefficient så kallad C_M , se ekvation 2.1. För kraftresultanterna F_l och F_d går det även att normalisera dessa till dimensionslösa konstanter C_D och C_L , se ekvationerna 2.2 och 2.3. Enligt White [7, Kap. 7, s. 476], i ekvation 2.1 är referensarean A en så kallad *Planform area* vilket är arean där man ser profilen ovanifrån vilket passar beräkningar på vingprofiler.

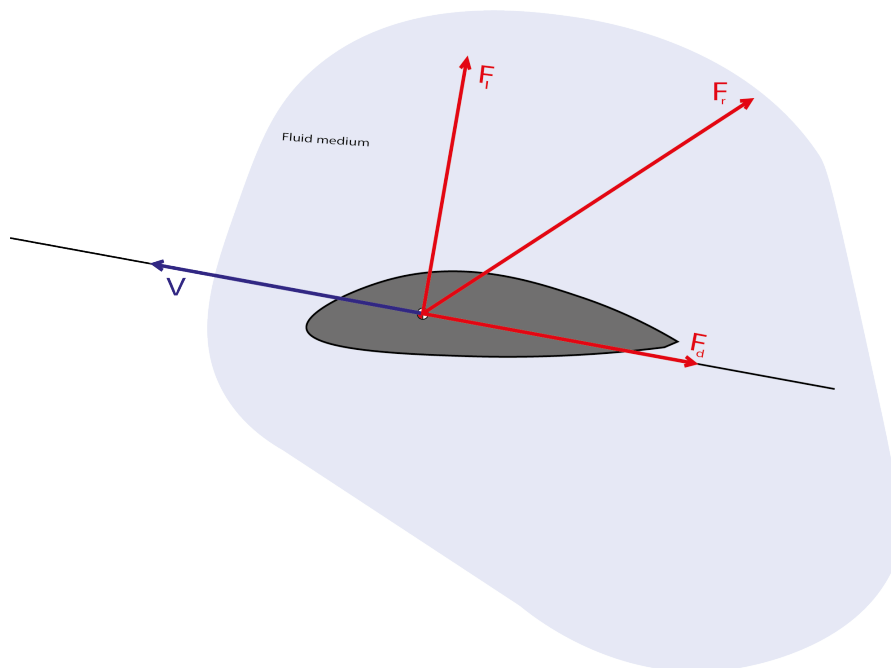
$$C_M = \frac{M}{\rho \frac{\mu^2}{2} A * c} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{F_d}{\rho \frac{\mu^2}{2} A} \quad (2.2)$$

$$C_L = \frac{F_l}{\rho \frac{\mu^2}{2} A} \quad (2.3)$$



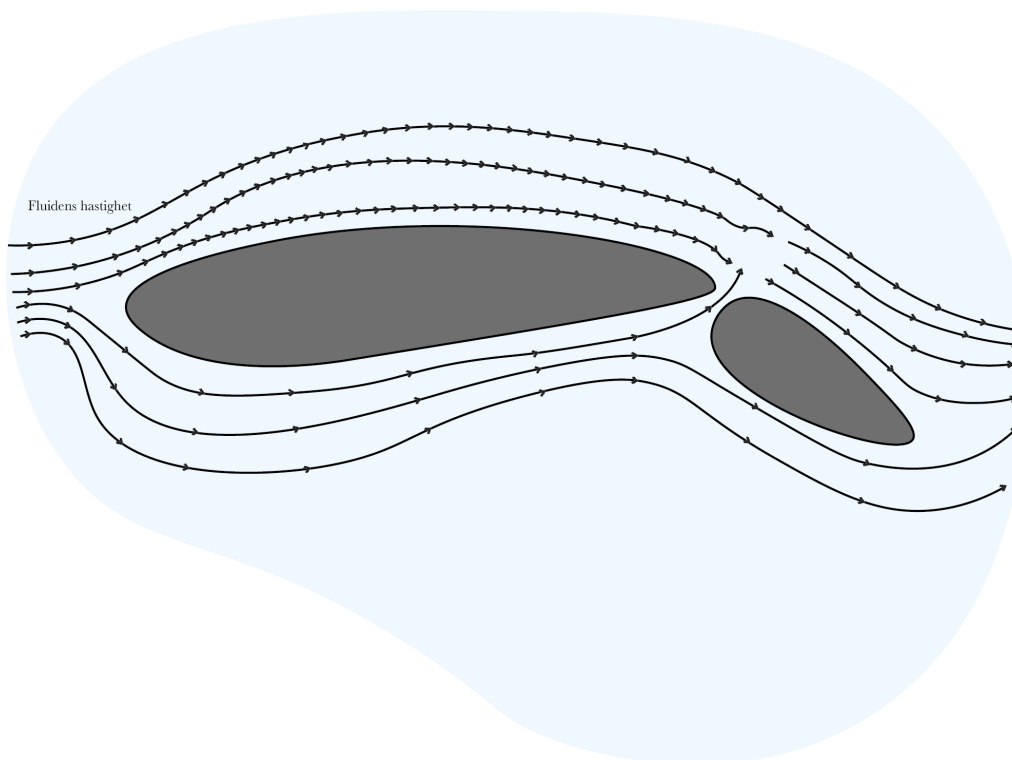
Figur 2.1: Tryckfördelning på en vingprofil som rör sig genom ett medium.



Figur 2.2: Kraftfördelning på en vingprofil som rör sig genom ett medium.

2.2 Interference drag

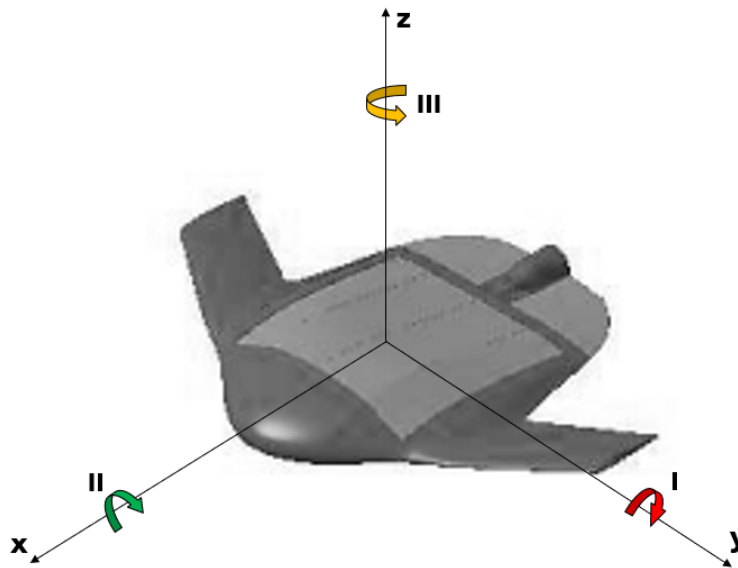
Interference drag eller störningsmotstånd är ett aerodynamiskt fenomen vilket uppstår när två olika flöden av t.ex. luft av olika hastighet blandas med varandra [4]. Detta kan ske vid många olika ställen av drönarkroppen där luften passerar med olika hastigheter. Störningsmotståndet som är mest intressant för projektet syftar på det som skapas när en konventionell kontrollyta används, se figur 2.3. I detta fall uppstår ett gap mellan kontrollytan och resten av vingprofilen som tillåter luft att strömma upp genom gapet från undersidan av vingprofilen till den övre. I kapitel 2.1 visas en princip för att skapa lyftkraft genom att luftflödet på ovasidan vingen ha högre hastighet än den på undre. Det tidigare beskrivna gapet leder till att det skapas en blandning av luftflöden med olika hastighet vilket kan skapa störningsmotstånd.



Figur 2.3: Störningsmotstånd som uppstår vid konventionell kontrollyta.

2.3 Definitioner och koordinatsystem

För att kontrollera flygplan och i detta fallet en drönare användes tre axlar och tre styrande moment kring dessa axlar vilket erhåller stabilitet och utför kontrollerade moment för att styra drönaren i önskad riktning. Dessa tre moment och axlar har definierats med ett kartesiskt koordinatsystem bestående av tre axlar x , y och z med tre tillhörande moment I, II och III, se figur 2.4.



Figur 2.4: Definition av koordinatsystemet för drönaren i x,y och z-riktning samt illustration av moment avseende stigning (I), bankning (II) och gir (III).

Stigning (engelska *pitch*) är ett momentet I kring axeln y vilket oftast associeras med att kontrollera flyghöjden för drönaren och kontrolleras oftast med utformningen av drönaren vilket ger den en naturlig stigning eller med höjdrodrer längst bak på kroppen vilket ger ett större avstånd från momentcentrumet. Bankning (engelska *roll*) vilket är momentet II runt axeln x och kontrolleras oftast med skevrodrer vilket är placerade långt ut på vingprofilerna för att skapa distans från momentcentrumet. Gir (engelska *yaw*), är ett moment III kring axeln z vilket kontrolleras med ett sidroder som oftast är fäst längst bak på flygplanet, i drönarens fall finns ingen kontrolllyta vilket påverkar rotationen runt z -axeln.

2.4 Design av vingprofiler

Designen av en vinge påverkar dess förmåga att generera lyftkraft och dragkraft. Designen påverkar även storleken på de moment som påverkar vingen och vart momentcentrumet är på vingen. Vingor designas så att sugsidan är på översidan och trycksidan är på undersidan av vingen för att generera lyftkraft. De designas ofta även så att momentet roterar vingens framkant nedåt för att undvika stallning. En stall innebär att drönarens anfallsvinkel blir så hög att lyftkraften inte längre kan övervinna farkostens tyngd.

Över en vingprofil, på sugsidan, sker det en övergång från laminärt gränsskikt till turbulent gränsskikt. Efter det turbulenta gränsskiktet separerar flödet vilket i sin tur orsakar extra drag och minskar lyftkraften. Detta betyder att flödet på sugsidan bör vara laminärt så länge som möjligt vilket betyder att ytan på sugsidan bör vara

jämn och slät för att undvika att flödet blir turbulent. Trycksidan behöver inte ha lika slät och jämn yta.

Då detta projekt avser en morphing wing så betyder det att bakkanten på drönaren ska kunna böjas upp eller ner. Detta gör så att trycksidan skulle kunna ändras till översidan och sugsidan skulle kunna ändras till undersidan på drönaren. Detta gör att både den övre och nedre sidan bör ha jämn yta så att de aerodynamiska egenskaperna inte försämras.

2.5 Lift/drag ratio

Förhållandet mellan lyftkraft och luftmotstånd är en faktor kallad *Lift to drag ratio* vilket är en viktig faktor när det kommer till design och utformning av vingprofiler vilket beräknas enligt ekvation 2.4. Även om det viktigaste för att skapa flykt är att övervinna drönarens vikt i lyftkraft är även detta förhållande viktigt för att skapa en så effektiv flykt som möjligt för att kunna flyga längre och förbruka mindre energi.

$$l/d\ ratio = \frac{F_l}{F_d} \quad (2.4)$$

2.5.1 Energibudget

Ekvation 2.4 kan användas för att beräkna energibudget avseende energikonsumtion av motorn vilket driver drönaren. Sedan kan även energikonsumtionen av servorna beräknas och då jämföra förhållandet mellan förbrukningen.

$$T = \frac{m}{l/d\ ratio} * g \quad (2.5)$$

$$P_{motor} = \frac{Tv}{\eta} \quad (2.6)$$

$$P_{servos} = I * U \quad (2.7)$$

2.6 Stabilitet för flygning

När den morphande bakkanten är i sitt neutrala läge är tanken att den inte ska påverka flygplanets stigning. Dock när den är i sitt maximala läge för att skapa nedåtkraft eller vice versa för att skapa lyftkraft är tanken att denna processen ska ge stabilitet och kontroll genom att styra stigning av drönaren.

2.6.1 Stabilitetsderivatan

I kapitel 2.1 nämns det hur en dimensionslös konstant C_M kan tas fram ur stigningsmomentet. Denna konstant kan sedan också bilda en funktion vilket ändras baserad på AoA eller α menar Cook [5]. Detta skapar en partiell derivata så kallad $C_{M\alpha}$. I det fall när $C_{M\alpha}$ riktningskoefficient är negativ erhålls en statisk stabilitet.

Perkins och Hage [6] säger att en statisk stabilitet innebär att flygplanet korrekterar ett externt moment vilket ändrar stigningen.

2.7 Computational fluid dynamics

Computational fluid dynamics eller CFD är det område inom strömningslära där datorer används för kunna förutsäga fluiders rörelser och beteenden. Detta uppnås genom att använda numeriska metoder för att lösa de grundläggande ekvationerna som beskriver rörelser hos fluider inom ett diskretiserat område med bestämda randvillkor.

2.7.1 Grundläggande ekvationer

De grundläggande ekvationerna inom strömningsmekanik som kommer användas i detta arbete är Kontinuitetsekvationen och Navier Stokes Ekvation. Dessa ekvationer utgör enligt Simscale [11] basen för CFD beräkningar för inkompressibla flöden.

Kontinuitetsekvationen

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0 \quad (2.8)$$

För inkompressibelt flöde där densiteten antas vara konstant, dvs $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$ kan ekvationen förenklas till följande form:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.9)$$

Navier Stokes Ekvation

För ett inkompressibelt flöde med konstant viskositet kan Navier Stokes ekvation skrivas på följande sätt:

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{v} + \rho \vec{g} \quad (2.10)$$

2.7.2 Meshing

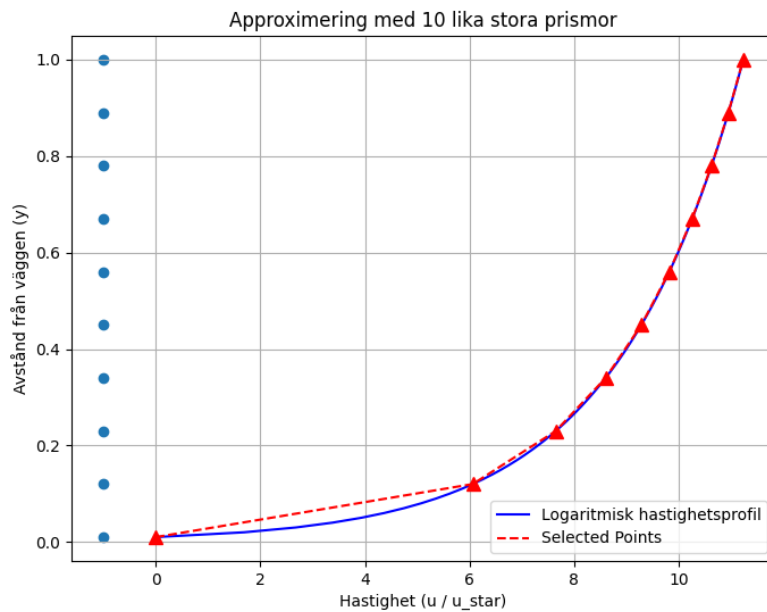
En viktig del vid uppställning av en CFD-simulering är uppbyggnaden av sin mesh. Cadence [12] beskriver i en blogg om hur meshing innebär att ett numeriskt rutnät ställs upp som sedan används för att representera den aktuella fluiden i hela dess

domän. Inom dessa rutor löses sedan de partiella differentialekvationerna beskrivna ovan numeriskt, för att approximera fluidens tillstånd. Ju högre densitet meshen har desto bättre blir approximationerna, detta leder dock till en mer resurskrävande beräkning. På grund av detta har man ofta en varierande mesh-densitet som följer fysiken i det fall som man simulerar. I vårt fall innebär detta att meshen förfinas i närområdet kring drönaren till följd av vikten att kunna betrakta fenomen som virvlar och turbulens samt effekterna av detta. För att sedan exakt kunna studera flödet i gränsskiktet runt drönarkroppen görs en ytterligare förfining genom att implementera prismalager. Dessa förfiningar är nödvändiga då CFD ger linjära approximeringar mellan de olika cellerna och flödets hastighetsprofil liknar en logkurva och varierar kraftigt här, särskilt precis i anslutning till drönarkroppen på grund av hög inverkan från viskösa krafter i fluiden.

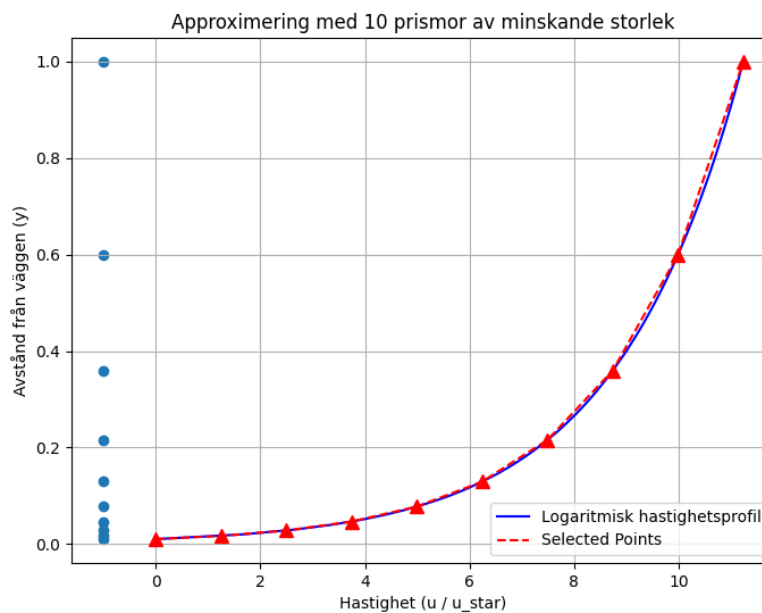
Prismalager består av prismor som läggs ovanpå varandra och blir smalare desto närmre ytan man kommer för att kunna hantera den extrema gradient som hastighetsprofilen kan få närmst väggen. I figur 2.5 visualiseras hur prismalagerstorlekar varierar enligt vad som beskrevs ovan.

Flödes hastigheten i ett boundary layer beskrivet utifrån friktionshastigheten och längden från väggen på formen $u(y) = \frac{u_*}{\kappa} \ln\left(\frac{y}{y_0}\right)$ approximerat på tio punkter av olika positionering. Som synes ger prismalager-strukturen en bättre estimering med lika många element. Notera att dessa bilder ej är tagna från Cadence utan endast konstruerade och implementerade för att förtydliga ovan beskrivning av prismalager.

Med meshens struktur klargjord måste det sedan säkerställas att de resultat man får är självständiga från meshen, alltså att meshen inte på något sätt ger avvikande eller felaktiga resultat. För att åstadkomma detta kan en mesh sensitivity study genomföras. Ricardo Gasparini skriver på simscale [13] om hur en sådan kan genomföras. Det grundläggande tillvägagångssättet är att man kör samma simulering flera gånger med olika fin upplösning på sin mesh varje gång. En eller flera relevanta variabler väljs som referens och sedan studeras hur dessa förändras med en förfinad mesh tills att dem har konvergerat utifrån sina kriterier för den relevanta applikationen. Ett bra sätt att visualisera detta kan vara att plotta referensvariablerna mot antalet celler som används i meshen. En sak att tänka på när man studerar konvergensten är att vara försiktig med små steg i ökningen av celler då detta skulle kunna ge ett falskt intryck att meshen har konvergerat.

