



CHALMERS



Utveckling och implementering av kontrolllytor för en räddningsdrönare

Kandidatarbete vid institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Filip Ambjörn

Linus Borg

Jacob Danell

Albin Lindahl

Erik Samuelsson

Oskar Thorén

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2025

www.chalmers.se

KANDIDATARBETE VID INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH
MARITIMA VETENSKAPER

Utveckling och implementering av kontrolllytor för en räddningsdrönare

Filip Ambjörn
Linus Borg
Jacob Danell
Albin Lindahl
Erik Samuelsson
Oskar Thorén



CHALMERS

Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg 2025

Utveckling och implementering av kontrolltor för en räddningsdrönare
Filip Ambjörn
Linus Borg
Jacob Danell
Albin Lindahl
Erik Samuelsson
Oskar Thorén

© Filip Ambjörn, Linus Borg, Jacob Danell,
Albin Lindahl, Erik Samuelsson, Oskar Thorén, 2025.

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

Kandidatarbete 2025
Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Chalmers Tekniska Högskola
SE-412 96 Göteborg
Telefon +46 31 772 1000

Omslagsbild: Den utvecklade drönaren under pågående vindtunneltester.

Typsatt i L^AT_EX
Göteborg 2025

Utveckling och implementering av kontrollytor för en räddningsdrönare
Filip Ambjörn, Linus Borg, Jacob Danell
Albin Lindahl, Erik Samuelsson, Oskar Thorén
Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Chalmers Tekniska Högskola

Sammanfattning

Under ett masterarbete vid Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper på Chalmers tekniska högskola utvecklades en drönare för Sjöräddningssällskapet. Under en testflygning förlorade dock drönaren kontrollen och kraschade. Under de efterföljande åren har flera kandidatarbeten genomförts med syftet att förbättra prestandan och styrbarheten hos den tidigare utvecklade drönaren. Trots lovande förbättringsförslag har ingen av dessa koncept ännu testats i en kombinerad, fungerande prototyp.

Målet med detta kandidatarbete var att implementera och modifiera de kontrollytor som föreslagits i tidigare kandidatarbeten. För att utvärdera de nya konfigurationerna genomfördes simuleringar i OpenVSP samt vindtunneltester. CFD-resultaten visade på en ökning av både pitch- och rollmoment, vilket tyder på förbättrad manövrerbarhet. Vindtunneltesterna visade däremot avsevärt mindre momentvärden jämfört med simuleringarna. Denna avvikelse kan bero på begränsningar i OpenVSP, som inte tar hänsyn till stall eller viskösa effekter.

Abstract

During a master's thesis in 2022 at the Department of Mechanics and Maritime Sciences at Chalmers University of Technology, a drone was developed for the Swedish Sea Rescue Society. However, during its first test flight, the drone lost control and crashed. In the following years, several bachelor's theses have focused on improving the performance and controllability of the drone. Despite these efforts, the proposed improvements have not yet been integrated into a combined prototype.

The goal of this thesis was to implement and modify the control surfaces proposed in previous bachelor's projects. OpenVSP and wind tunnel testing were used to evaluate the new surfaces. The CFD results indicated an increase in both pitch and roll moments. However, the wind tunnel tests showed significantly lower moments compared to the CFD predictions. This discrepancy may be due to limitations in OpenVSP, which does not account for stall behavior or viscous effects.

Nyckelord: Drönare, Kontrollytor, UAV, SSRS, Vindrunnel, OpenVSP.

Förord

Denna rapport presenterar resultatet av vårt kandidatarbete, utfört på Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper på Chalmers Tekniska Högskola under våren 2025.

Författarnas tack

Vi vill tacka Carlos Xisto, Petter Miltén och Isak Jonsson som är de handledare och examinator som hjälpt oss med vägledning, stöd och information som behövts för att vi skulle kunna genomföra detta arbete.

Filip Ambjörn, Linus Borg, Jacob Danell, Albin Lindahl, Erik Samuelsson, Oskar Thorén, Göteborg, Maj, 2025

Akronymer

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

AoA	Angle of attack
BWB	Blended wing body
CAD	Computer-aided design
CFD	Computational fluid dynamics
CoG	Center of gravity
CoP	Center of pressure
CoS	Center of scale
CTH	Chalmers tekniska högskola
NM	Nautical Miles
SSRS	Sjöräddningssällskapet
UAV	Unmanned aerial vehicle
VLM	Vortex Lattice Method

Nomenklatur

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

Index

∂	Index för derivata
t	Index för tidssteg

Parametrar, variabler och koefficienter

α	Anfallsvinkel eller angle of attack
φ	Aileron utfallsvinkel
θ	Elevator utfallsvinkel
F_D	Luftmotstånd
F_L	Lyftkraft
F_T	Dragkraft
m	Massa
g	Gravitationsacceleration
ρ	Luftens densitet
v	Hastighet
A	Referensarea
C	Medelkordan längd
M	Moment
C_L	Lyftkoefficient
C_D	Motståndskoefficient
C_m	Stigningsmomentskoefficient



Innehåll

Akronymer	ix
Nomenklatur	xi
Figurer	xv
Tabeller	xvii
1 Inledning	1
1.1 Bakgrund	1
1.1.1 Tidigare arbeten	2
1.2 Syfte	2
1.3 Mål	2
1.4 Avgränsningar	2
1.5 Samhälleliga och etiska aspekter	3
2 Teori	5
2.1 Grundläggande strömningsmekanik	5
2.1.1 Krafter verkande på en fluid	5
2.1.2 Laminärt och turbulent flöde	6
2.1.3 Inkompressibelt flöde	7
2.2 Definitioner och koordinatsystem	7
2.3 Flygplansdesign och aerodynamik	9
2.3.1 Flygdynamik	9
2.3.1.1 Blended wing body	10
2.3.2 Jämviktsläge	10
2.3.3 Statisk stabilitet	11
2.3.4 Kontrolllytor	12
2.3.5 Virvlar	13
2.3.6 Flödessepartation	13
2.3.6.1 Vingsvep	13
2.4 Numeriska beräkningsmetoder	14
2.4.1 Vortex Lattice Method	14
2.5 Vindtunnel	14
2.5.1 Lastcell	14
3 Metod	17

3.1	Litteraturstudier	17
3.1.1	Masterarbete 2022	17
3.1.2	Kandidatarbete 2023	17
3.1.3	Kandidatarbete 2024	18
3.1.4	Sammanfattning av gamla arbeten & val av kontrolllytor	18
3.2	CFD	18
3.3	CAD	19
3.4	Prototyp	22
3.4.1	3D- utskrivning	22
3.4.2	Montering	22
3.5	Vindtunnel	23
3.5.1	Kalibrering	23
3.5.2	Vindtunnel validering	24
3.5.3	Tester	24
3.6	Post-processing	25
4	Resultat	27
4.1	CFD	27
4.1.1	Ny design	27
4.1.2	Numerisk jämförelse mellan tidigare och ny design	28
4.2	Vindtunnelvalidering	30
4.3	Jämförelse mellan CFD och vindtunnel	32
4.4	Flödesvisualisering	38
5	Diskussion	41
5.1	Jämförelse mellan tidigare och ny design	41
5.2	Vindtunnel	41
5.3	Jämförelse mellan CFD och vindtunnel	43
5.3.1	Bankningsmoment	43
5.3.2	Stigningsmoment	44
5.3.3	Lyftkraft	45
5.3.4	Andra felkällor	46
6	Slutsatser	47
6.1	Måluppfyllelse	47
6.2	Vidareutveckling	48
	Litteraturförteckning	49