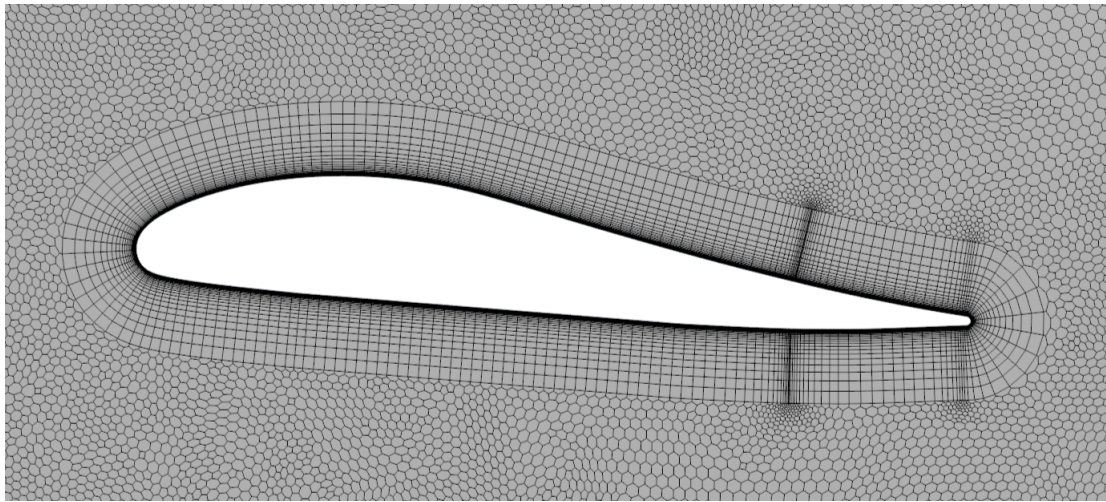


(a) Approximering av flödes hastigheten i ett boundary layer med lika höga prismor.



(b) Approximering av flödes hastigheten i ett boundary layer med mindre prismor närmre väggen.

Figur 2.5: Visualisering av varierande storlekar på prismalager.



Figur 2.6: Närbild som visar förfiningen av meshen nära vingytan.

3

Metod och genomförande

Kapitlet beskriver den design- och prototypframtagning som åstadkoms i diverse steg och som förbättrades genom flera iterationer under projektets gång. Nedan sammanställs använd metodik i arbetet, inklusive processteg och verktyg för framtagning av en adekvat mekanism som löser definierat problem. Efterföljande delkapitel förklarar använda verktyg samt tillämpningen i projektet djupare.

Inledningvis genomfördes en informationssökning där mycket av teorin fastställdes samt relevanta källor sammanställdes och utvärderades. För att framställa en virtuell prototyp användes CAD medan tillverkning och iterering av fysisk prototyp genomfördes med 3D-skrivare tillgängliga på CTH. För simulering av vingprofiler användes CFD vilka validerades med experiment i vindtunnel, också tillgänglig på CTH. Mjukvaran ANSYS användes parallellt med utveckling av prototypen för att estimerade deformationen av kontrolllytan. Som ett komplement genomfördes numeriska beräkningar på aerodynamisk effektivitet som effekt kontra lift/drag - förbättring, samt presenterades en aerodynamisk teorigrund.

Genom Idégenerering skapades många idéer som sedan jämfördes med varandra så att ett slutgiltigt koncept kunde bestämmas. Detta koncept vidareutvecklades till en slutgiltig prototyp på en morphing wing. Vidare fastställdes det att prototypen behövde testas i vindtunneln men att detta enskilt inte redogör för en lyckad design. Således genomfördes flera simuleringar av drönaren och prototypen där ett tillförlitligt resultat kunde påvisas och ge upphov till välgrundade slutsatser.

3.1 Informationssökning

Projektet startade med informationssökning för att skapa en bredare grund inom området. En stor del av informationssökningen var att undersöka och granska tidigare arbeten och koncept på morphing wings. Utöver detta lästes även litteratur vilket förklarade generella idéer och koncept bakom aerodynamik och flygplansdesign såsom i böckerna *General Aviation and Aircraft Design. Applied Methods and procedures* [9] och *Fluid Mechanics 8th edition in SI units* [7].

3.2 Idégenerering och sällning

Med hjälp av idégenerering i form av brainstorming och med inspiration från liknande projekt hittade under informationssökningen kunde alternativa koncept på

morphing wings tas fram. Under idégenereringen identifierades ett flertal problem som behövde lösas för att skapa en bra morphing wing design. De övergripande problemen som diskuterades var följande:

- Utformning på deformerbar vingyta och mekanism
- Aktivering av mekanism
- Material och tillverkningsmetod

Lämpligheten för lösningsförslag var baserad på dess förmåga att klara av förhållanden i vindtunneltester samt om den var enkel att tillverka och testa. Då dessa faktorer var svåra att verifiera utan relevanta krav baserades mycket av lösningssökningen på att hitta en stor mängd lösningar och utvärdera samtliga med enklare prototyper. Krav på vikt, storlek eller aktiveringshastighet i lösningssökningen bedömdes inte vara relevant i projektet. Ytterligare krav på materialval och tillverkningsmetod hade också tänt tids- och kostnadsbegränsningar.

Sällningsprocessen var således enkel. För- och nackdelar med de framtagna koncepten diskuterades i grupp och en lösning valdes utifrån direkt tillgängliga tillverkningsmetoder, material samt elektronik för aktivering som kunde sammanställas på kort varsel. Detta var också nödvändigt för att möjliggöra omgående tester och iteration av det tänkta systemet. Därför kunde inte heller samtliga koncept som togs fram under brainstormingen vidareutvecklas och utvärderas, så ett av de enklaste koncepten valdes för vidareutveckling. Ytterligare tester av böjbarheten på senare tillverkade mekanismer gjordes genom att aktuera dessa för hand för att utvärdera mekanismens funktion.

3.3 CAD

Med koncept från idégenereringen efter sällningen så har modellering till enkla prototyper gjorts. De program som har använts är CATIA V5, Spaceclaim och Fusion 360. CAD modellen av drönaren importerades till Fusion 360 och ett segment av dess bakkant valdes som grund för lösningens utformning. Från ursprungsformen designades tunna tvärsnitt av de olika koncepten från brainstormingen. Med hänsyn till den ursprungliga CAD modellen som användes bedömdes också konceptens lämplighet att implementeras i tre dimensioner.

Det koncept som till sist valdes för vidareutveckling krävde att drönarens geometri till viss del förändrades för att implementeringen av den slutgiltiga prototypen skulle fungera. Detta skedde i flera iterationer och i nära samband prototypstillverkningsprocessen. Stora delar av arbetet ägnades åt att göra små förändringar men ibland testades också nya idéer för att lösa relevanta problem. Vissa av iterationerna på den slutgiltiga lösningen importerades in i CFD-programvara och till ANSYS för aerodynamisk respektive mekanisk analys.

3.4 Prototyp tillverkning

Med CAD modeller av prototyperna så har både tidiga koncept och den slutgiltiga mekanismen skapats med 3D-skrivning. Under processen användes två material med olika mekaniska egenskaper för att tillverka samtliga prototyper. För de första koncepten och stora delar av den slutgiltiga lösningen användes PETG på grund av dess duktilitet och lägre styvhet jämfört med andra vanliga 3D-skrivningsmaterial. PETG har också hög lagervidhäftning vilket lämpar sig för geometri med tunna väggar men fungerar också bra i kombination med det andra materialet som användes. TPU98A och senare TPU95A är ett elastiskt material och utnyttjades enbart i den slutgiltiga lösningen för att utöka böjbarheten där det behövdes. Samtliga morphing wing-prototyper under arbetet 3D-printades på en Voron 2.4 3D-skrivare och OrcaSlicer användes som beredningsprogram för utskrifter.

Som förberedelse för vindtunneltester behövdes en komplett 3D-skriven modell av drönarkroppen. Stora delar av den ursprungliga CAD modellen på drönaren omdesignades för att göra den mer optimerad att 3D-skrivas och ihopsättas. Kroppen på drönaren 3D-skrevs i flera delar på en Prusa XL med beredningsprogrammet Prusaslicer. Därefter monterades gänginsatser för M3 skruv i dess delar och assemblerades.

3.5 ANSYS

För att analysera prototypen så användes programmet ANSYS för att genomföra en mekanisk analys av prototyperna. Analysen har gjorts för att få en uppskattning av hur prototyperna skulle kunna deformeras av aktuatorerna i verkligheten. På så sätt har den deformerade geometrin, förflyttningen av bakkanten samt spänningarna som kan uppkomma i prototypen uppskattats. Denna information gav insikt till huruvida geometrin behövdes förbättras och om föregående CAD steg behövde upprepas. Den deformerade geometrin exporterades sedan för implementering i CFD för den aerodynamiska analysen. För att detta ska göras så kombinerades CAD-modellen av prototypens bakkant med resten av drönaren. För att få en så korrekt analys som möjligt så applicerades de material som drönaren skapades av på rätt delar av drönaren. Av skäl att göra analysen mer simpel så antogs hela bakkanten vara gjord av TPU95A. Det material bibliotek som ANSYS använder innehöll inte TPU 95A så det materialet skapades med material egenskaperna enligt mallen från Ultimaker med teknisk data [14].

Följaktligen skapades en mesh med fler element på bakkanten, den del av drönaren som är mest relevant att analysera. Därefter specificerades de olika restriktionerna och krafterna som agerar på drönaren. Restriktionerna avsåg delar som inte tillhör bakkanten men som sitter ihop med bakkanten med fast stöd och är således låsta i sina positioner i respektive led. Det sattes även restriktioner i form av ett rullstöd på armarna kopplade till aktuatorerna, vilket begränsar till rörelse endast i x-led. Den kraft som sattes på armarna var en Newton som endast agerar i x-led. Denna kraft växlade mellan positivt och negativt värde beroende på vilket håll bakkanten

skulle deformeras.

3.6 CFD

För att kunna uppskatta den aerodynamiska prestandan av den utvecklade prototypen användes numeriska beräkningsverktyg som kan analysera luftflödet runt vingprofilen vid olika flygförhållanden. För att korrekt kunna jämföra den befintliga drönarkroppen och den nya prototypen bör en CFD-analys i 3 dimensioner genomföras, men det beslutades att börja med att ta fram en modell och genomföra en analys i 2 dimensioner som ett första underlag för arbetet. Simuleringsprogrammet som använts heter StarCCM+ och är en numerisk beräkningsmjukvara som utvecklats av Siemens. För att kunna skapa en lämplig modell för analysen som skulle genomföras användes andra studier av tvådimensionella vingprofiler som utgångspunkt för att bedöma vilka modeller och metoder som bör användas.

Syftet med denna analys var att se om den framtagna prototypen kunde generera tillräckliga skillnader i lyftkraft vid sin användning för att anses kunna vara lämpliga kontrolltytor. För att kontrollera detta ställdes tre simuleringsmodeller av vingprofilen upp i 2D, en oförändrad som den befintliga såg ut samt två där den nya kontrollytan deformeras åt olika håll. De geometriska modellerna som användes för CFD analysen är de CAD-modeller som tagits fram i tidigare delar av rapporten och analyserats mekaniskt med hjälp av ANSYS.

3.6.1 Modeller

Fysikmodellerna som användes i simuleringen delas upp i valda modeller och modeller som krävs för den använd turbulensmodell. För att bedöma vilka modeller som var lämpliga att använda till denna typen av simulering användes andra studier av liknande problem som utgångspunkt.

Att undersöka en tvådimensionell vingprofil valdes för att det är ett enkelt sätt att analysera en vingprofil och få en uppfattning om hur förändringar av geometrin kan påverka aerodynamiska egenskaper hos en vingprofil. Steady state valdes för att simulera konstanta flygförhållanden vilket är nödvändigt för att kunna jämföra resultaten med vindtunneltester och beräkningar. Fluiden i simuleringen är luft och för att beräkna flödet användes en "segregated flow solver". Detta innebär enligt Resolved Analytics [15] att ekvationerna som behöver lösas för att analysera flödet delas upp i flera mindre ekvationer till skillnad från en "coupled solver" där betydligt mer beräkningskraft krävs för att lösa hela ekvationerna för domänen samtidigt. Detta innebär att segregerat flöde generellt sett ger snabbare beräkningar i de flesta fall men är inte optimalt för alla typer av problem, dock passar det väl för denna analys. För att vidare förenkla problemet antas luften ha konstant densitet, ett vanligt antagande inom strömningsmekanik när flöden som är långsammare än mach 0.3 behandlas.

- Valda modeller
 - Two Dimensional
 - Steady
 - Gas
 - Segregated Flow
 - Constant Density
 - Turbulent
 - Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS)
 - K-Omega Turbulence

De sista fyra delarna gäller modelleringen av turbulens i simuleringen, då hastigheterna för drönaren är höga nog att flödet ej kan betraktas som laminärt måste en turbulensmodell väljas. Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) är enligt Shilil [16, s. 4] den vanligaste metoden som används för att modellera turbulens. K-Omega är en av flera turbulensmodeller som tillhör RANS familjen av modeller som fullständigt modellerar effekterna av turbulens i ett flöde förklarar Simscale [17]. K-Omega metoden använder sig av flera andra funktioner i STARCCM+ som listas under detta stycke, dessa kommer dock inte förklaras djupare.

- Modeller som krävs av K-Omega Turbulence
 - All y^+ Wall Treatment
 - Wall Distance
 - SST (Menter) K-Omega
 - Gradients

Gränsvillkoren som använts i simulationen består av en velocity inlet där lufthastigheten bestäms och en pressure outlet där ett mottryck bestäms, i dessa simuleringar varierade hastigheten för olika tester och mottrycket var alltid noll. För övriga ytor i domänen var gränsvillkoret helt släta väggar med no-slip villkoret vilket innebär att fluidens hastighet vid ytan alltid är noll.

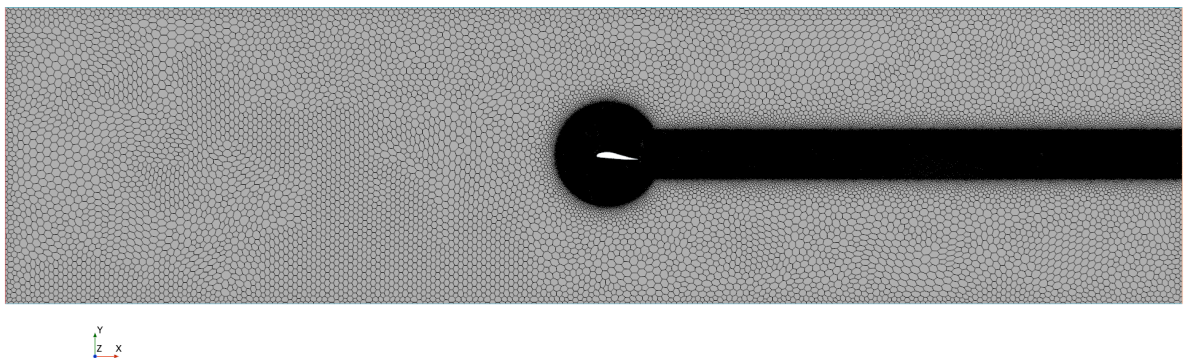
Tabell 3.1: Gränsvillkor för simulering.

<i>Gränsvillkor</i>	<i>Typ</i>	<i>Variabler</i>	<i>Övrigt</i>
<i>Inlet</i>	Velocity inlet	Velocity = 30m/s Density = $1.18415kg/m^3$ $\mu = 1.85508 * 10^{-5}Pa * s$	Hastigheten ändrades för olika simuleringar
<i>Outlet</i>	Pressure outlet	$P = 0 Pa$	
<i>Drone Body</i>	Wall	Smooth No-Slip	
<i>Walls</i>	Symmetry plane		Symmetriplan behandlas som väggar

3.6.2 Mesh

Som grund för simuleringens domän valdes en ruta som är ungefär 16 gånger vingens chord-längd lång och 4 gånger vingens chord-längd hög. Dessa dimensioner valdes för att säkerställa att domänen är stor nog för att inte störa resultat i vingens närområde. Ett mindre domän hade kunnat användas men beräkningskraft var inte en begränsande faktor för denna enkla simulering och därför användes ett relativt stor domän.

Simcenter STAR-CCM+

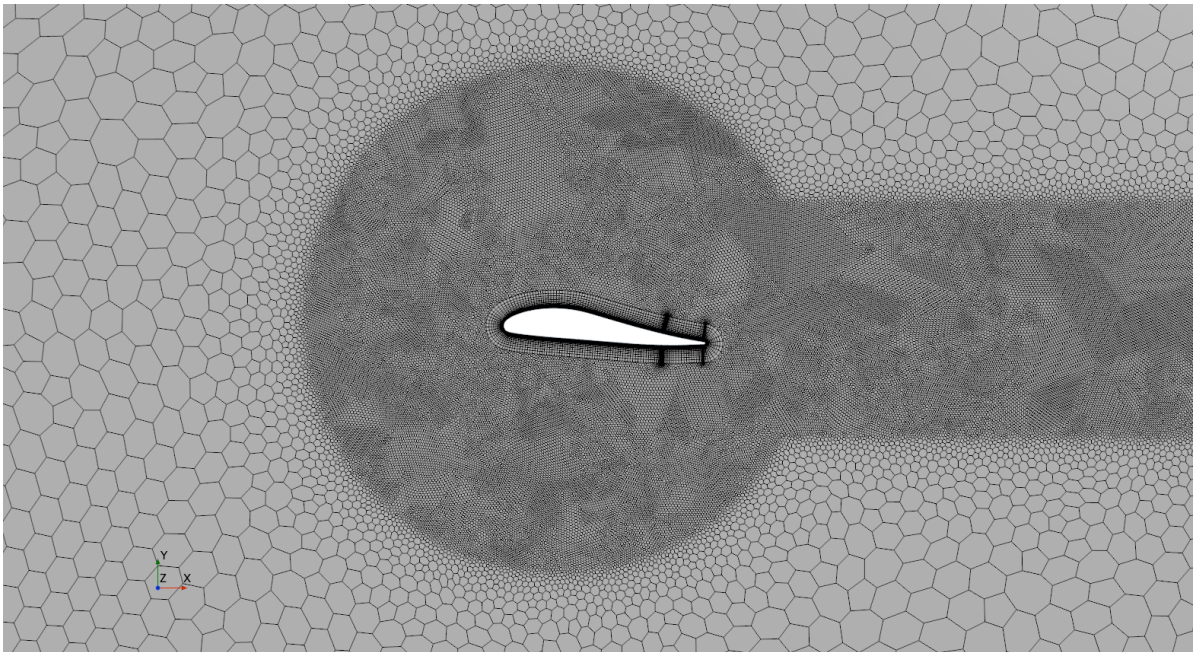


Figur 3.1: Övergripande bild av meshen.

För att kunna få ett tillförlitligt resultat av simuleringen behöver man förfina meshen kring dom delar av geometrin som är relevanta för resultatet, vilket i detta fall

är hela vingprofilen. Detta gjordes genom att minska cellstorleken i en cirkel runt vingprofilen med cirka 14 gånger. En annan viktig del av meshen när man analyserar en vingprofil är området bakom vingen där flödet ofta är turbulent och en finare mesh behövs för att få en noggran simulering med tillförlitligt resultat.

Wake-förfining är en metod där man anpassar storleken av cellerna i området där det bildas en wake efter vingen. Innebörden av att förfina meshen är att man ökar antalet celler i ett område för att förbättra upplösningen av meshen och därmed noggrannheten av simuleringen. I figur 3.2 kan skillnaden i upplösning mellan vingens närområde och den övriga domänen ses tydligt.

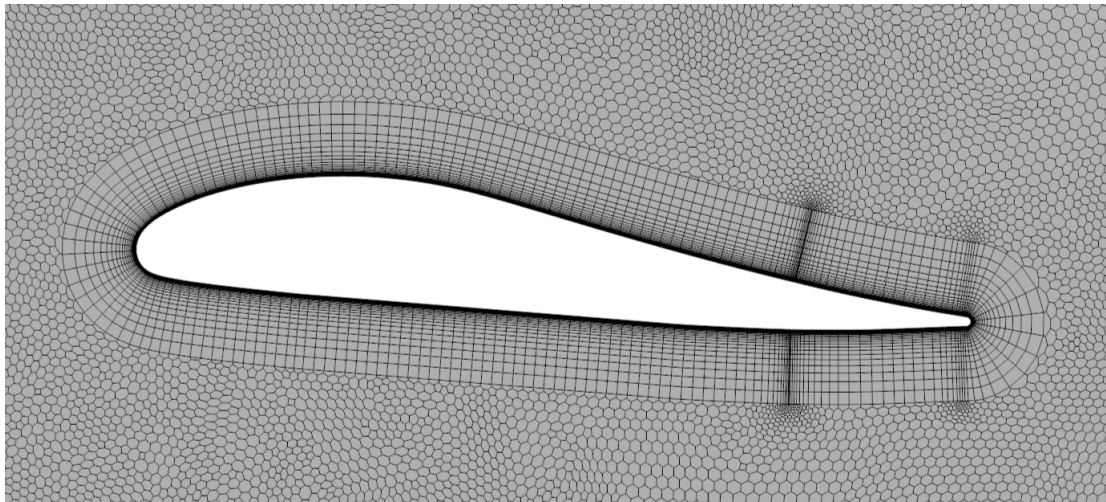


Figur 3.2: Bild som visar meshen i vingens närområde.

Närbilden i figur 3.3 visar en ytterligare förfining av meshen nära vingytan vilket ger en tillräckligt hög upplösning för att korrekt simulera fluidens gränsskikt. Meshen närmast vingytan är gjord med en metod som kallas prism layer meshing vilket är en bra metod för att få tillräcklig upplösning nära ytor där gränsskikt uppstår. I denna simulering består den delen av meshen utav 35 prism layers, där majoriteten ligger inom det området på bilden som ser helt svart ut.

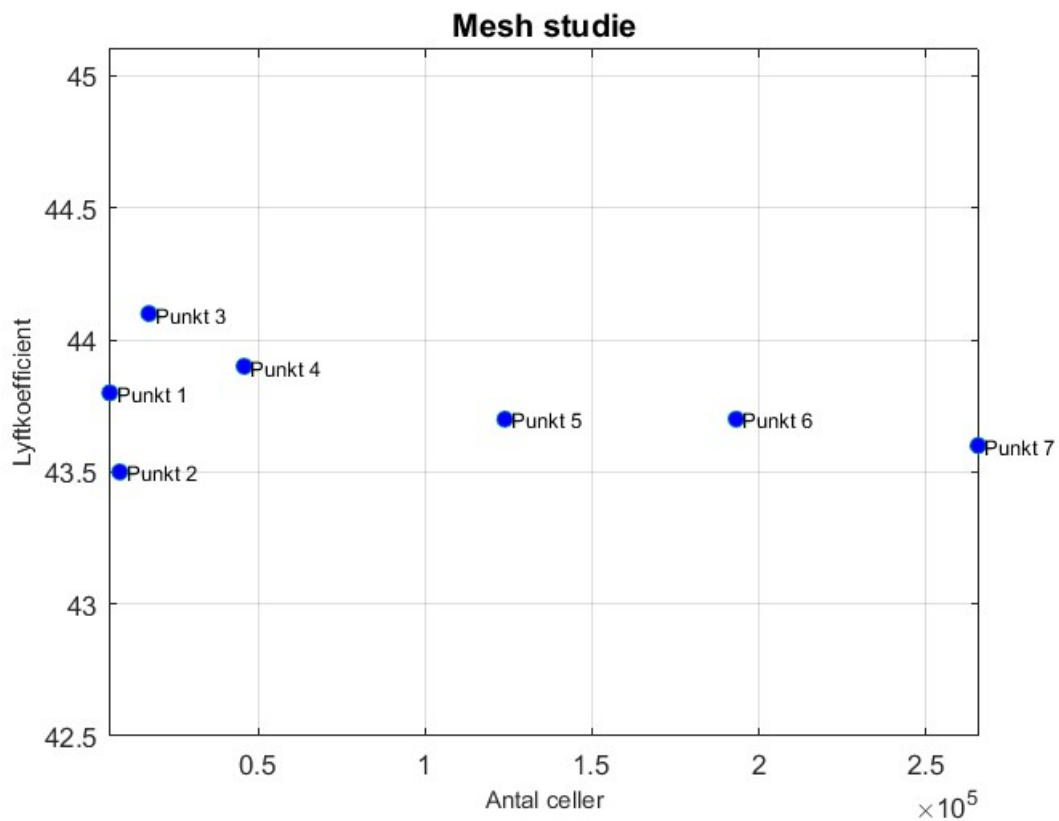
För att vara säker på att meshen har tillräckligt hög upplösning för att kunna ge tillförlitliga resultat genomför man en mesh sensitivity study även kallat mesh-studie. En mesh-studie innebär att man stegvis förfinar hela sin mesh medan man kontrollerar en eller flera variabler i simuleringens resultat för att se hur dessa ändras när antalet celler i meshen ökar. Målet med en mesh-studie är förfina meshen tills man når en upplösning där resultatet inte längre förändras när antalet celler fortsätter öka. När detta kriterie uppnåtts anses meshen vara oberoende av meshupplösning.

I figur 3.4 visas mesh-studien som genomfördes för simuleringen i detta arbete där



Figur 3.3: Närbild som visar förfiningen av meshen nära vingytan.

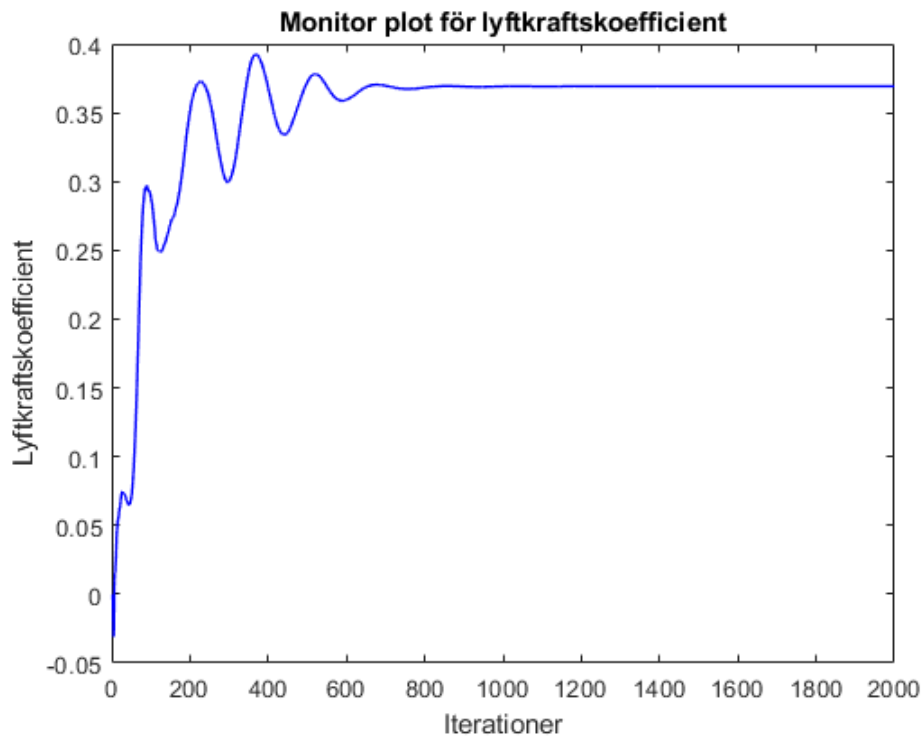
lyftkraftskoefficient användes som variabel för att kontrollera meshens tillförlitlighet. Högsta antalet celler som testades var 265 685 stycken, och som kan ses på grafen så verkade lyftkraftskoefficienten konvergera vid 120 000 celler.



Figur 3.4: Plot över Lyftkraftskoefficient över antal iterationer i simuleringen.

För att säkerställa att simuleringen inte stoppas för tidigt är en bra metod att välja en variabel att övervaka under simuleringens gång och kontrollera att dess värde

har konvergerat när simulationen stoppas. Detta görs enklast genom att plotta den valda variabeln över antalet iterationer för simuleringen. I figur 3.5 visas kan man se att lyftkraftskoefficienten konvergerade relativt tidigt i simulationen, vilket innebär att det troligtvis hade gått att spara lite tid genom att minska antalet iterationer. Dock fanns inget behov av att spara tid i detta fallet och därför lämnades antalet iterationer på 2000.



Figur 3.5: Plot över Lyftkraftskoefficient över antal iterationer i simuleringen.

3.7 Vindtunnel

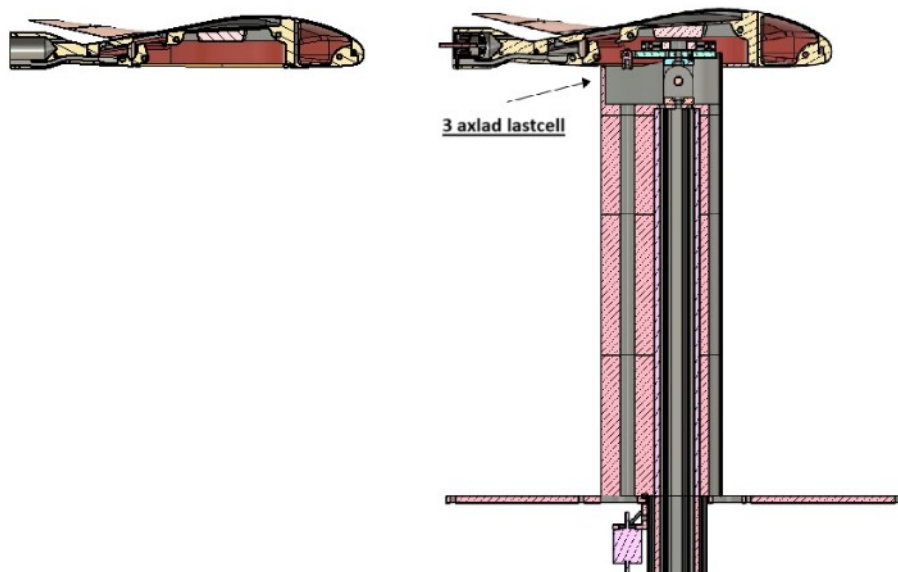
Vintunneln användes för att ta fram data på lyftkraft och moment på drönarkroppen vid olika vindhastigheter, attackvinklar och vingutslag med avseende att uppskatta prestandan på den framtagna prototypen på en morphing wing. Därifrån drogs slutsatser gällande konceptets funktionalitet och huruvida lösningen lämpar sig för användningsområdet.

3.7.1 Uppställning/montering

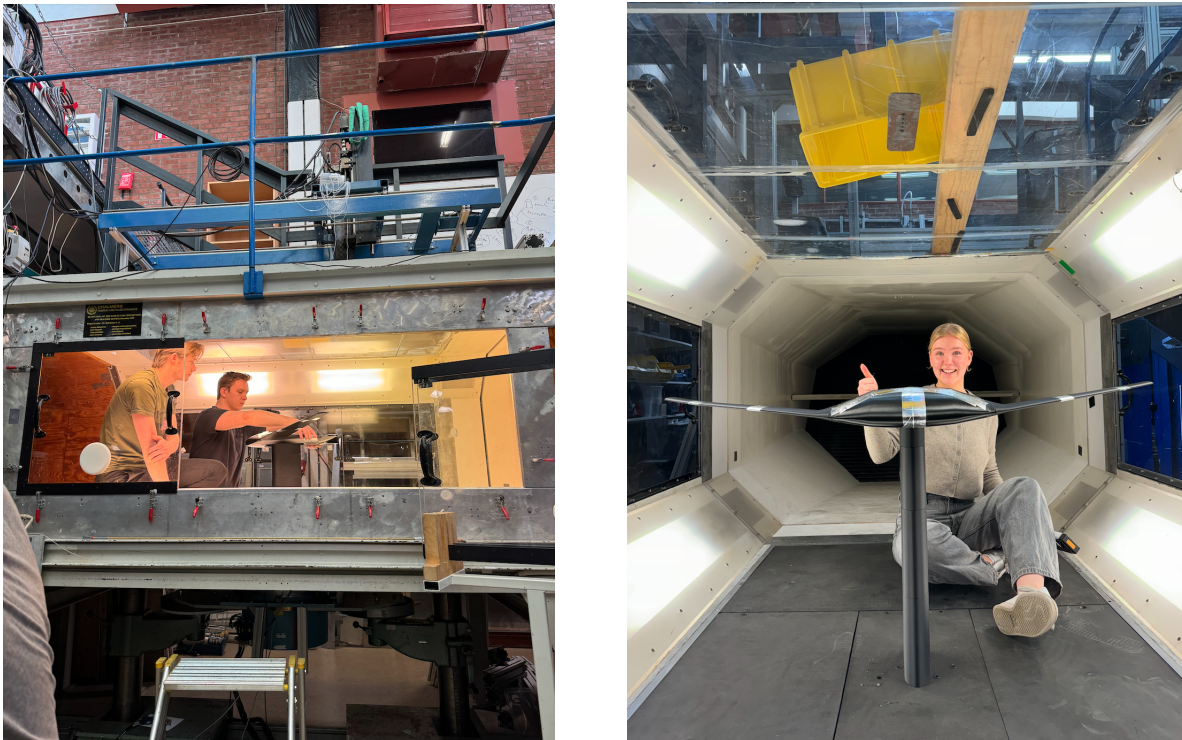
Uppställningen som användes under testerna i vindtunneln byggdes av Petter Mil-tén [2], med några justeringar sedan 2022, såsom användning av endast den övre lastcellen samt förminskad vingprofilkåpa under monterat testobjekt. För övrigt bestod uppställningen av en monterad pelare på en bottenplatta på marken och på pelaren fanns en 3-axlad lastcell med en fjärrstyrd anfallsvinkelsändrare som ställdes in på olika α -lägen mellan -1° och 12° . På denna monterades sedan drönaren

3. Metod och genomförande

och fästes i lastcellen med 4 bultar. Ett fristående lock användes för att blockera luftflödet på stativet och stack ut genom bottenluckan från drönaren utan att röra varken stativet eller drönaren så inga krafter absorberas av locket. Schematisk tvärsnittsbild på uppställning i vindtunneln visas i figur 3.6 och färdigmonterad drönare i vindtunneln kan ses i figur 3.7.



Figur 3.6: Schematisk bild på uppställning i vindtunneln i tvärsnitt [2]. Återgiven med tillstånd.



Figur 3.7: Montering av drönare i vindtunnel.

3.7.2 Inställningar och genomförande

Tester i vindtunneln genomfördes vid 2 separata tillfällen för att förbereda samt samla data på kraft och moment. Varje testtillfälle inleddes med att uppställningens pålitlighet testades med kända vikter för att säkerställa att lastcellen gav korrekta avläsningar. Vidare påbörjades varje test med en kalibrering för att sedan kunna läsa av lyftkraften genom ett deltavärde. Då vindtunneln startades med vald hastighet, hittades zero lift, varvid AoA-parametern avlästes för att ge en referens som därefter kunde ökas i jämna inkrement av 1° under testets gång.

Vid bearbetning av den framtagna datan så användes delta värdet mellan de uppmätta värdena i datapunkterna och de värdena som mätts upp i zero lift datapunkten för att ta fram lyftkraft, stigningsmoment och bankningsmoment. Lyftkraften och stigningsmomentet omvandlades sedan till lyftkoefficienten C_L och stigningsmomentskoefficienten C_M enligt ekvationer 2.3 och 2.1.

De mätparametrar som ansågs intressanta vid vindtunneltesterna var lyftkraft och moment för stigning respektive bankning vid olika inställningar. Dessa applicerades för olika lägen av kontrollytorna för att undersöka stabilitet vid morphing kontrollyta. Avseende stigning genomfördes även ett test i tio steg från maximalt utslag av kontrollytorna riktat nedåt till maximalt utslag riktat uppåt, och representerar således det fulla rörelseomfånget för bakdelens böjning. Inställningar för testerna presenteras i tabell 3.2.

Tabell 3.2: Använda inställningar under vindtunneltesterna.

Inställningar	Värden
Vindhastighet [m/s]	30, 25, 20, 15
AoA [°]	0, 1, 2, 3
Neutrala kontrolllytor	inget utslag
Nedåtfälld kontrolllyta	maximalt utslag, ena resp båda
Uppåtfälld kontrolllyta	maximalt utslag, ena resp. båda
Nedåtfälld till uppåtfälld kontrolllyta	maximalt utslag i tio steg

4

Resultat och diskussion

Detta kapitel redovisar vilka resultat som tagits fram från den metodik som redovisats i tidigare kapitel.

4.1 Idégenerering och konceptsällning

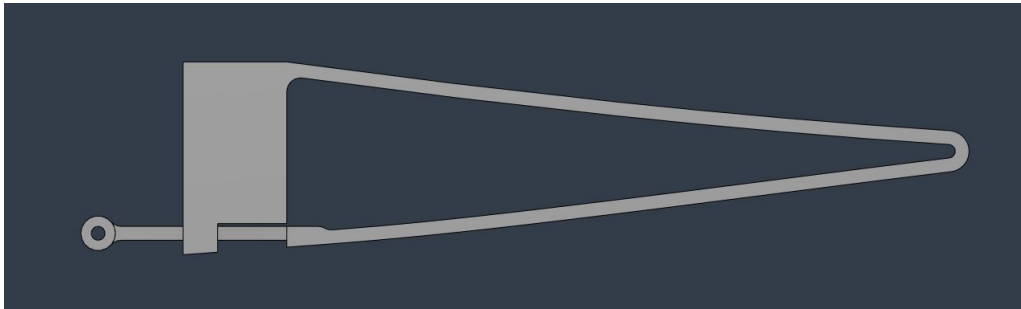
Det finns många koncept och prototyper som har visat att en morphing wing är möjlig att tillverka och aktuera. Ett exempel är videon *Final Year Project on a Fish-Like Morphing Wing* [18] där Rui Wui demonsterar en lösning som bygger på ett inre fackverk i ett tunt skal och aktueras med hjälp av två servon. En annan idé presenteras i videon *Morphing Wing Masters Final Year Project* [19] där ledade segment av vingen täcks med ett tunt skal. Den gemensamma egenskapen för många av dessa lösningar är att eliminera gap och ojämnheter längs vingprofilen. Ett återkommande koncept var liknande det i videon *Morphing Wing Test* [20] där Dan McCutche visade en lösning där den inre strukturen på vingen är fiskbens-liknande.

Många av dessa idéer är bra koncept för design av en ny flygfarkost där det är möjligt att ta hänsyn till utformningen av dessa mekanismer. Eftersom projektuppgiften begär implementering av en morphing wing inom en tredimensionell geometri är dessa koncept svårare att översätta till något som fungerar i detta fall. Många koncept liknande dessa idéer sållades ut på grund av högre komplexitet jämfört med andra lösningar och förutsedda problem med hopsättning av dessa i en tunn vingprofil. Fördelaktigt är givetvis även begränsad materialanvändning där det tillåts samt en enkel 3D-skrivningsprocess.

Ett par andra koncept avsågs på grund av ett återkommande problem under idégenereringen. Detta handlar om hur vida det går att designa en morphing wing som helt och hållet eliminerar gap eller skarvar i vingens yta. Mycket likt huden runt en ledad kroppsdel så måste materialet som ligger runt leden ta vägen någonstans när denna böjs. En lösning på detta är att använda ett elastiskt material längs vingens yta som kan komprimeras eller sträckas för att undvika att skarvar eller ojämnheter bildas. Då egenskaperna på elastiska material är svåra att förutse och implementera i designen valdes lösningar baserade på ett elastiskt skal bort. Detta tar också bort behovet av ett inre fackverk som tänjer det elastiska skalet till önskad vingform.