Figurer

2.1	Vingprofil genom flöde	5
2.2	Laminärt och turbulent flöde illustrerat	6
2.3	Definition av koordinatsystem i x, y och z riktning för drönaren.	8
2.4	Rotation av drönare med avseende på x, y och z	9
2.5	Verkande krafter på drönaren	10
2.6	Tube & wing[1] (a) och BWB (b)	11
2.7	Olika stabilitetsfall för flygplan	12
2.8	Drönarens kontrolltytor	12
3.1	Drönare med tidigare kontrolltytor placeringar, hämtad från OpenVSP, xy -planet från toppvy	19
3.2	Tvärsnitt av den främre delen av kroppen i XZ-planet.	20
3.3	Yttre vy av främre kroppens geometri.	20
3.4	Tvärsnitt av vingen i XY planet	20
3.5	Bakdelen med Elevator och länkar till servomotorn	21
3.6	Tvärsnitt av axeldelen av drönaren i XY planet	22
3.7	Ihopsättning av vingen	23
4.1	Drönare med nya placeringar på kontrolltytorna, hämtad från OpenVSP, xy -planet från toppvy	27
4.2	Drönare från toppvy tagen i Fusion 360	28
4.3	C_{mx} variation över AoA och olika aileron-vinklar φ för både nya och tidigare designen	29
4.4	C_{my} variation över AoA och olika elevator-vinklar φ för både nya och tidigare designen	30
4.5	$C_L \cdot A$ variation över AoA för olika tester där $\theta = 0^\circ, \varphi = 0^\circ$	31
4.6	M_y variation över AoA för olika tester där $\theta = 0^\circ, \varphi = 0^\circ$	31
4.7	C_L för olika AoA och olika utfalls vinklar på elevator kontrolltytor	32
4.8	C_L för olika AoA och olika utfalls vinklar på ailerons kontrolltytor	33
4.9	C_{my} för olika AoA och olika utfalls vinklar på elevator kontrolltytor	34
4.10	C_{mx} variation över AoA och olika φ från vindtunnel inte centrerad	35
4.11	C_{mx} variation över AoA och olika φ från vindtunnel centrerad	36
4.12	C_L variation över AoA för olika mätningar, där KY står för kontrolltytor	37
4.13	C_{my} för olika AoA för olika mätningar, där KY står för kontrolltytor	38
4.14	Elevator inställd på -25° och 11° AoA	39
4.15	Elevator inställd på 25° och 11° AoA	39
4.16	Elevator inställd på 25° och 1° AoA	40

5.1 Drönare bakifrån vid 20 m/s 43

Tabeller

1.1	Statistik på vindhastigheter och avstånd för olycksfall av SSRS, ($1 \text{ NM} \approx 1.852 \text{ km}$) [6]	1
1.2	Statistik på avstånd, drönarens beräknade ankomsttid och tiden som drönaren kan sväva över olycksplatsen [6]	1
3.1	Översikt av mätkombinationer mellan AoA och kontrolllyteutslag . . .	24

1

Inledning

1.1 Bakgrund

Sjöräddningssällskapet (SSRS) är en ideell organisation som arbetar med att bistå och undsätta personer till havs. För att förbättra insatsernas effektivitet har SSRS gett Chalmers i uppdrag att utveckla en drönare som kan nå 95% (se tabell 1.1 och 1.2) av olycksplatserna snabbare än organisationens räddningsbåtar. Som tabellerna 1.1 och 1.2 visar krävs då alltså att drönaren ska kunna sprinta i 35 m/s i upp till 21 minuter, för att sedan kunna spana på olycksplatsen i starka vindar upp till 15 m/s.

Drönarens uppgift är att snabbt ge räddningsledaren en exakt position samt en överblick av situationen så att hen snabbt kan bedöma allvarlighetsgraden samt identifiera vilka resurser som krävs, förhoppningsvis redan innan räddningsuppdraget hinner lämna hamnen. Drönaren skall även kunna transportera en hjärtstartare till olycksplatserna för att vid behov kunna släppa den och därmed bistå de nödställda.

Procent av SOS-Alarm	Vindhastighet	Avstånd
50 %	6 m/s	8 NM
75 %	10 m/s	13 NM
90 %	12 m/s	19 NM
95 %	15 m/s	24 NM
98 %	17 m/s	26 NM
99 %	19 m/s	28 NM

Tabell 1.1: Statistik på vindhastigheter och avstånd för olycksfall av SSRS, (1 NM \approx 1.852km) [6]

Procent av SOS-Alarm	Avstånd	UAV beräknad ankomsttid, 35m/s	Svävningstid
50 %	8 NM	7 min	53 min
75 %	13 NM	12 min	48 min
90 %	19 NM	17 min	43 min
95 %	24 NM	21 min	<39 min
98 %	26 NM	23 min	<37 min
99 %	28 NM	25 min	<35 min

Tabell 1.2: Statistik på avstånd, drönarens beräknade ankomsttid och tiden som drönaren kan sväva över olycksplatsen [6]

1.1.1 Tidigare arbeten

Detta projekt är det sjunde projektet i utvecklingen av drönaren. Det ursprungliga projektet syftade till att konstruera en långdistansdrönare med förmåga att verka i svåra väderförhållanden och snabbt nå olycksplatser till havs. För detta valdes en så kallad blended wing body-konfiguration, vilken innebär att flygplanskropp och vingar är formade som vingprofiler. Detta skiljer sig från konventionella “tube-and-wing”-flygplan, där endast vingarna genererar lyft, medan flygkroppen främst bidrar med motstånd. BWB-designen har därmed potential för förbättrad lyftförmåga, ökad energieffektivitet och stabilare flygning vid högre hastigheter.

Vid en testflygning utomhus som utfördes i slutet av det första projektet så visade det sig dock att drönaren var betydligt mindre kontrollerbar än förväntat. Under testflygning som utfördes i slutet av masterarbetet tappade drönaren kontroll och havererade. Sedan dess har tre kandidatarbeten utförts med mål att förbättra prestandan samt styrbarheten av drönaren.

1.2 Syfte

Syftet med projektet är att vidareutveckla den befintliga designen av drönaren till en flygbar prototyp. Arbetet fokuserar på att implementera och kombinera förbättringar från tidigare års projekt med egna nya lösningar till en helhetsdesign.

1.3 Mål

Målet med projektet är att förbättra drönarens styrbarhet genom att undersöka och dimensionera nya kontrolllytor sådana att drönaren kan producera dubbla stigningsmomentet jämfört med den ursprungliga designen samtidigt som den behåller bankningsmomentet som producerades. En prototyp skall sedan tillverkas och testas i en vindtunnel för att verifiera att kraven uppnås.

1.4 Avgränsningar

Den främsta avgränsningen i projektet är att inga ändringar av drönarens yttre geometri kommer att göras, utan fokus kommer i stället att ligga på att utveckla kontrolllytor för att förbättra drönarens styrbarhet och flygförmåga. Detta eftersom designen i teori och simuleringar har uppvisat goda egenskaper samt betydande tid och ekonomiska resurser redan har investerats i att ta fram drönarens nuvarande form i tidigare. Ytterligare en avgränsning är den tid som står till förfogande, det vill säga vårterminen 2025.

På grund av framförallt tidsbrist och brist på tillgänglighet så kommer CFD-simuleringarna begränsas till endast metoder av klassen low-fidelity, en form av mindre noggranna men snabbare metoder för CFD. Detta är för att kunna testa och utföra en större mängd iterationer för att få fram en optimal lösning utifrån tidigare arbetens resultat. Low-fidelity simulationernas resultat valideras sedan genom vindtunneltester på en fullskalig prototyp.

1.5 Samhälleliga och etiska aspekter

Det finns flera både positiva och negativa etiska aspekter i detta projekt. Syftet med projektet är att kunna rädda liv genom att bistå sjöräddningssällskapet med ett verktyg de kan använda i räddnings och söknings operationer. Genom att få ögon på nödsituationer snabbare, kunna släppa ner livräddande utrustning till personer i nöd eller kunna söka efter försvunna personer kommer drönarens användning kunna rädda liv.

Men på samma sätt som liv kan räddas finns också risken att den här tekniken och den här drönaren används till våldsamma ändamål. Kriget i Ukraina har visat hur den moderna krigföringen tagit skrämmande steg framåt genom användningen av drönare. Drönare används i stor utsträckning för spaningsuppdrag och för att leverera bomber. För på samma sätt som drönaren vi designar kan flyga och leta efter personer i nöd eller släppa ner livräddande utrustning kan den spana efter fiender och släppa bomber. Eftersom det redan finns en såpass stor mängd drönare specifikt utvecklade och anpassade för de ändamålen så ses risken som väldigt låg att denna drönare, som inte är anpassad för det, skulle användas till sådana ändamål.

2

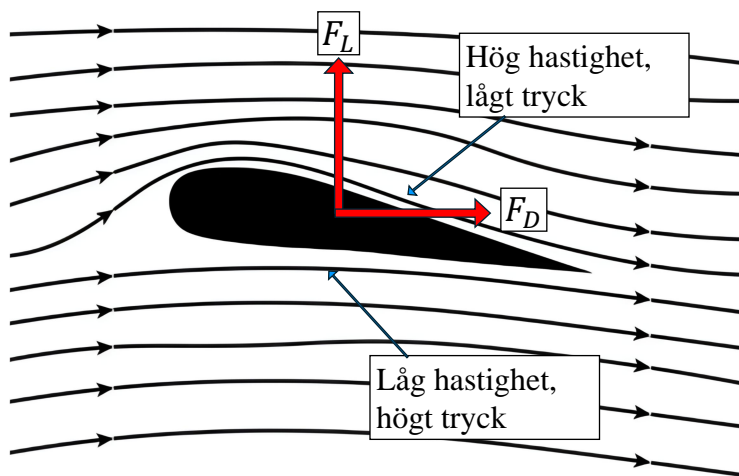
Teori

2.1 Grundläggande strömningsmekanik

I detta delkapitel diskuteras grundläggande aerodynamiska fenomen och krafter som verkar på en drönare för att möjliggöra flygning.