Det slutgiltiga konceptet utelämnade därför ett fackverk och förlitar sig istället på böjbarheten i kombination med stadga i ett styvare material där mekanismen med

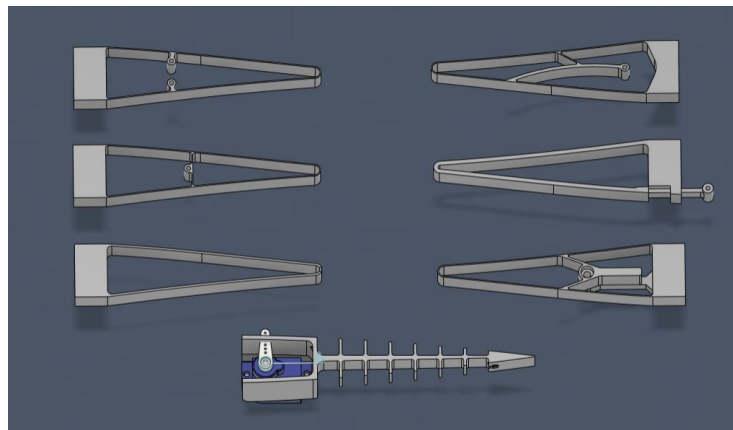
den yttre ytan på vingen är kombinerad. En avvägning med lösningen är att denna yta inte kan vara helt sluten och ett gap i vingen måste existera för att tillåta rörelse och detta bedömdes vara godtagbart givet projektets avgränsningar. Detta gap har placerats på undersidan av vingen där det bedömdes ha mindre aerodynamiska konsekvenser. En aktueringsarm är fastsatt i nederdelen av vingen och vingens form kan ändras genom att trycka och dra i armen. Det slutgiltiga konceptet från konceptställningen illustreras i figur 4.1.



Figur 4.1: Tvärsnittsbild på slutgiltigt koncept designat i Fusion 360.

4.2 CAD

Idégenereringen resulterade i många olika koncept som skulle kunna användas för att skapa en fungerande morphing wing. De lösningar som inte sållades bort designades om som 10 mm tjocka tvärsnitt baserade på drönarens bakkant i Fusion 360. Figur 4.2 visar samtliga tvärschnittsmodeller som tillverkades för konceptställning. De sex översta modellerna har samma yttre geometri men olika inre mekanismer vars förflyttning skulle kunna ge upphov till en ändrad vingform. Den undre modellen i bilden är ett tidigare koncept baserat på en NACA0012 vingprofil och gjordes för att undersöka fiskbens-struktur på en vinge, till denna modell skapades också en monteringsplats för ett servo för att undersöka styrning av formen med hjälp av vajer eller tråd.



Figur 4.2: 2D prototyper.

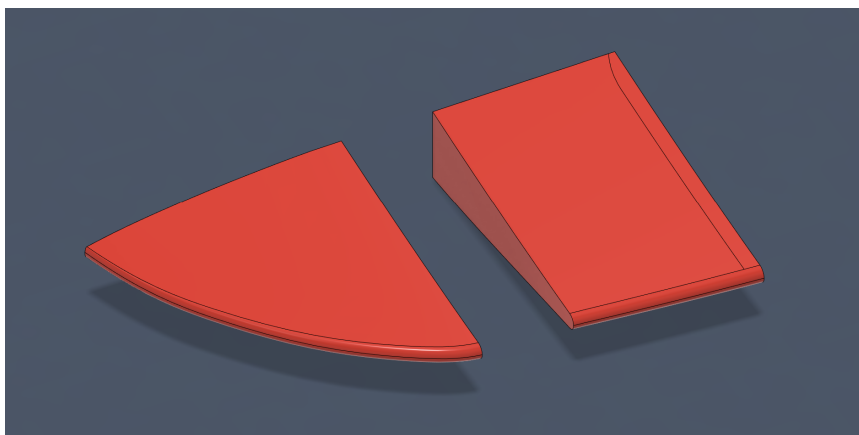
En av dessa koncept visas i figur 4.3 och designades med en skarv i vingens trailing edge. En av fördelarna med denna design är att skarven inte stör geometrin längs vingens över- eller undersida. Vid aktivering av mekanismen skulle de enskilda sidorna glida mot varandra och på så vis skapa en ny vingform. Detta förslag avslogs eftersom vajrar eller kablar behövde installeras på insidan av vingen. Även om denna idé inte användes till fullo i den slutgiltiga designen så är en vinge med öppen bakkant ett lovande koncept för fortsatta studier inom området. En öppen bakkant visade sig vara en viktig del av den slutgiltiga prototypen för att öka dess rörelseförmåga, så en vinge enbart baserat på detta koncept kanske skulle kunna öka böjbarheten ytterligare.



Figur 4.3: Koncept på morphing wing med öppen bakkant.

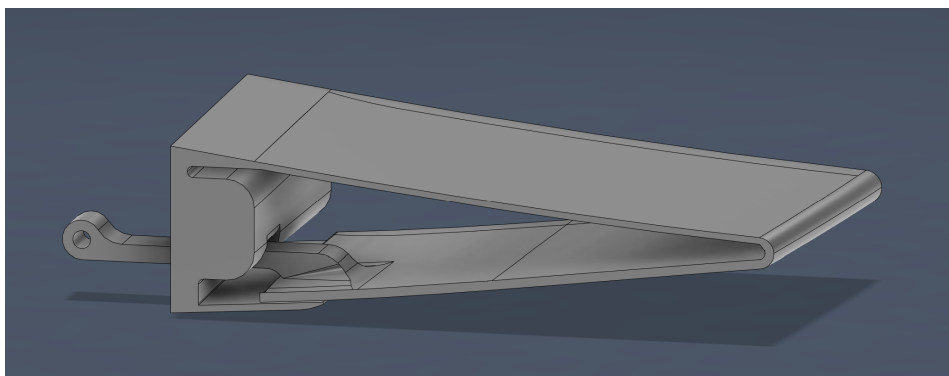
Med hänsyn till modellering valdes det slutgiltiga konceptet i figur 4.1 på grund av fördelaktig design kopplat till den valda tillverkningsprocessen och tillgängliga material. Även fast konceptet var lämpat för att 3D-skrivas krävdes många iterationer för att förbättra den slutgiltiga lösningens egenskaper i förhållande till tillverkningsmetodens begränsningar. På grund av detta kommer endast den slutgiltiga designen att redovisas i följande stycken.

I Fusion 360 delades vänster bakkant på drönaren upp i två godtyckliga delar, en innersida och en yttersida, för att underlätta vid CAD arbete, se figur 4.4. Utsträckningen på dessa önskades vara så lång som möjligt längs x-axeln på drönaren för att möjliggöra större rörelseförmåga hos kontrollytan. I slutändan begränsades dess utsträckning av drönarens geometri med hänsyn till drönarens paneler och för att göra plats för aktuatorer inuti drönarkroppen.



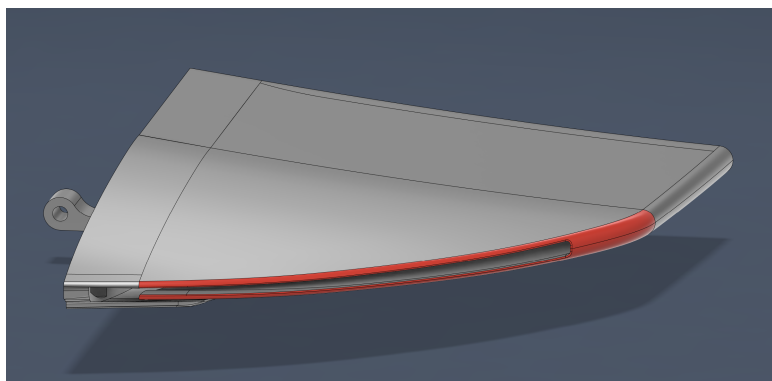
Figur 4.4: Drönarens bakkant uppdelad i innerdel (höger) och ytterdel (vänster).

De två halvorna gjordes ihåliga för att skapa det tunna skalet som utgör principen för mekanismen. Likt ursprungskonceptet öppnades skalets nederkant på båda delar och ett hölje lades till för att täcka gapet. En arm för aktivering designades in i innerdelen och dess fäste avlastades längs skalets insida för att sprida krafterna jämnare i syfte att motverka sprickbildning. Ytterligare rundning av geometrin gjordes för att undvika materialutmattning och för att tillåta jämnare rörelse hos mekanismen. Figur 4.5 visar hur detta implementerades på den inre delen av vingen.

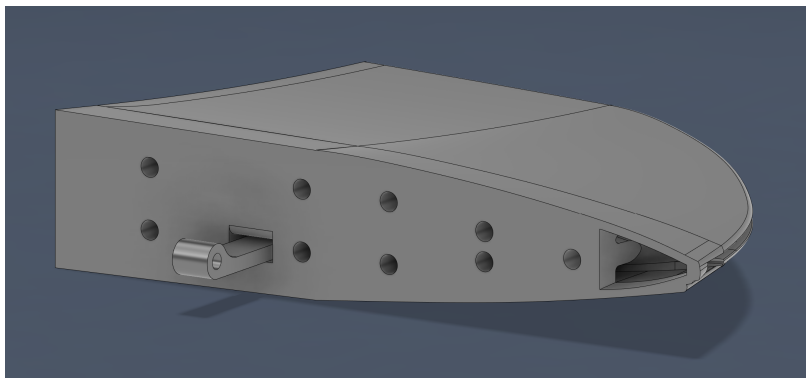


Figur 4.5: Lösningens design illustrerad på den inre delen av vingen.

Likt den inre delen av vingen fortsatte dessa principer appliceras på den yttre delen, men på grund av en dubbelkrökt yta på över- och undersidan av denna kunde inte dess trailing edge behållas sluten då det introducerade för mycket styvhet i mekanismen som helhet. Lösningen på detta blev att öppna bakkanten och låta de två halvorna röra sig i förhållande till varandra. Inner- och ytterdel av mekanismen sattes sedan ihop till en modell som gick att 3D-skriva som ett enda stycke, se figur 4.6. För att fästa designen i resten av drönaren gjordes hål där M3 gänginsatser kunde monteras. Motsvarande hål i drönarens kropp gjordes så denna kunde skruvas fast, se figur 4.7.



Figur 4.6: Inner- och ytterdel av vingen hopsatt till en komplett modell. Övergång-
en från hel bakkant till öppen design markerad i röd färg.

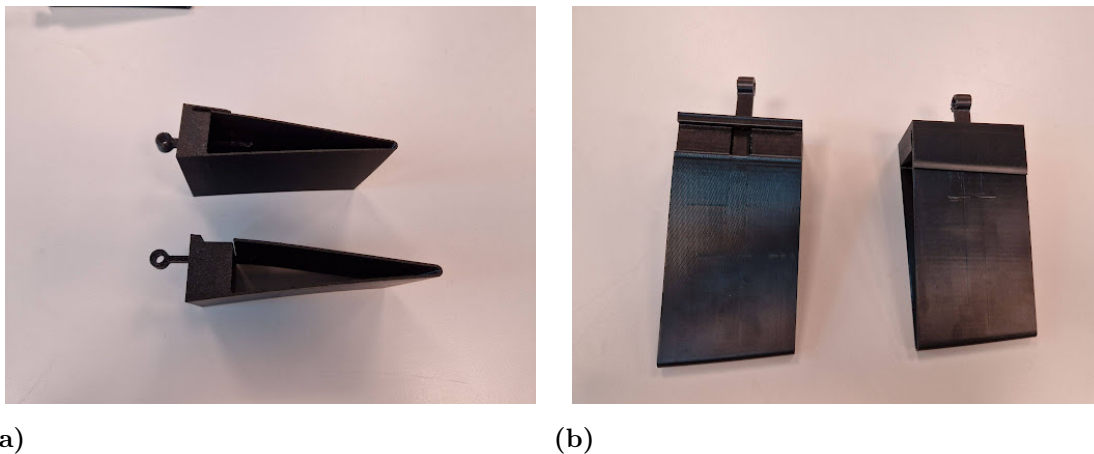


Figur 4.7: Hålbild för M3 gänginsatser och aktueringsarm vättande mot drönar-kroppens insida.

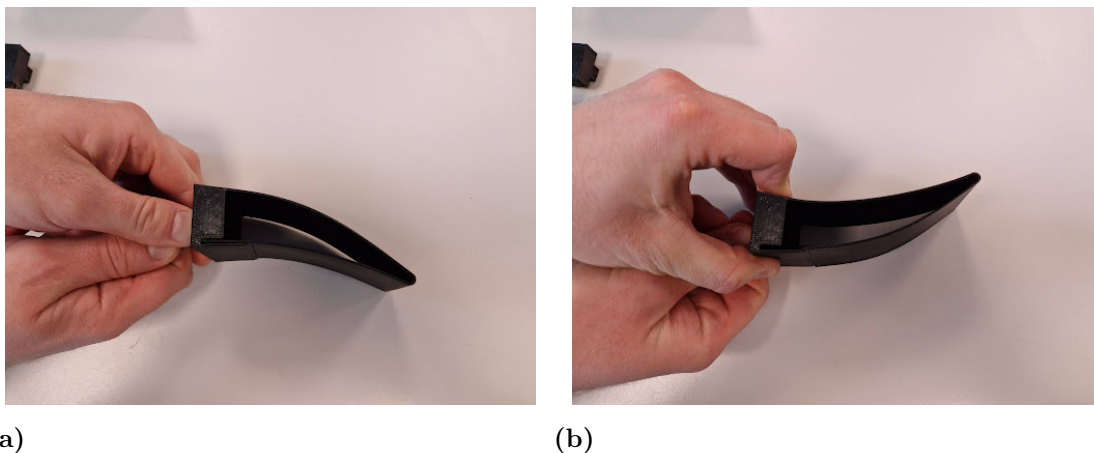
4.3 Prototyp tillverkning

Tack vare 3D-skrivning kunde nästan alla koncept och prototyper tillverkas och testas i verkligheten, men för att detta skulle vara en lyckad metod behövde speciell hänsyn tas till processen när nya prototyper designades i CAD för att bli utskriftsbara. Inledningsvis tillverkades prototyper av tvärsnittmodellerna introducerade i tidigare kapitel som grund för sållningsprocessen. Utöver valet av mekanism så gav dessa en bra uppfattning om materialegenskaperna och tillverkningsprocessens begränsningar. I dessa modeller och på tidiga iterationer av den valda lösningen uppstod problem med sprickor mellan lagren i 3D-utskriften samt utmattningsskador längs stresshöjande geometri.

Under utvecklingen skapades flera prototyper för att undersöka skillnaden mellan olika förändringar av designen. Med hänsyn till 3D-skrivning var en av dessa aspekter att sätta toleranser mellan olika komponenter och bestämma tjocklekar på annan geometri. Ett exempel på detta visas i figur 4.8 med implementationen av ett hölje på prototypen som väntades minska parasitiskt luftmotstånd. I huvudsak behövde mekanismen vara enkel att aktuera men samtidigt styv nog att motstå aerodynamiska krafter som kunde motverka aktueringen eller deformera vingen. I och med att vindtunneltester på dessa modeller inte kunde genomföras löpande kunde inte dessa förändringar verifieras med hänsyn till dess syfte. Lösningen blev att testa dessa nya idéer genom att aktuera mekanismen för hand och jämföra med andra prototyper. Detta illustreras i figur 4.9 och hade fördelen att testaren kunde känna hur aktueringskraften förändrades och avgöra vilka delar av mekanismen som gav upphov till friktion eller motstånd. På så sätt avgjordes om en designändring var bra eller dålig.

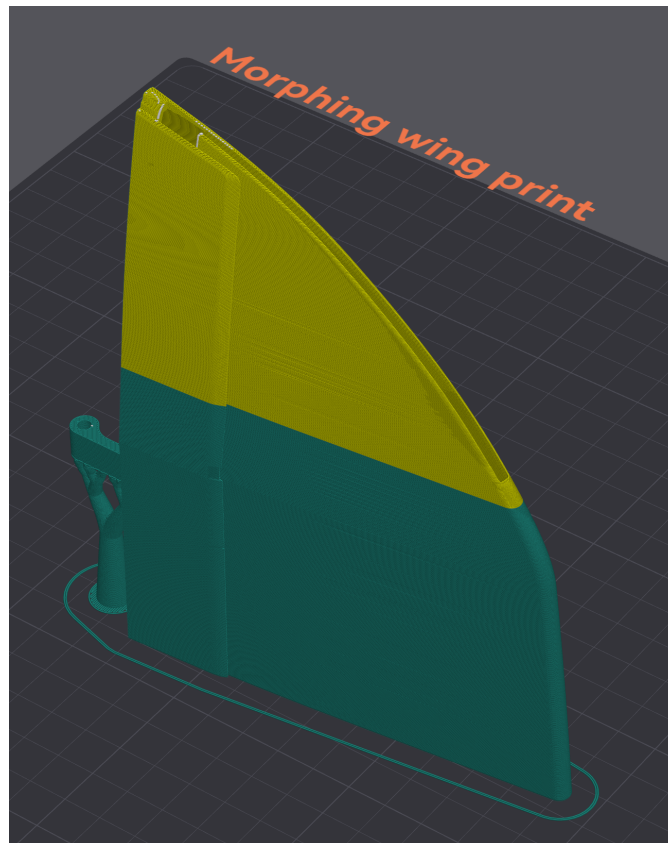


Figur 4.8: Prototyper med och utan hölje i a) profil och b) ovanifrån.



Figur 4.9: Prototyp med hölje i tillstånd deformerat a) nedåt och b) uppåt.

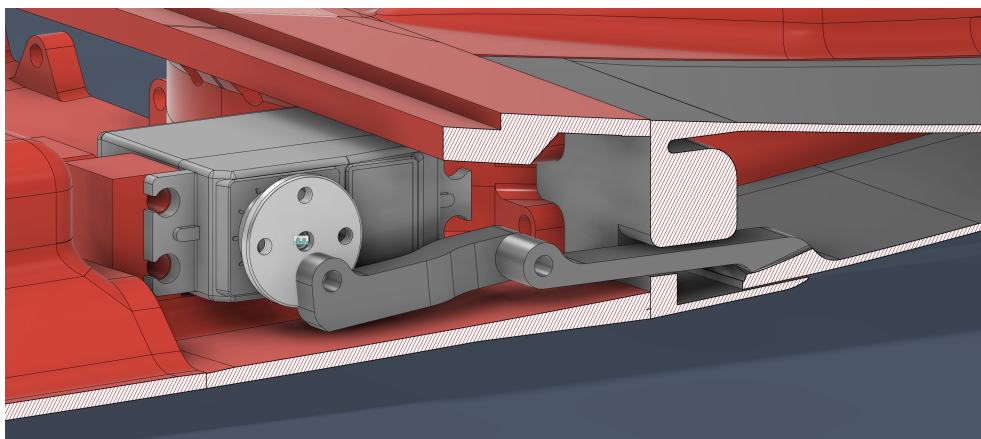
Valet av PETG som material för samtliga prototyper var baserat på tidigare erfarenhet av dess materialegenskaper och enkelhet att 3D-skrivas. Det valdes också på grund av dess kompatibilitet att kombineras med TPU-material vilket visade sig vara nödvändigt under senare del av prototyp tillverkningen. Ytterdelen av morphing wing designen uppmärksammades ha för hög styvhet i förhållande till vingens innersegment på grund av dess geometri. I avsnitt 4.2 beskrevs en öppen bakkant som en del av lösningen på detta problem men detta kombinerades också med TPU 98A och senare TPU 95A för att ytterligare öka böjbarheten. I beredningsprogrammet OrcaSlicer illustrerar hur designen förebreddes för utskrift och visar kvoten mellan PETG och TPU olika färger. En av de största fördelarna med den slutgiltiga designen är att den går att 3D-skrivas som ett enda stycke och med samtliga mekanismer inbyggda i designen. Endast en liten mängd stödmaterial behövde tas bort efter utskriften var klar och därför kunde fler iterationer av designen utföras.



Figur 4.10: Slutgiltig design av morphing wing konceptet i beredningsprogrammet OrcaSlicer. PETG och TPU visas i grön respektive gul färg. Stödmaterial håller upp aktueringsarmen från 3D-skrivarens byggplatta.

4.3.1 Aktuator och elektronik

Valet av aktuator för mekanismen baserades på vad som fanns lättillgängligt och som var enkelt att implementera i drönaren. Aktuering av mekanismen hade kunnat ske rent mekaniskt, men tidigt togs beslut att styra prototypen elektroniskt och trådlöst. Därför valdes två stycken Parallax 20 kg servon som i sin tur designades för att styra höger och vänster morphing wing på drönaren. I figur 4.11 visas hur servot på drönarens vänstersida designades in i drönarkroppen och hur denna är kopplad till aktueringsarmen.



Figur 4.11: Tvärsnittsbild på montering av servot och dess länkarm i aktueringsarmen för vänster kontrolllyta.

Båda servon styrdes med hjälp av en IoT tjänst som kallas Blynk. Denna tjänst installerades på en ESP32-S3-DevkitC-1 modul och fjärrstyrdes på en dator. Effekt till modulen och servon levererades från ett LiPo-batteri genom en buck omvandlare. Genom Blynk kunde båda servon kontrolleras individuellt mellan 0-180° vilket kunde kartläggas till maxutslag på mekanismen. Det hade varit önskvärt att ha en linjär aktuator istället för ett servo med cirkulär rörelse. Detta hade gjort vinkeln på den morphande vingen enklare att kartlägga och länkarmen mellan servot och aktueringsarmen hade kunnat tas bort. Eftersom inga linjära aktuatorer med positionskontroll kunde hittas var ett servo den enda rimliga lösningen i detta fall. I slutändan visade sig servot vara starkt nog för att ge resultat i vindtunneltester. Vinkel på servo och motsvarande olika utslag för respektive kontrolllyta presenteras i tabell 4.1, då dessa kan variera något beroende på hur prototypen monterats.

Tabell 4.1: Servovinklar motsvarande olika utslag av respektive kontrolllyta.

Utslag	Vänsteryta [°]	Högeryta [°]
Fullt ner	0	180
Inget	77	109
Fullt upp	180	0

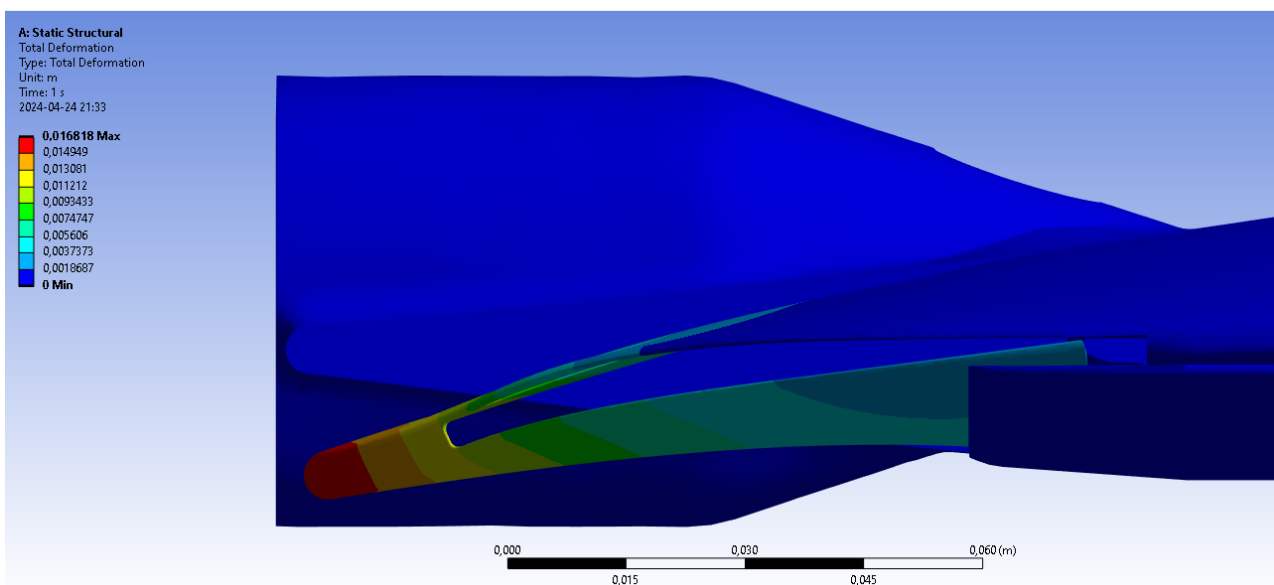
4.4 ANSYS

Den mekaniska analysen som gjordes med ANSYS gav resultat på hur mycket den fysiska prototypen skulle kunna deformeras och hur stora spänningar som skulle kunna uppstå. När bakkanten deformeras nedåt så förflyttas ytterkanten ungefär 16.8 mm och den största spänningen som uppkommer är ungefär 744 kPa och när den deformeras uppåt så förflyttas den 15.7 mm och den största spänningen som uppkommer är ungefär 800 kPa. Dessa förflyttningar är avsevärda och ändrar drönnarens profil och dess chordline ganska mycket. De spänningar som uppkommer är relativt små i jämförelse med spänningen som behövs för att plasticera TPU 95A då denna spänning är 8,6 MPa.

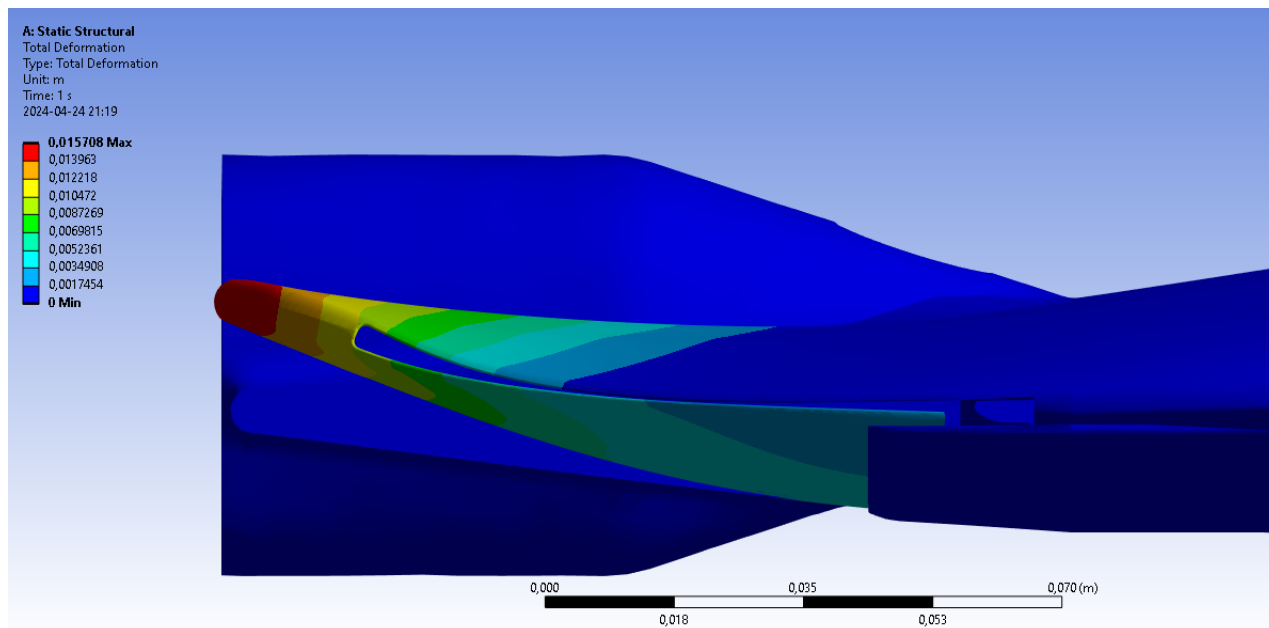
Även fast en av avgränsningarna är att prototypen inte ska vara flygduglig och då inte hållfast så kan det kommenteras att det anses att det skulle behövas många cykler för utmattning. Detta skulle dock behöva göras med ett fysiskt test för att avgöra detta då ANSYS inte har utmattnings information om TPU 95A.

En felkälla för denna analys är att hela bakdelen är gjord av TPU 95A i denna analys vilket skulle kunna gör att den deformation som kan ses är större än vad som skulle ske i verkligheten då TPU 98A är styvare än TPU 95A.

Bilder på meshen, restriktionerna och krafterna som agerar på modellen kan hittas i appendix A.1-A.5. Bilder på resultaten kan ses nedan i figur 4.12-4.13. Fler bilder på analysen kan hittas i appendix A.6-A.11.



Figur 4.12: Deformerad ner.

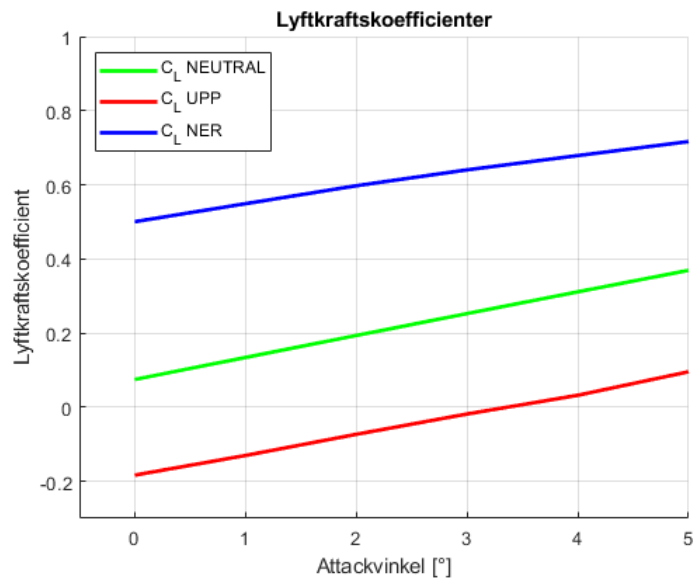


Figur 4.13: Deformerad upp.

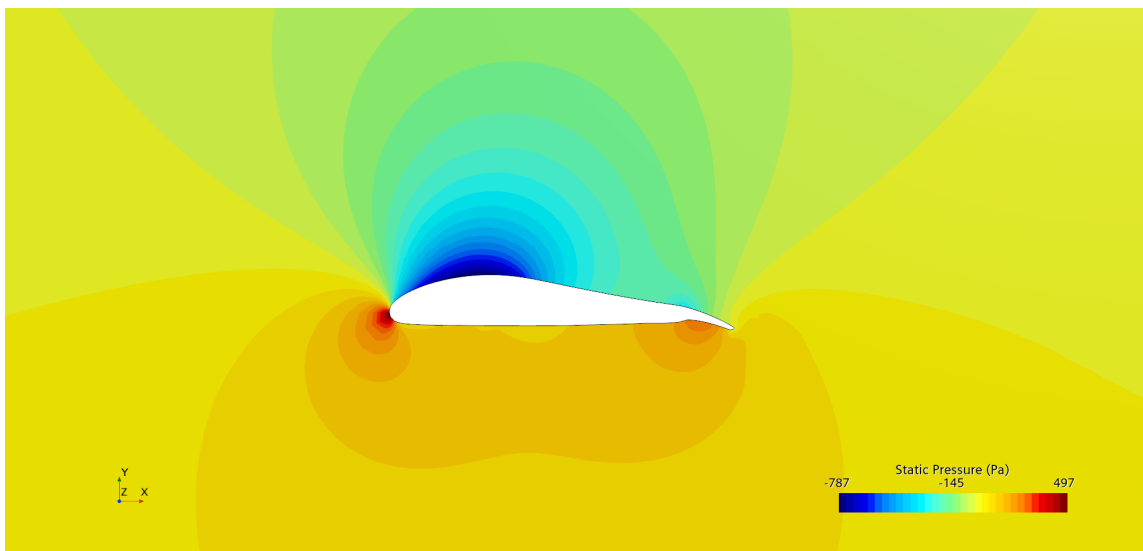
4.5 CFD

CFD som genomfördes på ett 2D-tvärsnitt av drönarkroppen gav upphov till flera observationer. För samtliga testade attackvinklar genereras mer lift desto mer böjd nedåt vingen är vilket kan ses i figur 4.14. Detta har antagligen att göra med rörelsemängd, då luften styrs nedåt när vingen är böjd nedåt och tvärt om så måste det vara en kraft som trycker på den, Newtons tredje lag säger därmed att luften trycker drönaren åt motsatt håll. Från grafen går även att utläsa att drönaren upplever en ökad lyftkoefficient då attackvinkeln ökar, vilket beror på samma fenomen, när drönarens vinkel ökas så styrs luften mer nedåt och drönaren trycks uppåt. Det här håller dock inte för alla attackvinklar, som beskrivs i kapitel 2.4 så kommer en anfallsvinkel som är för hög istället att leda till stall.

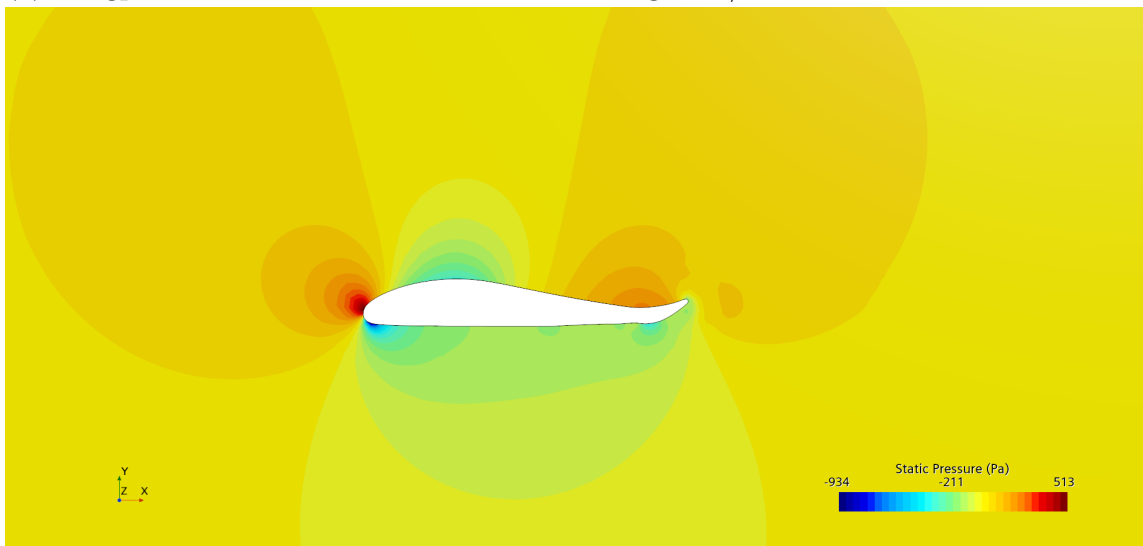
Nedan i figur 4.15a kan det ses att det finns ett avsevärt större område med undertryck på vingens ovansida jämfört med 4.15b, vilket är anledningen till att vingen som deformerats uppåt genererar avsevärt mindre lyftkraft än den som deformerats nedåt.



Figur 4.14: Lyftkraftskoefficienter för vingprofiler vid olika attackvinklar.

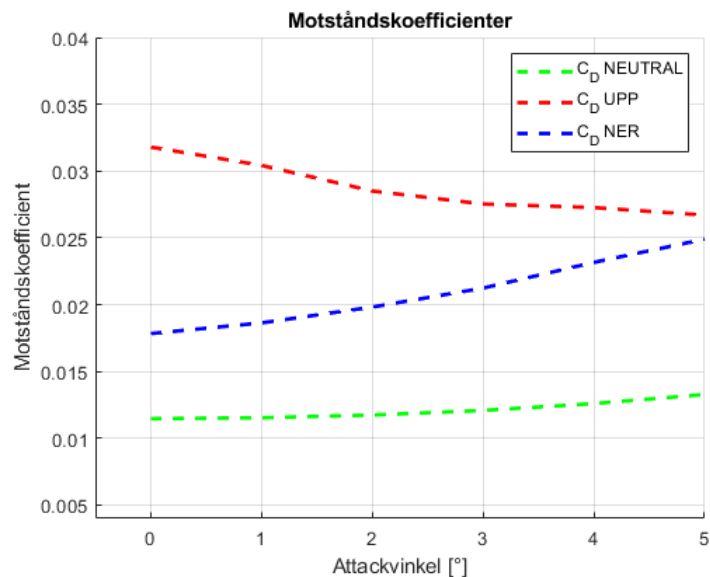


(a) Vingprofil deformerad nedåt med inställning 30m/s vid AoA 0°.



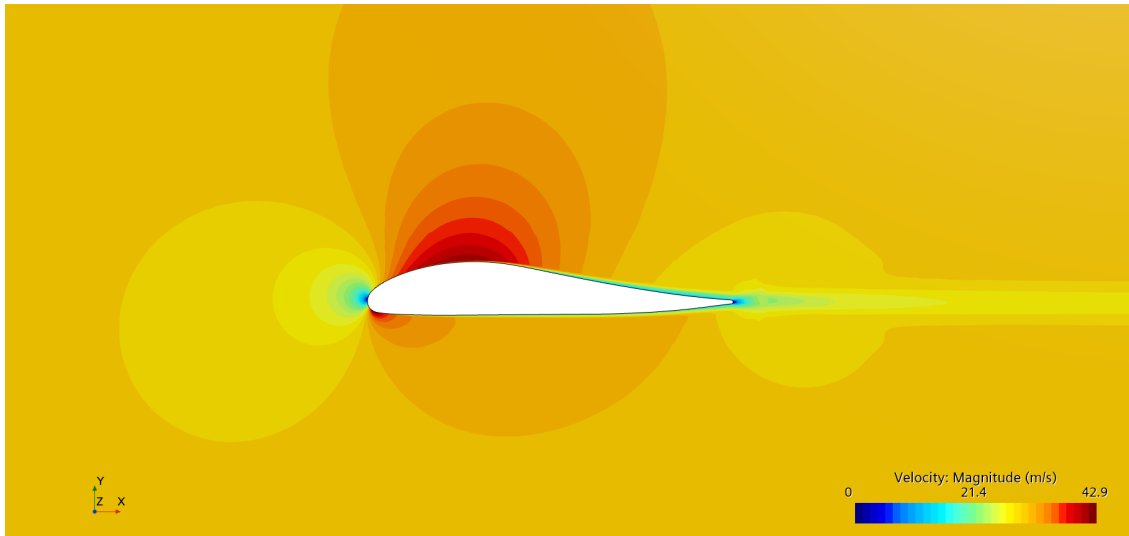
(b) Vingprofil deformerad uppåt med inställning 30m/s vid AoA 0°.

Den enklare uppställningen i vindtunneln resulterade i att det inte gick att mäta lyftkraft och luftmotstånd samtidigt och därför genomfördes istället CFD för att erhålla motståndskoefficienter. Märkbart för motståndskoefficienterna som är synliga i figur 4.16 är att de avviker för fallet då kontrollytan deformeras uppåt jämfört med nedåt och neutralt läge, eftersom C_D minskar när angreppsvinkeln ökar. Detta kan bero på att bakkanten då kommer i linje med luftflödet. När bakkanten däremot är deformerad nedåt så är det rimligt att separation av flödet ökar när angreppsvinkeln ökar, vilket medför högre tryckmotstånd. Trots att trenden avviker är det tydligt att motståndskoefficienterna alltid är högre när kontrollytorna är deformerade uppåt.