2.1.1 Krafter verkande på en fluid

Då en kropp färdas genom en fluid uppstår aerodynamiska krafter till följd av interaktionen mellan kroppen och partiklarna i fluiden runt omkring. Dessa aerodynamiska krafter kan delas upp i två huvudsakliga beståndsdelar, *Lyftkraft* F_L och *luftmotstånd* F_D . För att förklara dessa krafter används en vingprofil som exempel, se figur 2.1.



Figur 2.1: Vingprofil genom flöde

Lyftkraft verkar i ortogonal riktning till vingprofilens färdriktning och uppstår främst till följd av tryckskillnader mellan vingens översida och undersida. Dessa tryckskillnader uppstår då luften som strömmar över vingprofilens översida accelererar kraftigt, vilket enligt Bernoullis ekvation (2.1) leder till ett fall i tryck. Då luften på ovansidan av vingen har lägre tryck än undersidan skapas en uppåtriktad nettokraft (*Lyftkraft*).

$$\frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh + p = \text{konstant} \quad (2.1)$$

Luftmotståndskrafter uppstår i parallell riktning till vingprofilens färdriktning som resultant av att fluidens krafter verkar på kroppen när kroppen träffas av luften. Luftmotståndskrafter bildas även av friktion i gränsskiktet mellan vingen och luften, samt på grund av det så kallade wake området som uppstår vid flödesseparation.

$$F_L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 A \quad (2.2)$$

$$F_D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 A \quad (2.3)$$

C_L och C_D är dimensionslösa koefficienter som används för att beskriva hur bra ett objekt producerar lyftkrafter och luftmotstånd. [9]

2.1.2 Laminärt och turbulent flöde

Flöden av fluider kan delas in i två huvudtyper, *laminära* och *turbulenta* flöden se figur 2.2.



Figur 2.2: Laminärt och turbulent flöde illustrerat

För att undersöka om ett flöde är laminärt eller turbulent använder man sig av Reynoldtalet, Re som är en kvot mellan de tröghetskrafter och viskösa krafter som verkar på fluiden. Re är definierat enligt 2.4.

$$Re = \frac{\rho \cdot V}{\nu} \quad (2.4)$$

Laminärt flöde karaktäriseras av att fluidpartiklarna rör sig i välordnade, parallella strömningslinjer som inte förändras med tiden. Denna typ av flöde uppträder vanligtvis vid låga hastigheter och i små geometrier, och är mycket stabil samt förutsägbar. Ett laminärt flöde har typiskt ett lågt Reynolds-tal, vilket innebär att viskösa krafter dominerar över tröghetskrafter i fluiden.

Turbulent flöde, kännetecknas av oregelbundna, kaotiska rörelser där strömningslinjerna ständigt förändras och blandas. Detta ger upphov till virvlar och fluktuationer

i både hastighet och tryck. Turbulens uppstår ofta vid höga hastigheter, stora objekt eller skarpa geometrier, och är förknippat med höga Reynolds-tal där tröghetskrafterna är betydligt starkare än de viskösa. [9]

2.1.3 Inkompressibelt flöde

Ett flöde kallas inkompressibelt om dess densitet kan betraktas som konstant över tid och rum. Detta är en vanlig approximation inom aerodynamiken vid låga flödes-hastigheter, där tryckvariationer inte är tillräckligt stora för att orsaka märkbara densitetsförändringar i luften.

Ett mått som avgör om denna approximation är giltig är Mach-talet, definierat som förhållandet mellan flödes-hastigheten V och ljudets hastighet a .

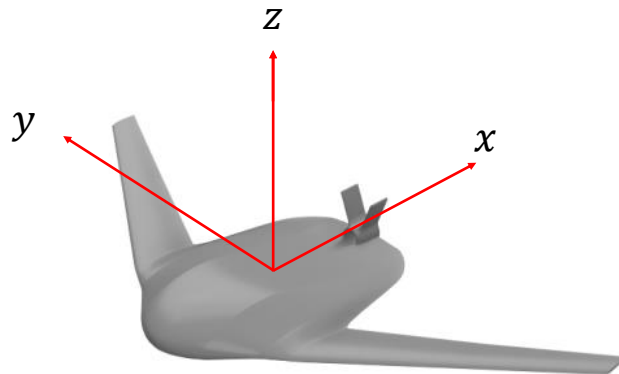
$$M = \frac{V}{a} \tag{2.5}$$

För Mach-tal lägre än $M < 0.3$ anses luften i praktiken vara inkompressibel, eftersom densitetsvariationerna är försumbara. Vid dessa hastigheter dominerar andra krafter, som lyft och friktion, flödesbeteendet snarare än tryckrelaterade densitetsändringar. [9]

Eftersom den aktuella drönaren är designad för att operera i hastigheter långt under ljudets hastighet, antas luftflödet i detta projekt vara inkompressibelt. Detta möjliggör användning av förenklade flödesmodeller, vilket minskar beräkningskostnaden i simuleringar utan att precisionen påverkas nämnvärt.

2.2 Definitioner och koordinatsystem

För att styra och stabilisera en drönare används tre huvudsakliga rotationsmoment, vilka definieras utifrån ett lokalt koordinatsystem placerat i drönarens tyngdpunkt. Detta system är orienterat enligt figur 2.3 där x -axeln pekar bakåt i drönarens färdriktning, y -axeln pekar höger sett i färdriktningen och z pekar uppåt.

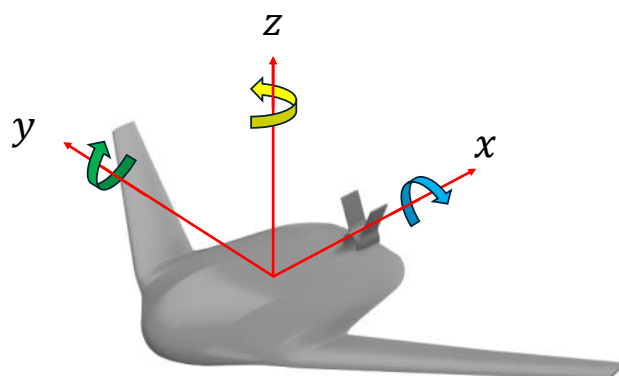


Figur 2.3: Definition av koordinatsystem i x , y och z riktning för drönaren.

Som illustrerat i figur 2.4, definieras de tre rotationsaxlarna enligt följande:

- Rotation kring x -axeln: benämns som **bankning** (eng. *roll*) och beskriver hur drönaren lutar i sidled.
- Rotation kring y -axeln: benämns som **stigning** (eng. *pitch*) och beskriver hur drönaren höjer eller sänker nosen.
- Rotation kring z -axeln: benämns som **girning** (eng. *yaw*) och beskriver hur drönaren roterar i horisontalplanet.

Dessa tre rotationskomponenter utgör grunden för flygplansdynamik och är centrala för analys av kontroll och stabilitet i projektet.



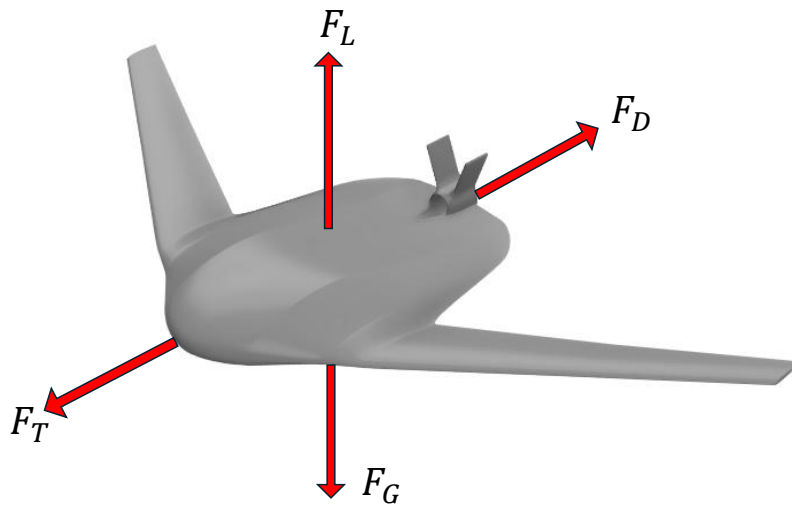
Figur 2.4: Rotation av drönare med avseende på x , y och z

2.3 Flygplansdesign och aerodynamik

Detta kapitel beskriver grundläggande principer inom flygplansdesign som är relevanta för drönarens utformning. Fokus ligger på de aerodynamiska och mekaniska egenskaper som påverkar stabilitet, styrbarhet och effektivitet.