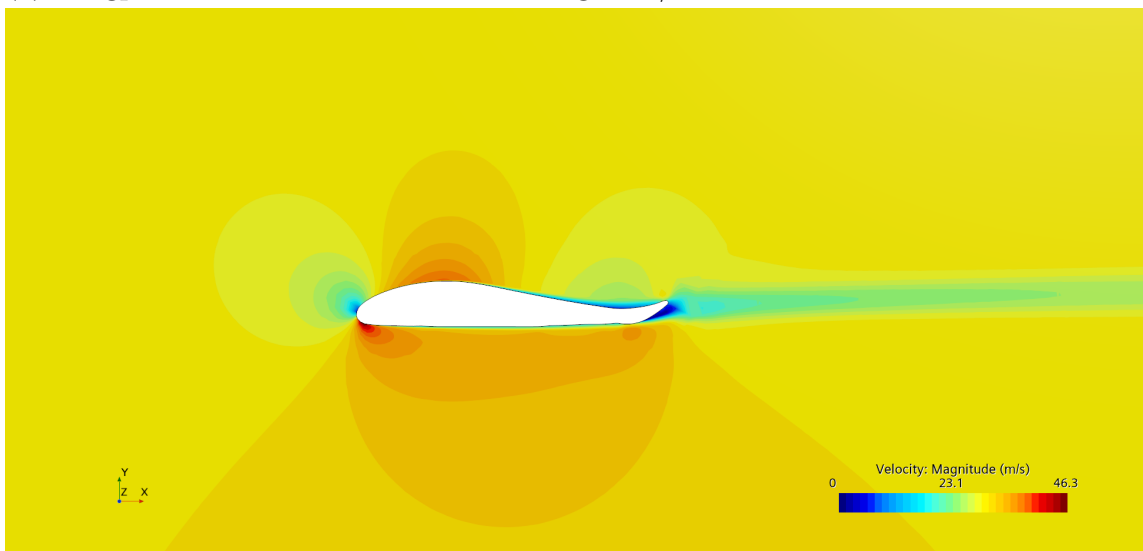


Figur 4.16: Motståndskoefficienter för vingprofiler vid olika attackvinklar.

Genom att jämföra figur 4.17a och 4.17b kan man se tydligt att vingen som är deformerad uppåt ger upphov till ett betydligt större spår i luftflödet bakom vingen, vilket stämmer överens med att vingen som är deformerad uppåt skapar ett betydligt högre luftmotstånd enligt figur 4.16.



(a) Vingprofil odeformerad med inställning 30m/s vid AoA 0 °.



(b) Vingprofil deformerad uppåt med inställning 30m/s vid AoA 0 °.

Genom att jämföra glidtalerna för de olika konfigurationerna som visas i figur 4.18 kan man se att vingen som deformerats nedåt har ett högre glidtal än den odeformerade vid samtliga undersökta attackvinklar. Detta i kombination med motståndskoefficienterna som visades i figur 4.16 påvisar att den framtagna lösningen inte kommer skapa någon avsevärd ökning i kontrollytans bidrag till drönarens luftmotstånd, varken i neutralt läge eller i deformerat läge nedåt vilket är de huvudsakligen tänkta lägena.

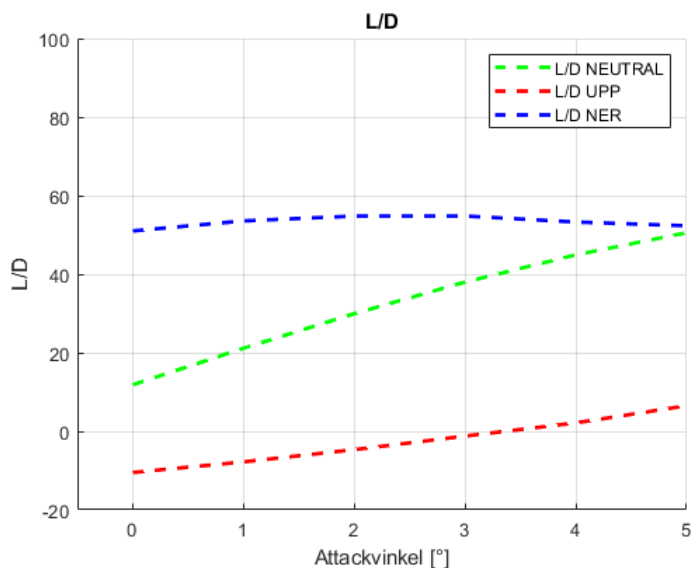


Figure 4.18: Glidtal för vingprofiler vid olika attackvinklar.

4.6 Vindtunnel

Nedan så presenteras den uppmätta datan från vindtunneln efter att de bearbetats som beskrivet i metoden.

Figure 4.19 visar att vid låga vindhastigheter så var C_L högre då vingen var deformerad uppåt än neråt, detta var inte förväntat och kan bero på att krafterna vid dem låga vindhastigheterna inte är så stora och att det då kan ha blivit mätfel. Detta ändras vid högre vindhastigheter så att för det mesta är C_L högre då vingen är neråt, mindre då den är neutral och minst då den är uppåt. Detta är även det resultat som tagits fram genom CFD i figure 4.14.

Figure 4.22 visar liknande resultat som i 4.19 då vid låg vindhastighet så ökade C_L desto mer vingen deformerades uppåt medans vid högre vindhastighet så sker det motsatta. Det går även att se att vid vindhastighet på 20 meter per sekund så sker övergången.

Resultaten visar på att C_M ändrades mellan positivt och negativt beroende på vilket läge morphing vingen ställdes i. Det går även att se att magnituden av C_M ökade då vindhastigheten ökade men även att magnituden av C_M erhöles i stor grad mellan de olika attackvinklarna för varje vindhastighet men har en negativ lutning. Detta kan ses i figure 4.20.

Med jämförelse av tidigare projekts kontrolltytor så kan ungefär 44% mer än tidigare stigningsmoment neråt skapas av morphing vingarna och ungefär 25% av tidigare stigningsmoment uppåt. Som nämnt i kapitel 2.6.1 är en negativ riktningskoefficient på $C_{M\alpha}$ ett eftertraktat värde då det innebar att drönaren uppnår en statisk stabilitet.

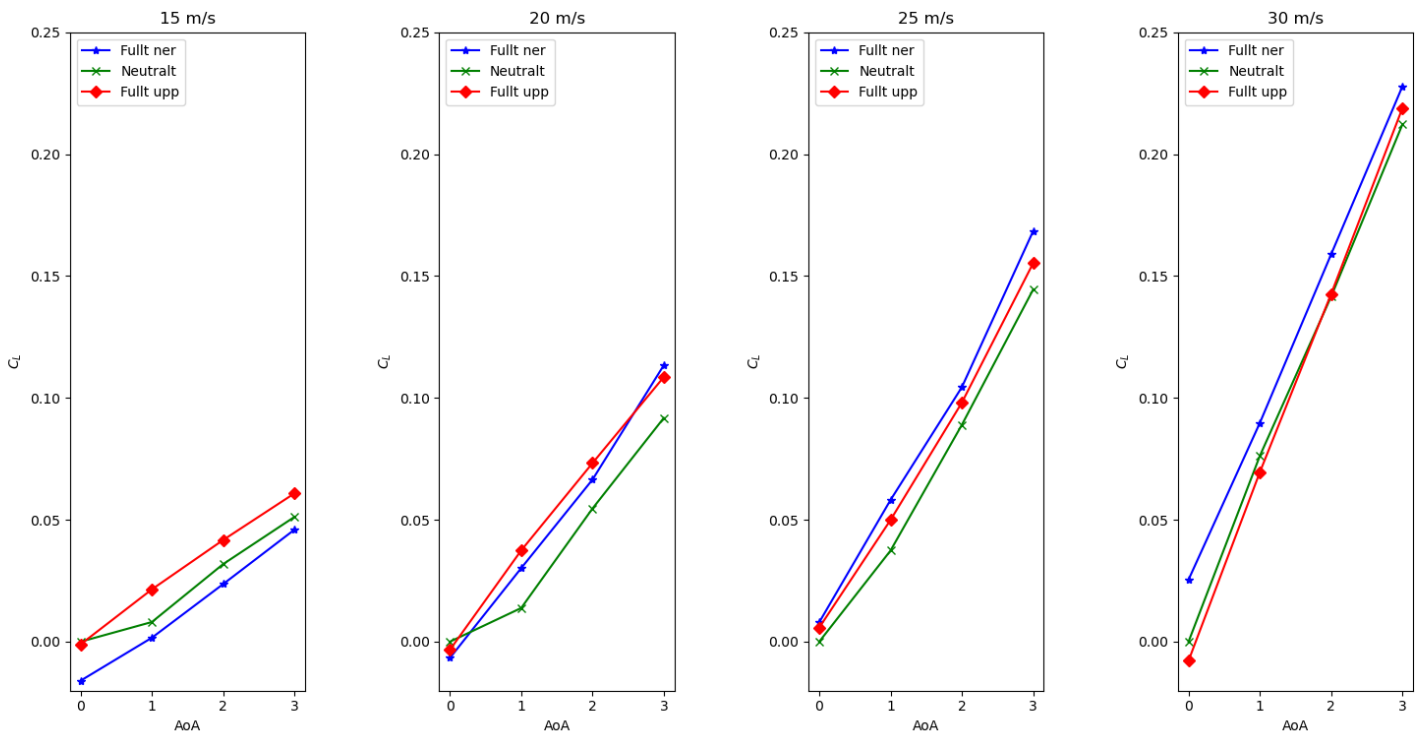
Ett annat intressant undersökningsområde för drönaren är dess förmåga att kunna generera bankningsmoment och kunna rulla. Nackdelen här är att morphing vingytorna sitter nära rullningsaxeln, x-axeln, och har därav en kort hävarm men dem har ändå förmågan att skapa moment. Med jämförelse av tidigare projekts kontrolltor så kan ungefär 23% av tidigare bankningsmoment skapas av morphing vingarna. I figur 4.21 nedan visas bankningsmomentet som genereras vid olika hastigheter och attackvinklar. Som förväntat genereras mer moment vid högre vindhastigheter till följd av att kontrolltororna styr bort mer luft. Det går även att observera att bankningsmomentet erhålls även då attackvinkeln ändras vilket skulle kunna förenkla styrningen av drönaren då den i de iakttagna fallen inte behöver reglera attackvinkeln samtidigt som den uträttar bankningsmoment vilket även leder till att rullningen kan få maximal effektivitet.

Det går att se i figur 4.23 att C_M ändrades linjärt från positivt till negativt då servo vinkeln går mellan 25 och 155 grader men planar ut under 25 och över 155 grader. Detta är på grund av att servon agerar på en roterande cirkel som drar i en arm som deformerar vingen. Detta gör att deformationen av vingen är linjär mellan 25 och 155 grader men olinjär under 25 och över 155 grader.

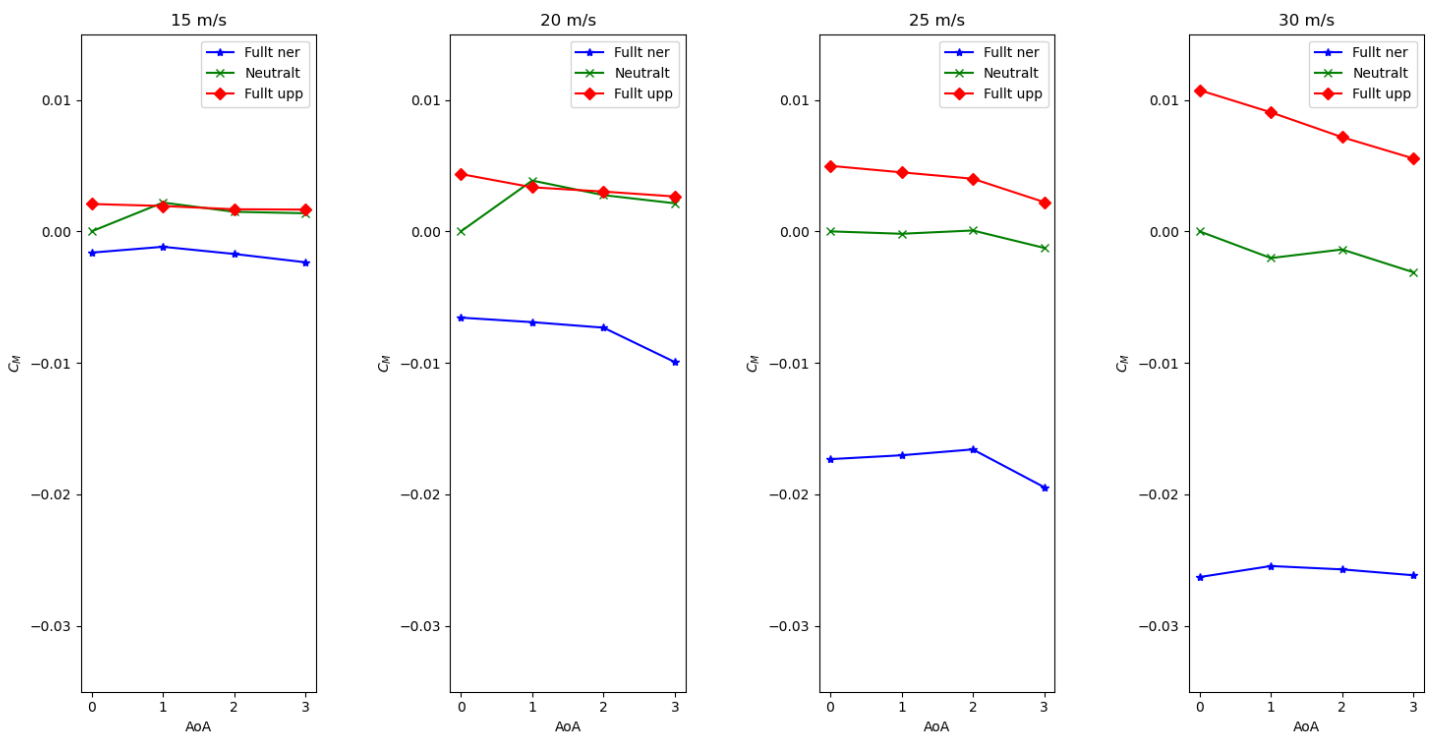
Rådande tidsbegränsning gjorde att kvantitet av mätvärdena var lägre än önskat. Idealfallet vore att upprepa testerna 6-8 gånger, för att därefter beräkna ett medelvärde bortsett från extremvärden. Avsaknad av sådan mätkvantitet kan ha resulterat i ett mindre tillförlitligt resultat, vilket bör betraktas i analys av grafer och liknande.

Nedan kan grafer från de olika testerna hittas i figur 4.19-4.23.

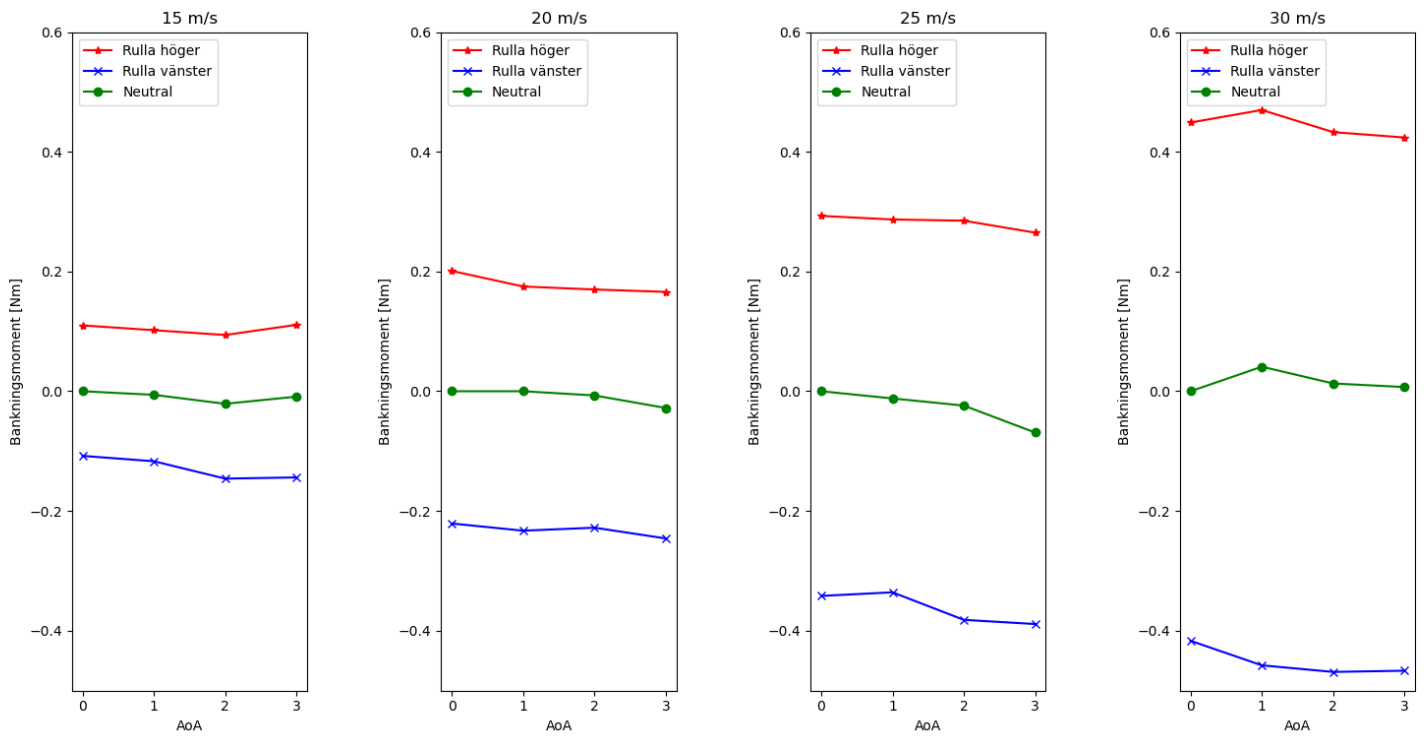
4. Resultat och diskussion



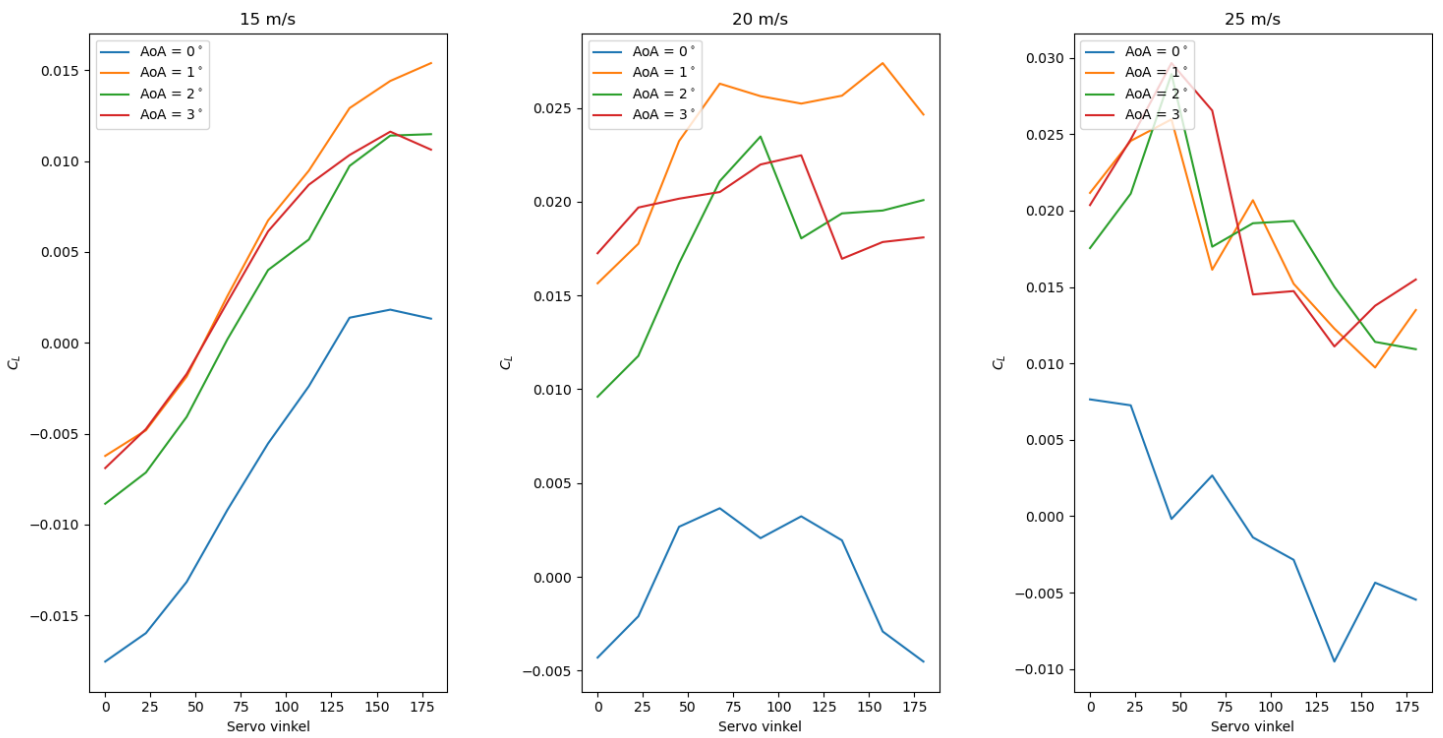
Figur 4.19: Vindtunnel resultat för C_L för de olika vindhastigheter.



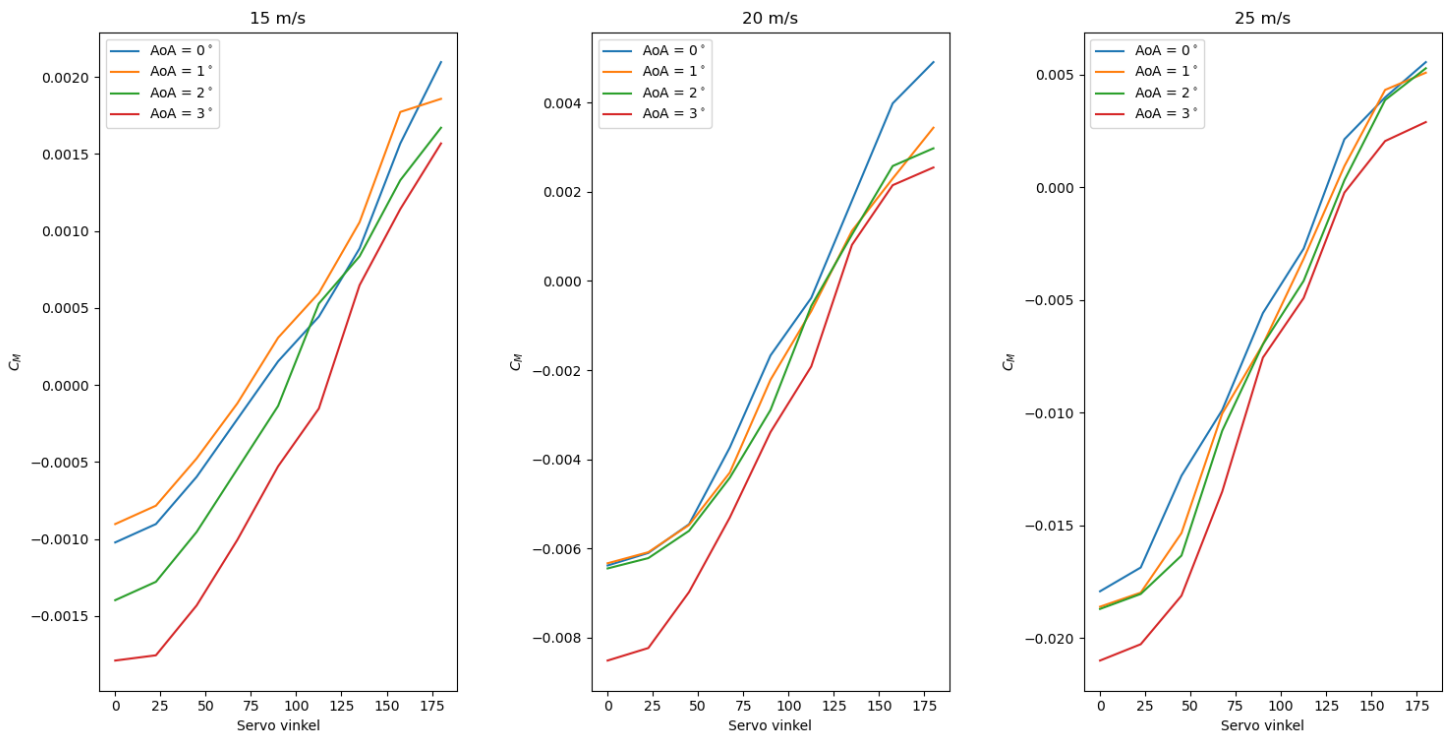
Figur 4.20: Vindtunnel resultat för C_M för de olika vindhastigheter.



Figur 4.21: Vindtunnel resultat för bankningsmoment för de olika vindhastigheterna.



Figur 4.22: Vindtunnel resultat C_L för 15, 20 och 25 meter per sekund på servo vinkel går från 0 till 180.



Figur 4.23: Vindtunnel resultat C_M för 15, 20 och 25 meter per sekund på servo vinkel går från 0 till 180.

4.7 Energibudget

Beräkning av drönarens effektivitet avseende energibudget med nyttolast genomfördes enligt ekvationer 2.5, 2.6 och 2.7. I det fall att L/D vid marschfart 30 m/s är ungefär 12, drönaren väger 2.24 kg utan nyttolasten och 3.24 kg med, verkningsgraden på propellern är 80 % samt att 5V servos där $I = 1$ A, beräknades energibudgeten enligt nedan.

$$T = \frac{3.24 \cdot 9.82}{12} = 2.65 \text{ N}$$

$$P_{motor} = \frac{2.65 \cdot 30}{0.8} = 99.38 \text{ W}$$

$$P_{servos} = 2 \cdot 5 \cdot 1 = 10 \text{ W}$$

$$P_{ratio} = \frac{10}{99.38} = 10.1 \%$$

Således medför kontinuerlig aktivering en reducerad energieffektivitet med 10.1% för drönaren. Då energibudgeten blir en avvägning mellan ett högt l/d - förhållande och däremot hög aerodynamisk effektivitet och erhållen effekt, kan värdet anses fullt dugligt i avsedd tillämpning. Då verkningsgraden och amperen är estimerade är inte detta ett pålitligt resultat utan mer en uppskattning. Vikten på drönaren är även uppskattad ifrån lastcellen under vindtunnel testet vilket kan påverka resultatet ytterligare. Från CFD momentet är även l/d -värdet hämtat, viktigt att notera är att

simuleringen är på tvärsnittet av drönaren i 2D och ger inte ett helt sanningsenligt värde.

5

Slutsats och framtida arbete

5.1 Slutsats

Idégenerering och utveckling av den slutgiltiga designen på en morphing wing var lyckad i förhållande till de designbegränsningar som sattes av drönarens geometri och tillverkningsmetoden. På grund av dessa begränsningar löstes det definierade problemet med en förhållandevis enkel design som tack vare sin utformning var möjlig att iterera och testa på kort varsel. Val av aktuator för att styra mekanismen fungerade för samtliga tester i vindtunnel.

Resultatet påvisar att stigning kan kontrolleras med hjälp av presenterad morphing wing-design med genererat C_M från -0.0263 till 0.0107 vid 30 m/s och AoA på 0° tillstånd. Vidare kunde även bankning kontrolleras under fall av maximalt utslag för respektive kontrolllyta för önskad riktning för bankning. Erhållet moment blev 0.449 Nm bankning åt höger och 0.417 Nm bankning åt vänster vid 30 m/s och AoA på 0°. Dessa bankningsmoment har nära storlek men är inte helt detsamma vilket troligen är på grund av monterings skillnader mellan de två delar som morphing vingen är gjord av.

5.2 Vidareutveckling

Efter det genomförda arbetet som gett upphov till presenterade slutsatser finns även efterföljande frågor och möjlighet till vidareutveckling av designen utanför avgränsningarna som definierats. Några av dessa diskuteras i detta delkapitel.

5.2.1 Morphing wing-konceptet

För att lättare kunna avgöra vilka koncept som lämpar sig för vidareutveckling behöver metodförbättringar göras för idégenerering och konceptsällning. Bland annat skulle konkreta och testbara krav för en framtida lösning behöva bestämmas och undersökas. Bland annat skulle vikten på systemet och nödvändig aktueringshastighet och behöva analyseras i detta steg för att bättre kunna motivera relevans för framtagna koncept och underlätta i sällningsprocessen. Med avseende på befintlig morphing wing lösning behövs också vidareutveckling för att minimera energiåtgång och öka kontroll göras, exempelvis genom att ändra till linjära aktuatorer istället för servomotorer.

Andra idéer med potential kunde inte undersökas i detta arbete. En av dessa idéer är en mekanism med en helt öppen bakkant som hade kunnat ta bort behovet av en skarv på vingens undersida. Implementeringen av andra lösningar hade dock krävt utveckling av metoder för tillverkning eller för montering av ytterligare hårdvara så som vajrar eller stänger. Detta behöver också avvägas med möjligheten och tidsåtgången att testa prototyper som tillverkats och dra slutsatser om förbättringar som behöver göras i designen.

För att lättare kunna motivera aerodynamiska egenskaper av en morphing wing behöver minskandet av interferensmotstånd jämfört med en stel kontrolllyta av samma form undersökas. Då mätutrustning och metod för detta inte togs fram kunde inte slutsatser dras om lösningens påverkan i detta avseende. Även om en morphing wing har teoretiska aerodynamiska fördelar behöver dessa vägas mot energiåtgången för att aktuera denna jämfört med en stel kontrolllyta.

Slutligen skulle detta eller andra morphing wing-koncept kunna prövas om en ny design på drönaren kan minska de geometriska begränsningar funna under projektet. Om konceptet utvecklat i detta arbete visas vara lämplig skulle den också kunna implementeras på andra platser på drönaren eller på andra sorters flygfarkoster. Det är också intressant att undersöka om designaspekter för implementering av en morphing wing kan bejakas i designen av en ny flygfarkost.

5.2.2 Autonom styrning

För att effektivt kunna anpassa sig till rådande flygförhållanden blir utvecklingen av autonom styrning av drönaren aktuell i ett skede där en fungerande vingkonstruktion tagits fram och implementerats på drönaren. I dagsläget finns redan metoder för autonom styrning som skulle kunna implementeras på denna design med syfte att drönaren exempelvis ska kunna ta sig förbi rörliga hinder eller lösa andra oförutsägbara manövreringsproblem som kan uppstå under räddningsuppdrag kopplat till säkerhet.

5.2.3 Lateral- och riktningsstabilitet för bankning och gir

Då huvudprioriteringen i detta arbete varit den longitudinella stabiliteten av drönaren kan en naturlig vidareutveckling vara att djupare undersöka den laterala stabiliteten samt riktningsstabiliteten, exempelvis framtagning av resultat för vertikala kontrolllytor i morphing design. Genom att undersöka möjligheten av kontroll avseende bankning eller gir vid en design speciellt utformat för detta, skulle intressanta resultat och slutsatser kunna presenteras.

5.2.4 Omdesign av drönare

Med den nya datan som presenterats i resultatkapitlet, finns nu möjlighet att designa om drönare efter de nya förutsättningarna och således betrakta arbetet som ett optimeringsproblem. En möjlig designparameter som fördelaktigt skulle kunna omarbetas är vingarna. Genom att göra dem något rakare (vinkeln till flygkroppen)

och kortare kan mindre interferensmotstånd i teorin åstadkommas. Vidare kan tvist på vingen ändras för att optimera den trimmade flygningen.

Litteraturförteckning

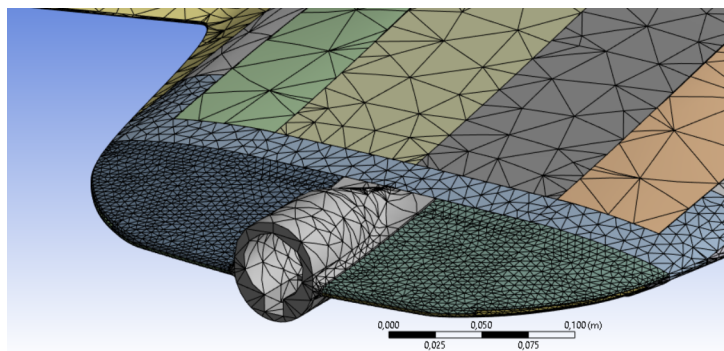
- [1] Sjöräddningssällskapet, Vårt Uppdrag (2023). Hämtad från <https://www.sjoraddning.se/om-oss/vart-uppdrag>
- [2] Miltén.P, Svensson.C. Diss. (2022). *Design and Evaluation of UAV System to Support Naval Search and Rescue - Full design cycle of Blended Wing Body Unmanned Aerial Vehicle, ranging from initial sizing to windtunnel evaluation.*
- [3] National Aeronautics and Space Administration. *Principals of Flight.* 2024. Hämtad från <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/06/axes-control-surfaces-5-8.pdf>
- [4] The Efficient Engineer. (2021) Understanding Aerodynamic Drag [Video]. Youtube. Retrived from https://www.youtube.com/watch?v=GmNKULXXDs&t=868s&ab_channel=TheEfficientEngineer
- [5] M. V. Cook. (2007) *Flight Dynamics Principles*"Elsevier
- [6] C. Perkins R. Hage, (1949). *Airplane Performance Stability and Control*
- [7] White, M. F. (2016). *Fluid Mechanics 8th edition in SI units.* Mc Graw Hill Education.
- [8] A. Koreanschi, O. Sugar-Gabor, R. M. Botez. (2016). Drag optimisation of a wing equipped with a morphing upper surface."[Article]. Cambridge University Press. Retrieved from <https://www.cambridge.org/core/journals/aeronautical-journal/article/drag-optimisation-of-a-wing-equipped-with-a-morphing-upper-surface/0143687F89FA3FECAA75448D9D099919>
- [9] Gudmunsson, S. (2013). *General Aviation and Aircraft Deisgn. Applied methods and procedures.*
- [10] The Efficient Engineer. (2021) Understanding Aerodynamic Lift [Video]. Youtube. Retrived from https://www.youtube.com/watch?v=GmNKULXXDs&t=868s&ab_channel=TheEfficientEngineer
- [11] Simscale *What is CFD / Computational Fluid Dynamics?*. 2023. Hämtad från <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/what-is-cfd-computational-fluid-dynamics/>
- [12] *CFD Meshing Methods.* 2024. Hämtad från <https://resources.system-analysis.cadence.com/blog/msa2021-cfd-meshing-methods>
- [13] *Mesh Sensitivity Study for CFD Simulations.* Ricardo Gasparini. 2022. Hämtad från <https://www.simscale.com/knowledge-base/mesh-sensitivity-cfd/>
- [14] Ultimaker. *Technical data sheet TPU 95A.* 2017. Hämtad från <https://www.utwente.nl/en/rpl/Data%20sheets/Ultimaker%203/TPU%2095A.pdf>

- [15] Resolved Analytics *Navigating CFD Flow Solvers: Segregated vs. Coupled Methods Their Applications*. 2020. Hämtad från <https://www.resolvedanalytics.com/cfd/coupled-vs-segregated-cfd-flow-solvers>
- [16] Nasser Shelil *2D Numerical Simulation Study of Airfoil Performance*. 2021. Hämtad från <https://wes.copernicus.org/preprints/wes-2021-45/wes-2021-45.pdf>
- [17] Simscale *K-Omega Turbulence Models*. 2023. Hämtad från <https://www.simscale.com/docs/simulation-setup/global-settings/k-omega-sst/>
- [18] Claire Wilkins. (2015). Final Year Project on a Fish-Like Morphing Wing - Rui Wu [Video]. YouTube. Retrieved from https://youtu.be/CSMDN15lews?si=2L8tf8rIU_JqhUbr
- [19] Morphing Plus. (2022) Morphing Wing Masters Final Year Project [Video] Youtube. Retrieved from https://www.youtube.com/watch?v=_nypaz7DrVo
- [20] Dan McCutche. (2021) Morphing Wing Test [Video]. Youtube. Retrieved from <https://www.youtube.com/watch?v=U4zD60WuF1A>

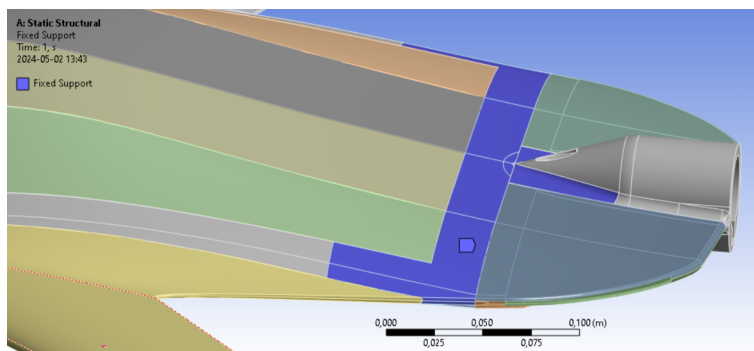
A

Appendix 1

A.1 Ansys



Figur A.1: Drönarens mesh.



Figur A.2: Fixed support 1.

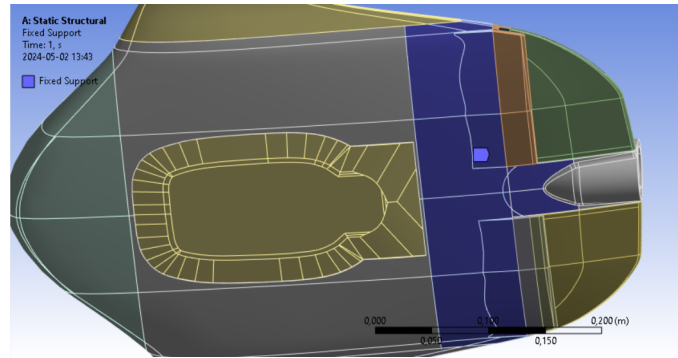


Figure A.3: Fixed support 2.

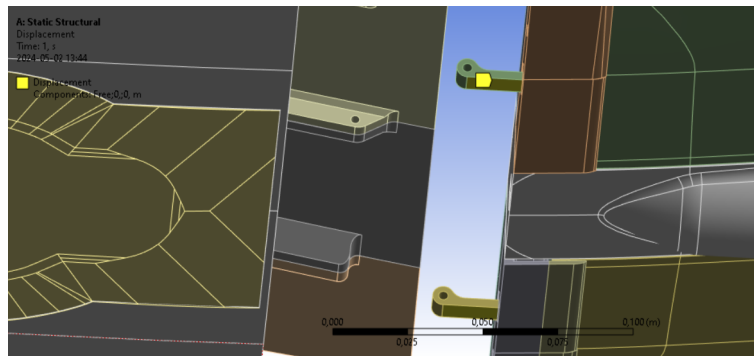


Figure A.4: Displacement.