2.3.1 Flygdynamik

I figur 2.5 illustreras de huvudsakliga krafter som verkar på drönaren under flygning. F_L är lyftkraften, vilken verkar vinkelrätt mot rörelseriktningen och definieras i ekvation (2.2). F_D är luftmotståndskraften, vilken verkar i motsatt riktning mot rörelsen och definieras i ekvation (2.3). F_T är framdrivningskraften, vilken genereras av drönarens motor och propeller och verkar i flygriktningen. F_G representerar tyngdkraften, som verkar nedåt och påverkar balansen mellan övriga krafter.



Figur 2.5: Verkande krafter på drönaren

2.3.1.1 Blended wing body

Traditionellt konstrueras flygplan med en så kallad *tube-&-wing*-konfiguration, där en cylindrisk flygkropp kombineras med separata vingar. Denna utformning är strukturellt enkel och ger god stabilitet, men medför begränsad aerodynamisk effektivitet eftersom endast vingarna genererar lyft, medan kroppen huvudsakligen bidrar med motstånd.

En alternativ lösning är *Blended Wing Body* (BWB), där flygkroppen är utformad som en bärande vingprofil. Detta innebär att hela flygplanet, inklusive kroppen, bidrar till lyftkraften. En sådan konstruktion kan ge förbättrad bränsleeffektivitet, längre räckvidd och bättre aerodynamiska egenskaper jämfört med konventionella konfigurationer.

I detta projekt används en BWB-konfiguration just på grund av dessa fördelar. En känd nackdel med BWB är dock sämre statisk stabilitet, eftersom ett separat stjärtparti saknas för att generera stabiliserande moment[8].

2.3.2 Jämviktsläge

För att en drönare ska kunna flyga energieffektivt under längre tid krävs att den befinner sig i ett trimmat jämviktsläge, där inga nettomoment uppstår kring dess tyngdpunkt i varken x-, y- eller z-axeln. På så sätt undviker man att ständigt behöva använda kontrolltytor eller variera motoreffekten, vilket minskar det aerodynamiska motståndet och därmed energiförbrukningen under flygning. För denna momentbalans krävs det att lyftkrafterna inte genererar något moment kring tyngdpunkten (CoG), vilket i detta fall innebär att tryckpunkten (CoP) måste vara i linje med CoG då drönaren ej har något stjärtparti som genererar moment.



(a)



(b)

Figur 2.6: Tube & wing[1] (a) och BWB (b)

2.3.3 Statisk stabilitet

För att uppnå en effektiv och kontrollerad flygning krävs att drönaren inte bara befinner sig i ett trimmat tillstånd, utan också att den är statisk stabil. Det innebär att drönaren passivt tenderar att återgå till sitt ursprungliga trimmade läge efter en liten störning. Om exempelvis anfallsvinkeln påverkas av en störning i någon av de tre rotationsledningarna (Bankning, stigning eller girning), ska återställande krafter eller moment automatiskt verka i motsatt riktning och föra drönaren tillbaka till jämviktsläget utan aktiv styrning.

Ett vanligt sätt att kvantifiera stabiliteten hos en drönare är att undersöka på momentet som skapas då drönaren utsätts i en ändring i anfallsvinkel i x , y och z led.

$$\frac{\partial M_x}{\partial \alpha}, \quad \frac{\partial M_y}{\partial \alpha}, \quad \frac{\partial M_z}{\partial \alpha}$$

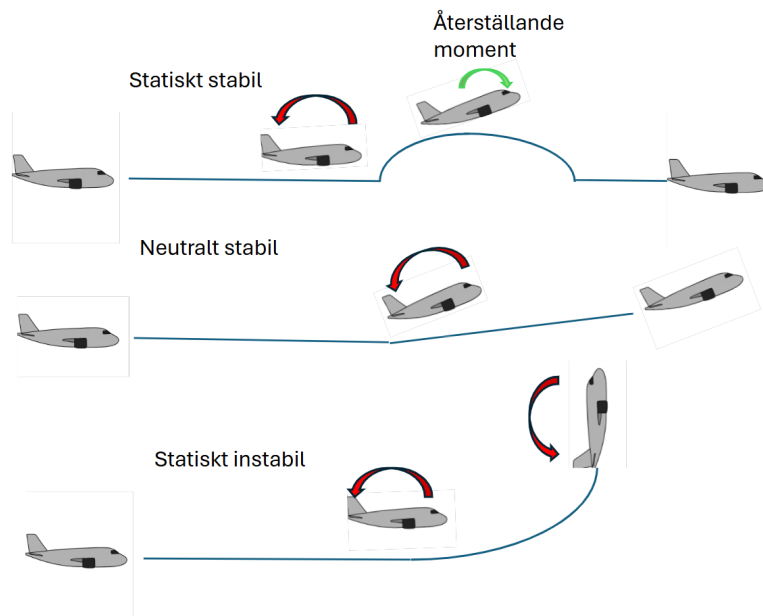
Då alla dessa derivator är mindre än 0 innebär det att ett återställande moment skapas då anfallsvinkeln ändras, i detta fall kallas drönaren statiskt stabil.

Om derivatorna är lika med 0 skapas inget moment då drönarens anfallsvinkel ändras och drönaren fortsätter flyga åt samma håll som den pekade efter störningen.

Om derivatorna är större än 0 skapas ett moment i samma håll som störningen och drönaren fortsätter rotera åt samma håll som störningen om inte kontrolltytor används för att hindra rotationen, denna typ av stabilitet kallas statisk instabilitet och bör undvikas då huvudmålet är att skapa energieffektiv flygning då aktiv styrning krävs för att hålla drönaren i luften.

Om den statiska stabiliteten hos en drönare skall modifieras måste antingen CoP el-

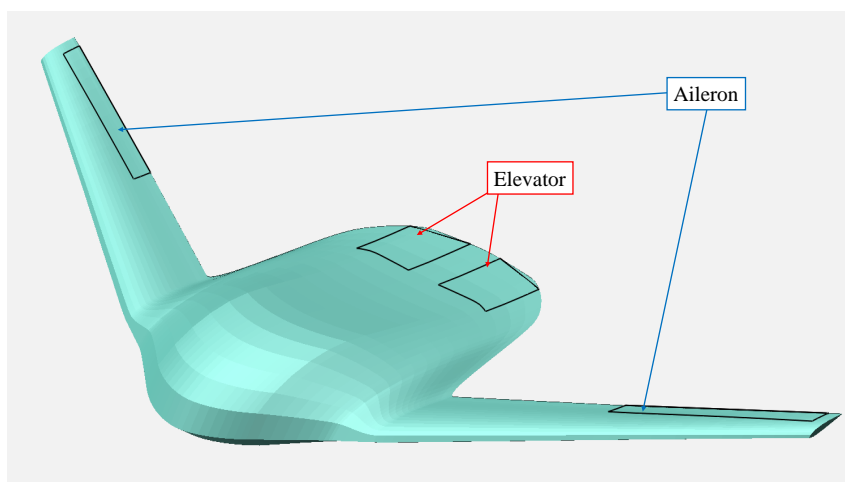
ler CoG modifieras, under projektets början beslutades att geometrin på drönaren ej skulle modifieras, och att drönaren därför skulle skapa stabilitet genom användning av kontrolllytor.



Figur 2.7: Olika stabilitetsfall för flygplan

2.3.4 Kontrolllytor

För att kontrollera och styra drönare med fasta vingar används oftast kontrolllytor. Kontrolllytor är oftast delar av flygplanskroppen som kan deformeras eller vinklas för att ändra luftflödet som flödar över kroppen och på så sätt skapa ett moment som tillåter oss att kontrollera drönarens attack vinkel mot det inkommande luft flödet eller anfallsvinkel (AoA). I denna drönare används 2 typer av kontrolllytor, ailerons (på vingarna) samt elevators (på drönarens bakdel).



Figur 2.8: Drönarens kontrolllytor

I figur 2.8 visas drönarens kontrolllytor. Elevators används för att kontrollera drönarens stigning där dess rodervinkel definieras med θ . Ailerons används för att kontrollera drönarens bankningmoment där dess rodervinkel definieras med φ . Dessa moment kan beräknas med ekvationer (2.6) och (2.7).

$$M_x = C_{mx} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 AS \quad (2.6)$$

$$M_y = C_{my} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 AC \quad (2.7)$$

Där C_{mx} och C_{my} är de enhetslösa momentkoefficienterna kring respektive axel. Höga värden på dessa koefficienter indikerar att stora moment genereras. ρ representerar luftens densitet, V är hastigheten, A är referensarean. S är ett karakteristiskt längdmått som för moment kring x -axeln är vingbredden, och C är motsvarande mått för momentet kring y -axeln, som då är medelkordnanen.

2.3.5 Virvlar

När en drönare genererar lyft uppstår tryckskillnader mellan vingarnas översida med lågt tryck och vingarnas undersida med högt tryck. På grund av denna tryckskillnaden tenderar luften att flöda från undersidan till översidan, speciellt i vingtipparna. Detta leder till roterande luftströmmar på vingtipparna som kallas vingspetsvirvlar eller *wingtip vortex* på engelska. Dessa virvlar har störst påverkan längst ut på vingarna och minskar mängden lyftkraft som vingen producerar då de bidrar med turbulens och högtrycksluft på lågtryckssidan.

2.3.6 Flödesseparation

Flödesseparation uppstår då luften inte längre följer drönarens yta, detta sker när gränsskiktet inte längre har tillräckligt energi för att stå emot en motverkande tryckgradient som uppstår då trycket ökar i strömningsriktningen, detta leder till bildning av turbulenta virvlar och kraftigt minskad lyftkraft.

2.3.6.1 Vingsvep

Vingsvep är en term som beskriver vinkeln mellan vingens rot (bas) och dess spets. När vingspetsen är placerad bakom vingsbasen kallas det för bakåtsvep. Svepta vingar används främst på flygplan som flyger i höga hastigheter, eftersom svepet fördröjer ljudbarriären genom att effektivt minska den komponent av luftflödet som är vinkelrät mot vingens framkant.

I fallet med en drönare kan svep däremot användas av en annan anledning – nämligen för att hantera stallbeteende. Svepta vingar tenderar att ställa vid spetsen före roten, till skillnad från raka vingar där stall ofta börjar vid roten. Eftersom hela kroppen på drönaren kan bidra till lyft som en del av vingens yta, skulle en osvept vingkonfiguration innebära att stall börjar på kroppen. Detta skulle kunna orsaka ett plötsligt och omfattande lyftbortfall över en stor del av drönarens lyftyta. [5]

En nackdel med svepta vingar är dock att stall vid vingspetsen snabbt kan försämra eller eliminera effekten av ailerons, vilket i sin tur minskar drönarens laterala kontroll vid höga anfallsvinklar.

2.4 Numeriska beräkningsmetoder

Under arbetet användes OpenVSP, ett open-source-program, för att designa och simulera kontrollytorna. Programvaran möjliggör snabba och smidiga simuleringar av olika konfigurationer.

2.4.1 Vortex Lattice Method

Vortex Lattice Method (VLM) är en numerisk metod som används för att analysera lyft som genereras av ytor och vingar, under antagandet att flödet är inviscid (utan viskositet) och inkompressibelt [2]. Metoden används till exempel i program som OpenVSP för att snabbt approximera aerodynamiska krafter. För att förenkla den komplexa verkligheten modelleras vingens geometri som en tunn, tvådimensionell yta som delas in i ett rutnät av paneler. I varje panel placeras en så kallad *horseshoe-vortex*, vilket är en idealiserad virvelmodell som representerar inducerad cirkulation av vingen. Genom att beräkna summan av dessa virvlar kan man bestämma lyftkrafter och tryckfördelningar över ytan.

Finheten av analysen bestäms av rutnätets storlek och noggrannhet. Resultat kan närma sig eller konvergera mot värden som indikerar att nätet är fint nog.

2.5 Vindtunnel

En vindtunnel är en instängd volym där modeller kan testas och vindkrafter kan mätas i en kontrollerad miljö. Detta skiljer sig från CFD på det sätt att man får med alla verkliga effekter som ett program inte kan modellera med stor noggrannhet.

Nackdelen när man har denna instängda volym blir dock väggarnas påverkan på flödet. Man får då en så kallad *blockage effect* som bland annat påverkar flödets gränsskikt, samt att väggarna kan förstärka, störa eller förändra virvlarna runt drönarens vingar då vingarna är nära väggen. Vid testning av mindre föremål förekommer dessa fenomen inte i lika stor utsträckning, då det föremålets bredd är mindre och då också längre ifrån väggarna. Även golvet har en inverkan på flödet genom markeffekt eller *ground effect* på engelska. Främsta sättet som markeffekt stör vindtunneltestning är att det blockerar downwash effekter vilket minskar inverkan av wingtip vortex och ger ett missvisande högt värde för lyftkrafter och även till viss del stigningsmoment. [5]

2.5.1 Lastcell

Lastcellen som användes under vindtunneltestningen av drönaren bestod av ett stativ, en töjningsgivare samt en servomotor som styrde anfallsvinkeln. Töjningsgivaren

(eng. strain gauge) är en sensor som används för att mäta töjningen i ett material. Den fungerar genom att registrera förändringar i den elektriska resistansen hos en tunn tråd som är fastlimmad på det belastade materialet. När materialet töjs, sträcks även tråden i givaren, vilket ökar dess resistans. För att sedan omvandla töjningsdata till faktiska krafter och moment i lastcellen används en kalibreringsmatris, som tillverkaren har tagit fram. Denna matris beskriver hur de uppmätta signalerna motsvarar de verkliga mekaniska belastningarna som verkar på sensorn.

3

Metod

I detta kapitel presenteras de metoder som tillämpats för att utveckla, analysera och validera nya kontrolltytor för drönaren. Arbetet har bedrivits iterativt och omfattar både numeriska simuleringar och experimentella tester. Inledningsvis genomfördes litteraturstudier för att utvärdera tidigare lösningar och identifiera förbättringsområden. Därefter användes CFD-modellering för att dimensionera och optimera kontrolltytorna, följt av CAD-modellering och tillverkning av en fysisk prototyp. Denna testades slutligen i vindtunnel för att experimentellt verifiera simuleringarnas resultat. Varje metodsteg beskrivs i detalj i följande delkapitel.

3.1 Litteraturstudier

Under hela projektets gång har litteraturstudier och informationssökning använts för att skapa en djupare förståelse inom flera relevanta områden såsom flödesdynamik, flygdynamik och flygplansdesign. Även föregående arbete på drönaren har studerats för att ta del av deras resultat och kunna applicera deras lärdomar. Detta har varit avgörande för att möjliggöra en optimal lösning.

3.1.1 Masterarbete 2022

Det ursprungliga masterarbetet av Petter Milten och Christian Svensson lade grunden till drönarens övergripande BWB-konfiguration. I arbetet utfördes CFD-simuleringar samt vindtunneltester på plast- och kolfiberprototyper, vilka visade god aerodynamisk prestanda. Det gjordes även en testflygning av kolfiberprototypen och där visades att den producerade bristfälligt stigningsmoment vilket ledde till flödesseparation och haveri. Drönaren använde elevons. De är kombinerade ailerons och elevators vilket inte genererade tillräcklig kontroll. Arbetet föreslog att utvärdera och utveckla både storleken och placeringen av kontrolltytorna för att öka styrbarheten [6].

3.1.2 Kandidatarbete 2023

I detta kandidatarbete flyttades elevonerna från den originella designen längre ut på vingen, detta för att ge bättre hävarm kring x-axeln och kunna minska elevonytan. Både vindtunnel- och CFD-tester gjordes på de nya elevonerna vilket gav följande resultat. Lyftkrafterna som genererades av drönaren när elevonerna användes var högre med elevonerna placerade längre ut då mindre vingarea användes för att producera moment. Även stigningsmomentet blev aningen högre då elevonerna flyttades

ut, dock blev bankningsmomentet lägre. Slutligen testades även propellerns inverkan på drönaren, resultaten visade att propellern hade väldigt liten inverkan under drift. [3]

I denna rapport visades att placering av ailerons längre ut på vingen skulle göra drönaren mer manövrerbar då lyftkrafterna som produceras av drönaren inte påverkas lika mycket. Däremot blir kontrolllytorna mer känsliga för vingstall då vingen är svept bakåt vilket betyder att flödesseparation börjar i vingspetsen och rör sig innåt.

3.1.3 Kandidatarbete 2024

I detta kandidatarbete studerades implementation av en morphing wing (en kontrolllyta som är del av kroppen och deformeras för att få rodervinkeln) längst bak på kroppen för att öka stigningsmomentet som producerades av drönaren. Fördelen med en morphing wing är att det inte finns något gångjärnsspel där luft kan läcka igenom från tryck till sugsidan av drönaren, vilket minskar luftmotstånd. FEM, CFD och vindtunneltester gjordes på komponenten och resultatet gav att stigningsmoment kunde ökas med cirka 44% genom att inkludera en morphing wing. Däremot krävdes mycket kraft för att deformera ytan vilket betyder att ungefär 10% av drönarens batteri gick till morphing-vingen under en flygning. [4]

I denna rapport visas att kontrolllytor längst bak på drönaren är ett bra & effektivt sätt att öka stigningsmomentet. Däremot bestämdes det att göra kontrolllytan till en morphing wing verkade dra mer energi än det sparade genom att vara aerodynamiskt.