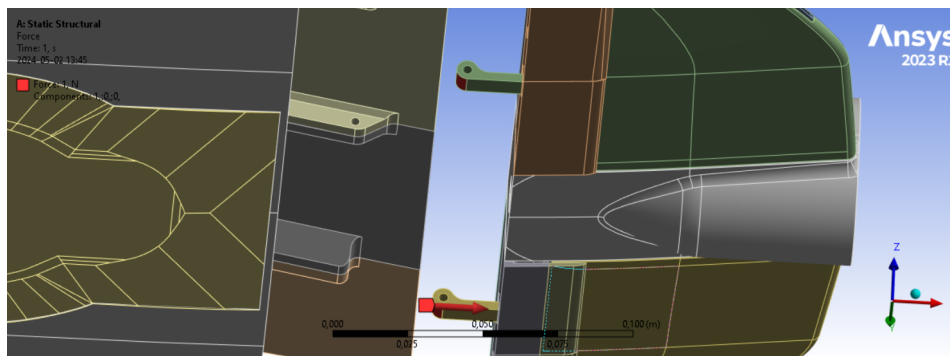
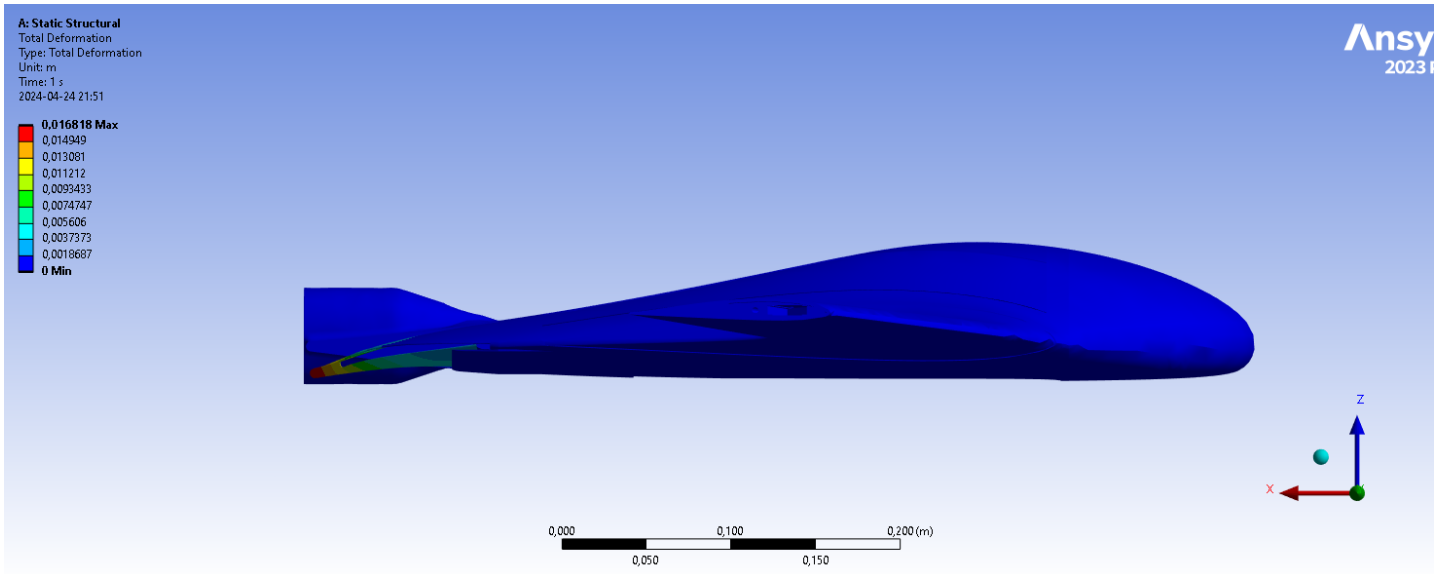
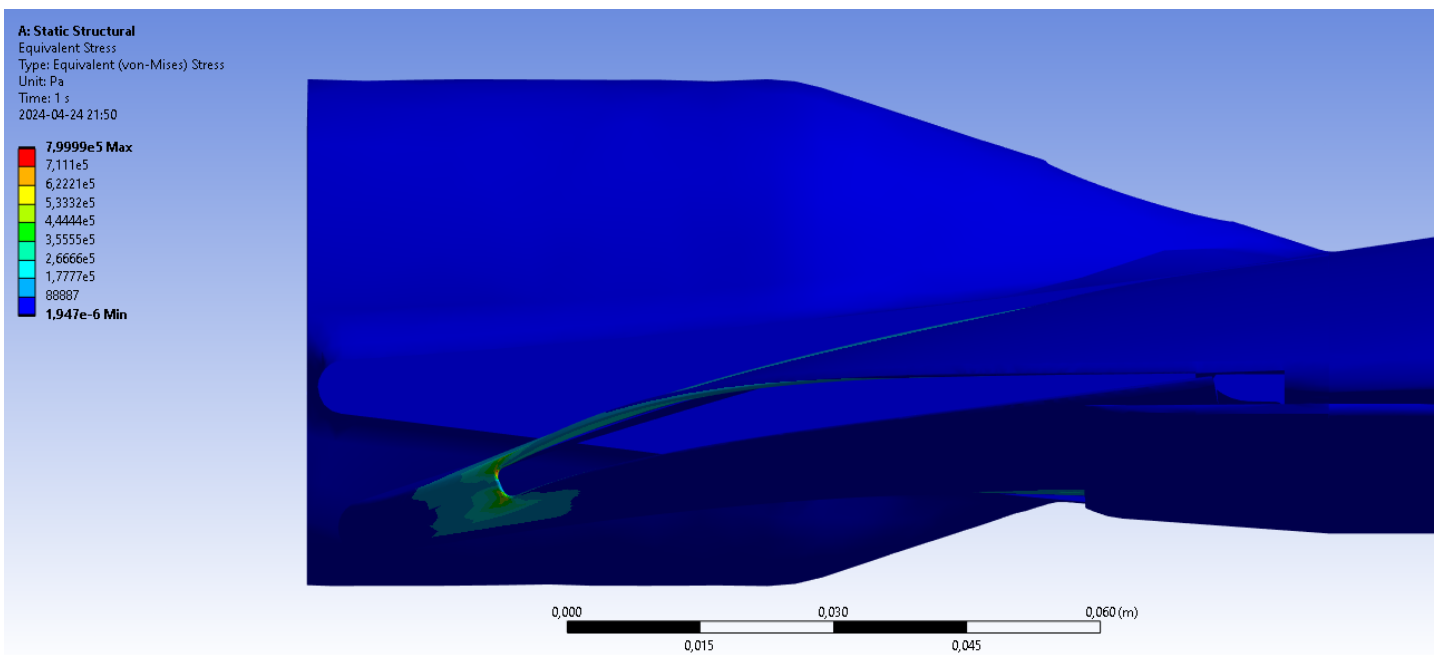


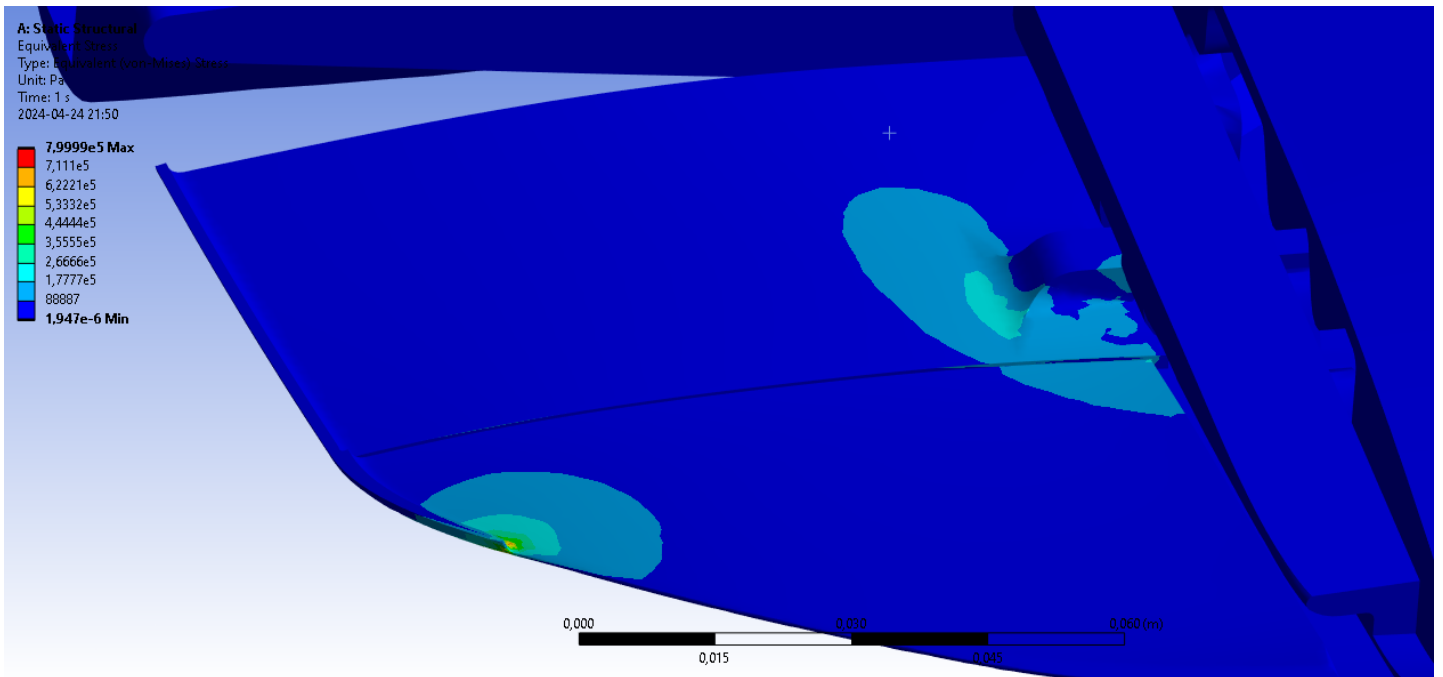
Figure A.5: Agerande kraft.



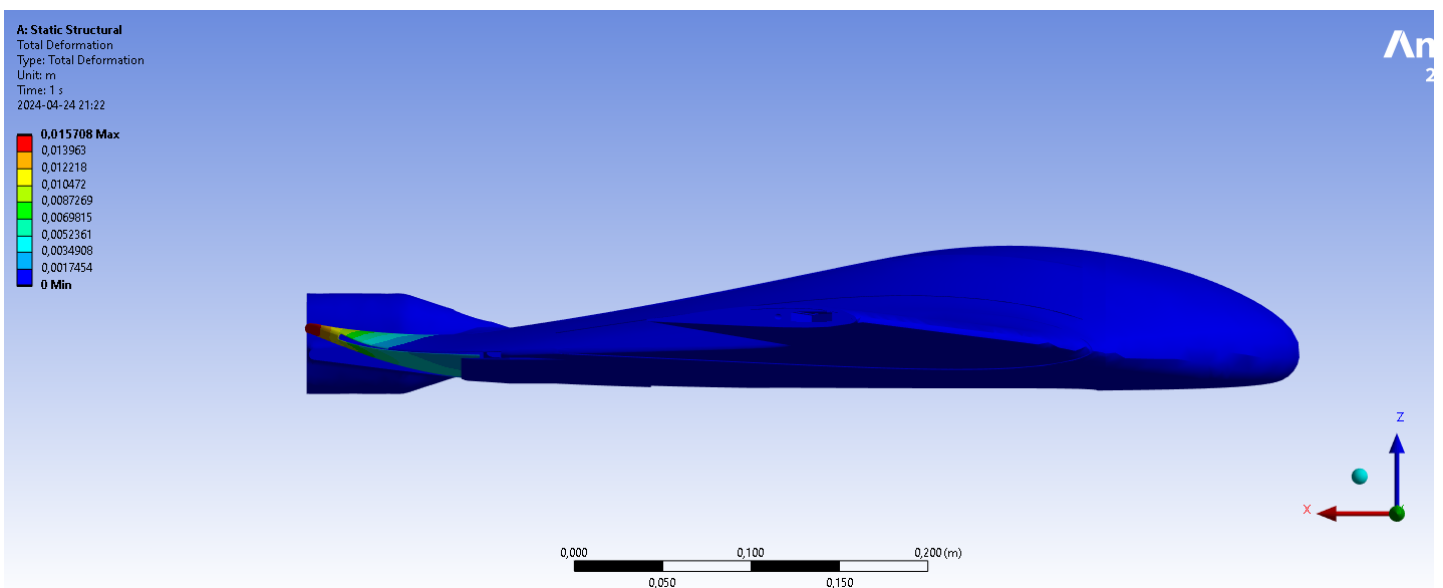
Figur A.6: Deformerad ner drönaren hela.



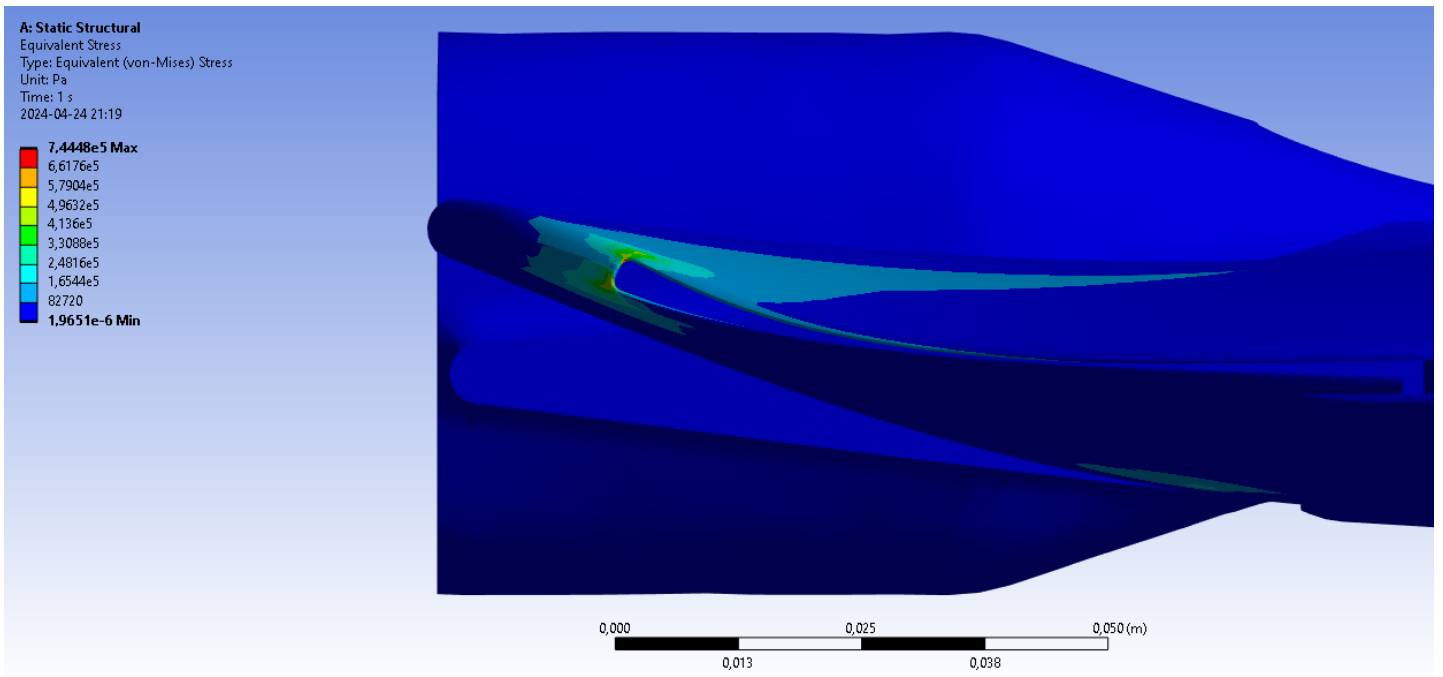
Figur A.7: Deformerad ner spänningar.



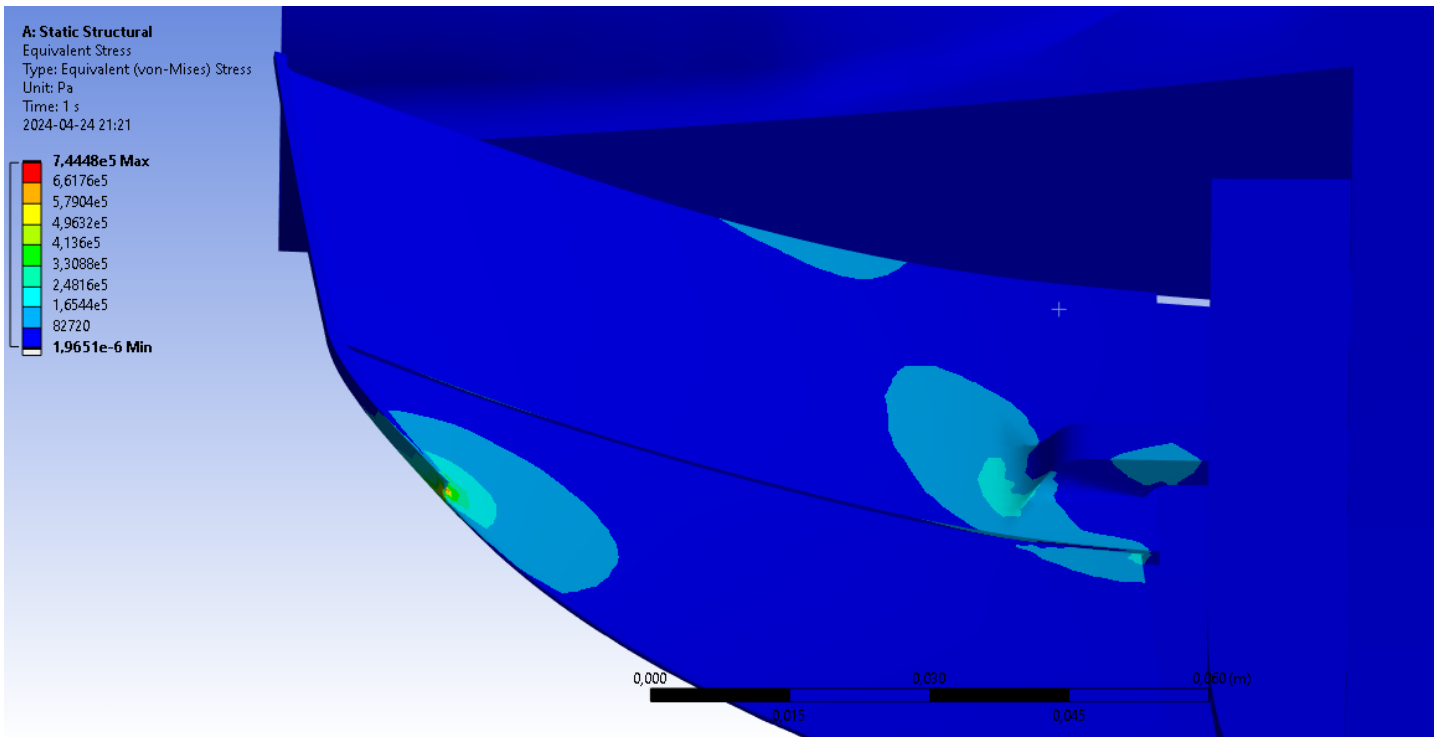
Figur A.8: Deformerad ner spänningar.



Figur A.9: Deformerad upp.



Figur A.10: Deformerad upp, spänningar.



Figur A.11: Deformerad upp, spänningar.

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2024

www.chalmers.se



CHALMERS