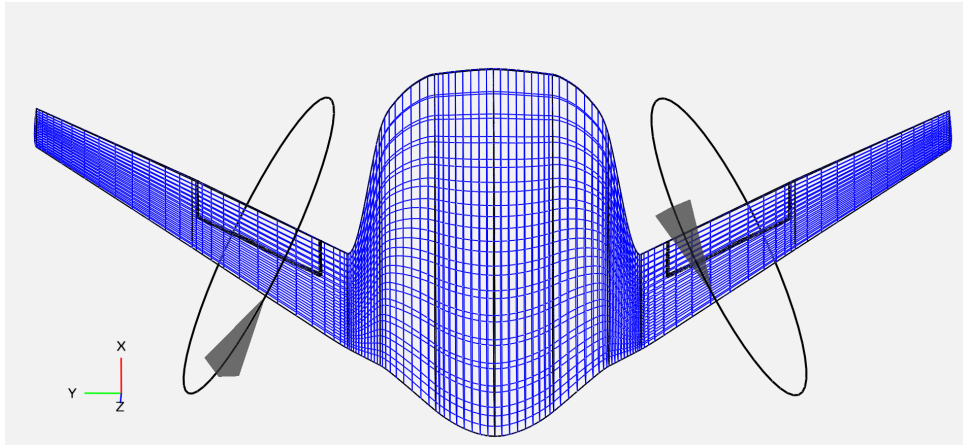
3.1.4 Sammanfattning av gamla arbeten & val av kontrolllytor

Utifrån förgående arbetens analys bestämdes det att denna designiteration av drönaren skulle inkludera de ailerons från arbetet från 2023 och nya bakvingar för att effektivt kunna generera bankningsmoment respektive stigningsmoment. Samt kommer första designiterationen av drönaren analyseras i CFD för att undersöka de moment som skapades av ursprungliga elevonsen, och sedan kunna dimensionera nya kontrolllytorna utifrån den ökning som bedömdes behövas utifrån testflygningen.

3.2 CFD

För att undersöka, dimensionera och testa olika konfigurationer av de nya kontrolllytorna på drönaren användes programvaran OpenVSP [7]. Med hjälp av programvaran kunde olika kontrolllytor enkelt läggas till och modifieras på en digital modell av drönaren och sedan kunde de testas med hjälp av VSPAERO-verktyget som utförde CFD-simuleringar med VLM-metod. Eftersom målet med dessa simuleringar främst var att testa kontrolllytornas inverkan undersöktes huvudsakligen lyftkraftskoefficient C_L och momentkoefficienter i banknings- och stigningsmoment C_{mx} och C_{my} och dess variation för olika attackvinklar och utfallsvinklar θ och φ för kontrolllytorna.

Denna process användes iterativt tills en optimal lösning som uppnådde det önskade momentet framtofs. Den tidigare designen och dess kontrolllyte-placeringar, som visas i figur 3.1, användes som en utgångspunkt vid design fasen.



Figur 3.1: Drönare med tidigare kontrolllytor placeringar, hämtad från OpenVSP, xy -planet från toppvy

OpenVSP användes då det är ett lättanvänt och snabbt verktyg för att ta fram geometrier för flygplan, men det har flera stora nackdelar. Främsta är att VLM inte kan ta hänsyn till icke-linjära effekter så som stall och flödesseparation, som sker vid högre attackvinklar. Då designen skulle valideras med vindtunneltester ansågs den data som OpenVSP gav godtycklig och gav ett bra sätt att jämföra de nya och gamla kontrolllytorna, även om noggrannheten vid höga anfallsvinklar var begränsad.

För att effektivisera det iterativa arbetet användes ett MATLAB script från ett tidigare arbete som arbetade igenom olika parametrar och bearbetade resultaten för att enkelt kunna avgöra om en given kontrolllyta gav högre prestanda än tidigare iterationer.

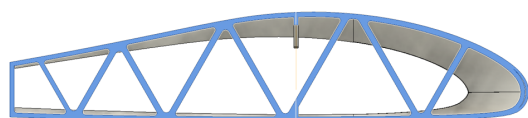
Denna del av arbetet itererades flera gånger vilket till slut resulterade i en design som var överlägsen de tidigare iterationerna i producerat moment, minimalt drag och uppfyllde de önska specifikationerna som bestämts tidigare.

3.3 CAD

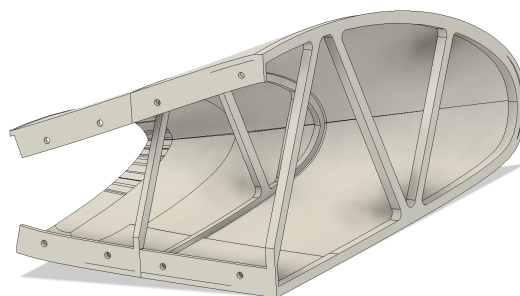
Modifieringen av drönarens geometri utfördes i CAD-programmet Fusion 360. Utgångspunkten var en befintlig 3D-modell från ett tidigare projekt. Modellen var ihållig men behövde justeras för att få en tunnare väggtjocklek och justeras separat i vissa sektioner för att uppnå en enhetlig godstjocklek genom hela strukturen.

Drönarens kropp delades upp i fyra sektioner: främre del av kroppen, vänster vinge, höger vinge och bakdelen. Syftet med denna uppdelning var att möjliggöra en viss grad av modularitet, särskilt för att kunna testa olika varianter av bakdelar och vingar utan att behöva tillverka en helt ny drönare. Modulariteten kunde realiseras för bakdelen, men implementeringen på vingarna begränsades av praktiska monteringsvårigheter.

För att öka den strukturella styvheten när godstjockleken reducerades, adderades stag med rektangulärt tvärsnitt i drönarens mittdel, placerade i 45° vinkel mellan ovan och undersidan av kroppen, se figur 3.2. Dessa förstärkningar visade sig vara nödvändiga för att motverka deformationer och säkerställa tillräcklig styvhet under belastning. Dessa förstärkningar placerades i kroppens mittdel och med cirka 50mm mellanrum. I figur

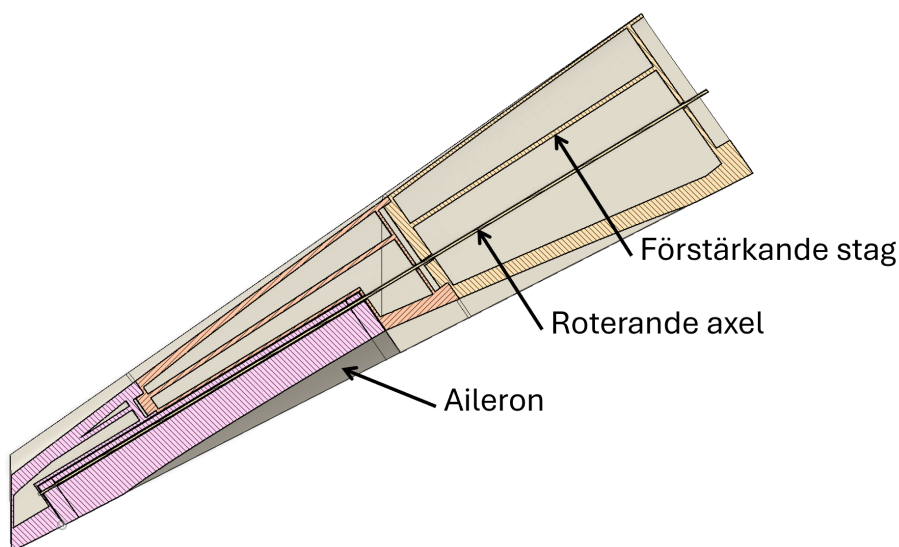


Figur 3.2: Tvärsnitt av den främre delen av kroppen i XZ-planet.



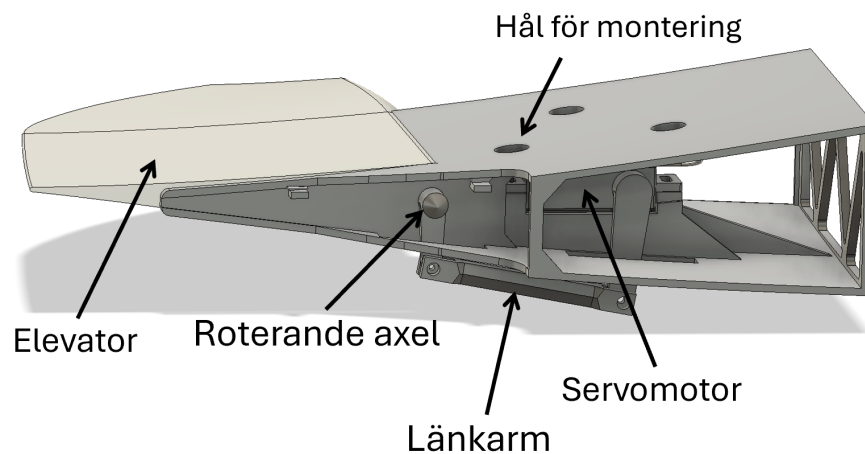
Figur 3.3: Yttre vy av främre kroppens geometri.

Vingarna designades för att anpassas efter den maximala bygghöjden i tillgängliga 3D-skrivare. Därför delades dom upp i 3 segment för att kunna tillverkas. För att öka vingens stabilitet och styvhet adderades ett stag mellan vingens under- och ovansida. Staget bidrar till att minska deformationer vid belastning och hjälper till att hålla vingens profil stabil under användning. I Figur 3.4 visas ett tvärsnitt av vingen där detta stag tydligt framgår.



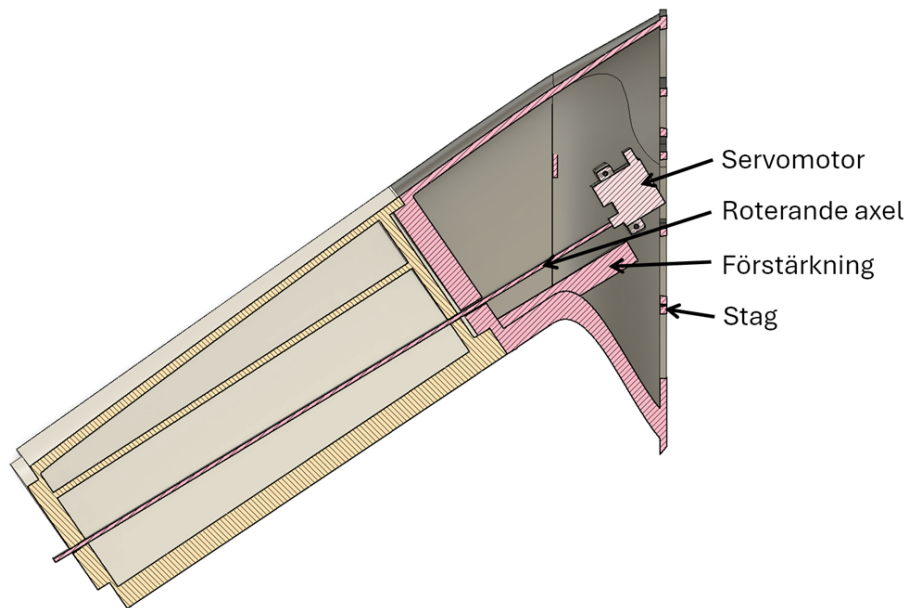
Figur 3.4: Tvärsnitt av vingen i XY planet

Den ursprungliga designen för bakdelen syftade till att placera samtliga länkarmar innanför drönarkroppen för att uppnå bästa möjliga aerodynamik. Efter flera tester visade det sig dock att det begränsade utrymmet i bakdelen gjorde det svårt att uppnå en tillräckligt stor rörelsefrihet med minimalt spel, utan att komponenterna slog i väggarna. För att lösa detta modifierades konstruktionen genom att två smala öppningar gjordes i drönarkroppen. Genom dessa kan den roterande axeln från servomotorn och den axel som är kopplad till elevatoren föras ut och sammankopplas via en yttre länkarm, se Figur 3.3.



Figur 3.5: Bakdelen med Elevator och länkarmar till servomotorn

När vingen utsattes för böjning, liksom de krafter som förväntas uppstå under flygning, observerades att den roterande axeln flexade mer än önskat. Detta kunde ha påverkat mängden lyftkraft som vingarna producerar men även länkarmens funktion och kontrollernas precision. Lösningen blev att designa en förstärkning som monterades längs insidan av vingens struktur. Förstärkningen 3D-printades och limmades på plats för att öka lokal styvhet. Figur 3.6 visar det färdiga resultatet i tvärsnitt.



Figur 3.6: Tvärsnitt av axeldelen av drönaren i XY planet

3.4 Prototyp

3.4.1 3D- utskrivning

Prototypens delar tillverkades med 3D-utskrift i materialet PETG. Materialet valdes för sin goda kombination av hållfasthet, slagtlighet och temperaturlighet, vilket gjorde det lämpligt för en funktionsduglig modell. Utskrifterna utfördes med både 0.4 mm och 0.6 mm munstycken beroende på detaljkrav.

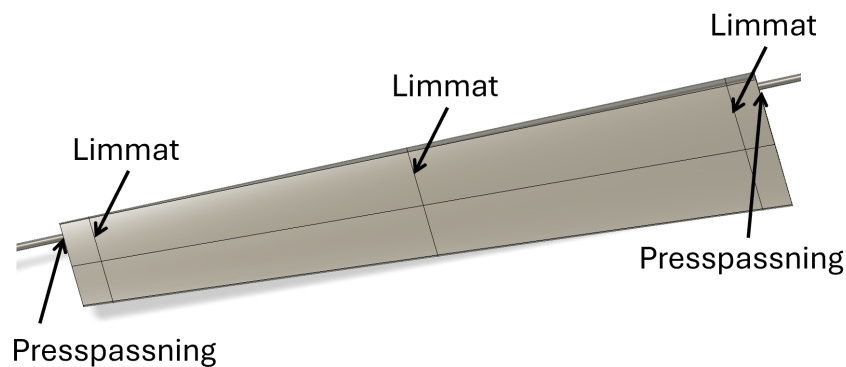
För att motverka deformationer såsom *warping* användes brims med bredd mellan 5 och 10 mm, beroende på delarnas storlek och form. Detta säkerställde god fästning mot byggplattan och reducerade risken för fel under utskriftsprocessen.

3.4.2 Montering

Efter att samtliga komponenter skrivits ut och testmonterats, påbörjades slutmonteringen. Nästan hela drönaren sattes samman genom limning med superlim. För att säkerställa maximal vidhäftning genomfördes en noggrann ytpreparering: kvarvarande plastrester avlägsnades, kontaktytorna ruggades upp med sandpapper för ökad friktion och ytorna rengjordes med isopropanol för att ta bort fett, damm och partiklar.

Vissa delar, såsom det övre och undre locket, limmades dock inte fast. Dessa komponenter behövde vara avtagbara för att möjliggöra åtkomst vid montering av drönaren i vindtunneln och underlätta inspektion och justering av inre komponenter. Ett specifikt monteringsmoment gällde anslutningen mellan kontrollytorna och de roterande metallaxlarna. För att uppnå en stabil infästning användes en kombination

av presspassning och limning. Kontrollytorna delades upp i fyra sektioner per vinge (två långa, två korta), där de korta yttersektionerna hade direkt passning mot metallaxeln, se figur 3.7. Detta förenklade monteringen och minskade risken för skador under sammansättningen. Användningen av PETG möjliggjorde denna lösning tack vare materialets viss elastiska flexibilitet. Servomotorernas axlar kopplades direkt till de roterande axlarna via 3D-printade adaptrar utan utväxling, vilket valdes för att minimera spel och öka styrprecisionen.



Figur 3.7: Ihopsättning av vingen

3.5 Vindtunnel

I vindtunneln testades den 3D-printade modellen monterad på en lastcell som samlade data på vilka krafter som drönaren producerade. Dessa tester utfördes i två perioder. Den första varade i cirka 1,5 dagar och omfattades av kalibreringen av modell samt mätningar av bankningsmomenten. Den andra testdagen ägnades åt att mäta stigningsmoment. Även ett test med flödesvisualisering utfördes för att få en bättre bild över hur flödet över drönaren såg ut. Metoden som användes för detta var att klistra fast tofsar som fladdrar med vinden på kroppen. Slutligen utfördes även tester för att undersöka hur kontrollytorna deformerades i vindtunneln genom att låsa kontrollytorna fysiskt på en viss vinkel och göra om testerna.

3.5.1 Kalibrering

Kalibreringen började med att montera in lastcellen i vindtunneln. En digital vinkelmätare nollades mot vindtunnelns golv för att se hur de skilde sig. När skillnaden var inom 0.1 grader från nollan bedömdes det vara godtyckligt då det fanns lite spel i skruven som kontrollerade vinkeln av lastcellen. Sedan utfördes test på servomotor som kontrollerade anfallsvinkeln på lastcellen för att undersöka om 5 grader inmatade i kontrollpanel motsvarade 5 graders rotation på lastcellen. Testet visade att inställningen inte överensstämde med verkligheten, vilket åtgärdades genom att servomotorns responskurva justerades i samråd med handledare.

Dagen innan första vindtunnel testet kontrollerades även lastcellen med vikter för

att undersöka om töjningsgivaren som mätte laster i cellen var korrekt kalibrerad. Ett kilos vikter placerades och utslag kontrollerades för att säkerställa att 1 kg placerat gav 1 kg mätning.

3.5.2 Vindtunnel validering

För att säkerställa vindtunneltesterna utfördes på ett korrekt och likvärdigt sätt som tidigare tester så genomfördes en vindtunnelvalidering. Det gjordes genom att försöka matcha tidigare experimentella grafer genom att återskapa vissa mätningar. Dessa tester genomfördes och jämfördes för att validera att vindtunnel-inställningar och kalibrering är likvärdiga.

De inledande testerna gjordes för att återskapa ett gammalt masterarbets graf på C_L över AoA med deras gamla kolfiber drönare och den nya 3D-printade designen. Testet gjordes genom att mäta upmätta C_L för varje anfallsvinkel mellan -2 och 12 grader. Detta var för att se om lastcellens kalibrering hade förändrats sedan det tidigare arbetets tester och för att kunna jämföra data med samma utgångspunkt.

3.5.3 Tester

Modellen monterades i vindtunneln och data samlades in vid alla bestämda mätpunkter utan vindpåverkan. Sedan upprepas samma test med vindhastighet vid 20m/s och mätningen utan vind kunde användas för att kompensera för de kroppsliga krafterna vid bearbetningen av datan. Liftkrafterna och momenten i de olika riktningarna kunde på så sätt extraheras.

Testerna av bankning och stigningsmomenten gjordes på liknande sätt med skillnaderna att AoA ökades gradvis från -3 till 11 grader.

Alla dessa tester för moment gjordes på följande sätt, Kontrolllytorna ställdes in på en av de valda vinklarna för testerna och sedan samlades data in för alla AoA mellan -3 till 11 grader innan man gick vidare till nästa utslagsvinkel. Metoden valdes eftersom drönarens servomotorer hade större spel och sämre precision än den motor som styrde AoA genom att rotera hela modellen. Mätpunkter hade bestämts innan i form av en testmatris innehållande vilka AoA, vindhastigheter och utslagsvinklar som skulle undersökas.

Tabell 3.1: Översikt av mätkombinationer mellan AoA och kontrolllyteutslag

Parameter	Värden
Antal AoA-punkter	-3° till 11° med 1° steg
Antal kontrolllyteutslag	-25°, -20°, ..., 20°, 25°
Mätningar per konfiguration	3
Totalt antal mätningar	495

Data från dessa punkter sparades sedan under testerna 3 gånger med 1-2 sekunders mellanrum för att få ett noggrannare värde. Efter ett av dessa deltester var klara så omprövades 3 stycken av de tidigare mätta värdena för att säkerställa att ingenting

ändrats under processen. Dessa mättes bara en gång då målet var att se om det blivit stora skillnader.

3.6 Post-processing

Under vindtunneltestningen användes en lastcell bestående av en så kallad *strain gage sensor*, en sensor som ger utdata i form av små spänningsskillnader, som uppkommer när drönaren rör sig i vindtunneln. En kalibrationsmatris gjord av lastcellens tillverkare användes sedan för att konvertera spänningsskillnaderna till lyftkraft, bankningsmoment och stigningsmoment. Det var sedan tidigare känt att kalibrationsmatrisen från tillverkarna var fel med en faktor 2, vilket då behövde åtgärdas i koden som användes för att konvertera spänning till rätt utdata. Den utdatas som togs fram var en matris där varje rad representerade en lyftkraft, ett bankningsmoment och ett stigningsmoment.

Under testningen observerades även att bankningsmomentet vid rodervinkel $\phi = 0$ inte var noll, något som säkerligen berodde på att drönaren var en aning snedmonterad på lastcellen med exempelvis någon skruv som var mer åtdragen än de andra. För att undvika effekten av detta normaliserades datan kring nollpunkten för att bättre kunna se vilket moment som ailerons producerade. Alla anfallsvinklar höjdes även med 1° för att 0 grader på grafen skulle motsvara 1° graders anfallsvinkel vilket är det trimmade tillståndet på drönaren. Lyftkrafterna multiplicerades med cosinus av AoA för att kompensera för att lastcellen också får en ökad vinkel när AoA ökas.

4

Resultat

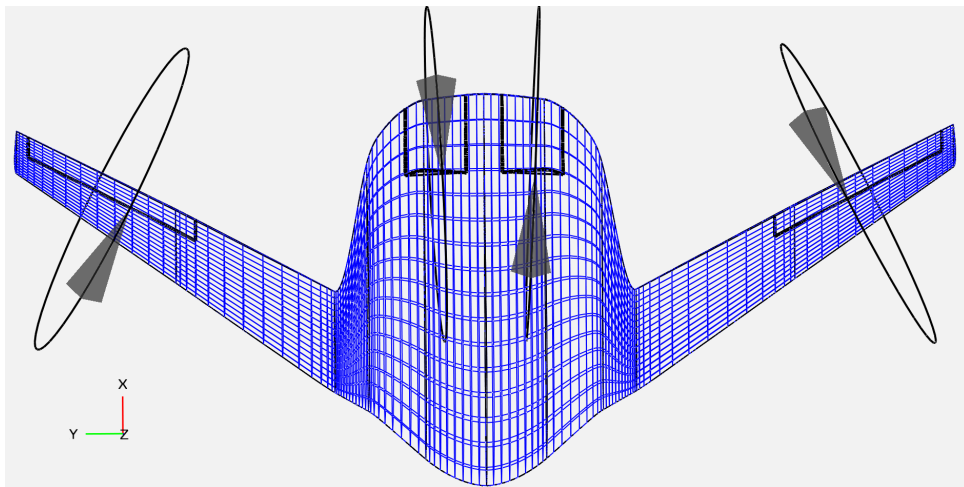
I detta kapitel presenteras resultaten från projektets olika delar och tester. Även en validering av vindtunneln med relevant data presenteras här.

4.1 CFD

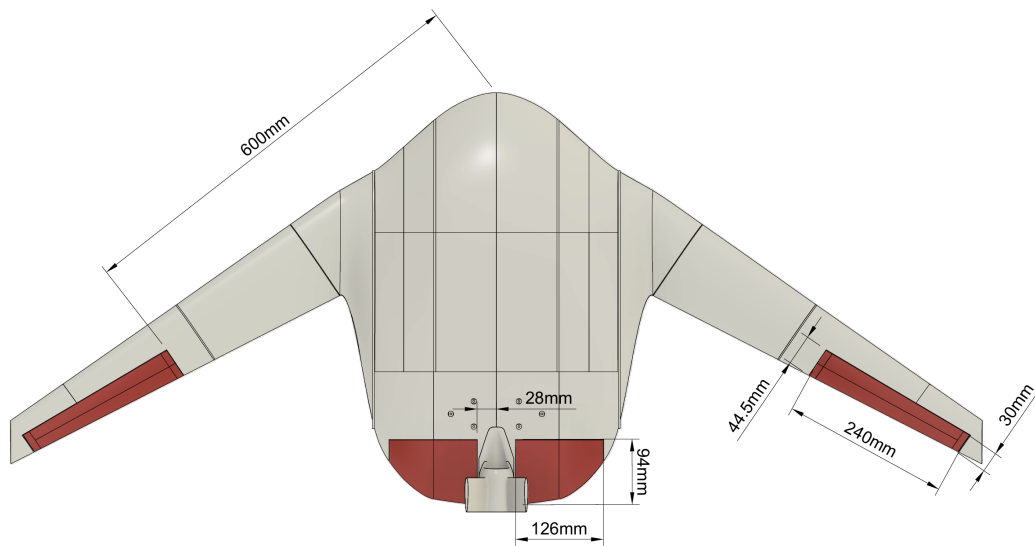
Detta avsnitt redogörs de resultat som erhöles från CFD-simuleringarna, vilka genomfördes i OpenVSP. Samtliga simuleringar utfördes med en vindhastighet på 20 m/s, under förhållanden av icke-turbulent och friktionsfritt flöde.

4.1.1 Ny design

Här presenteras den slutgiltiga designen som ses i figur 4.1. I figur 4.2 visas de slutgiltiga dimensionerna på kontrollytorna och dess placering på Cad modellen.



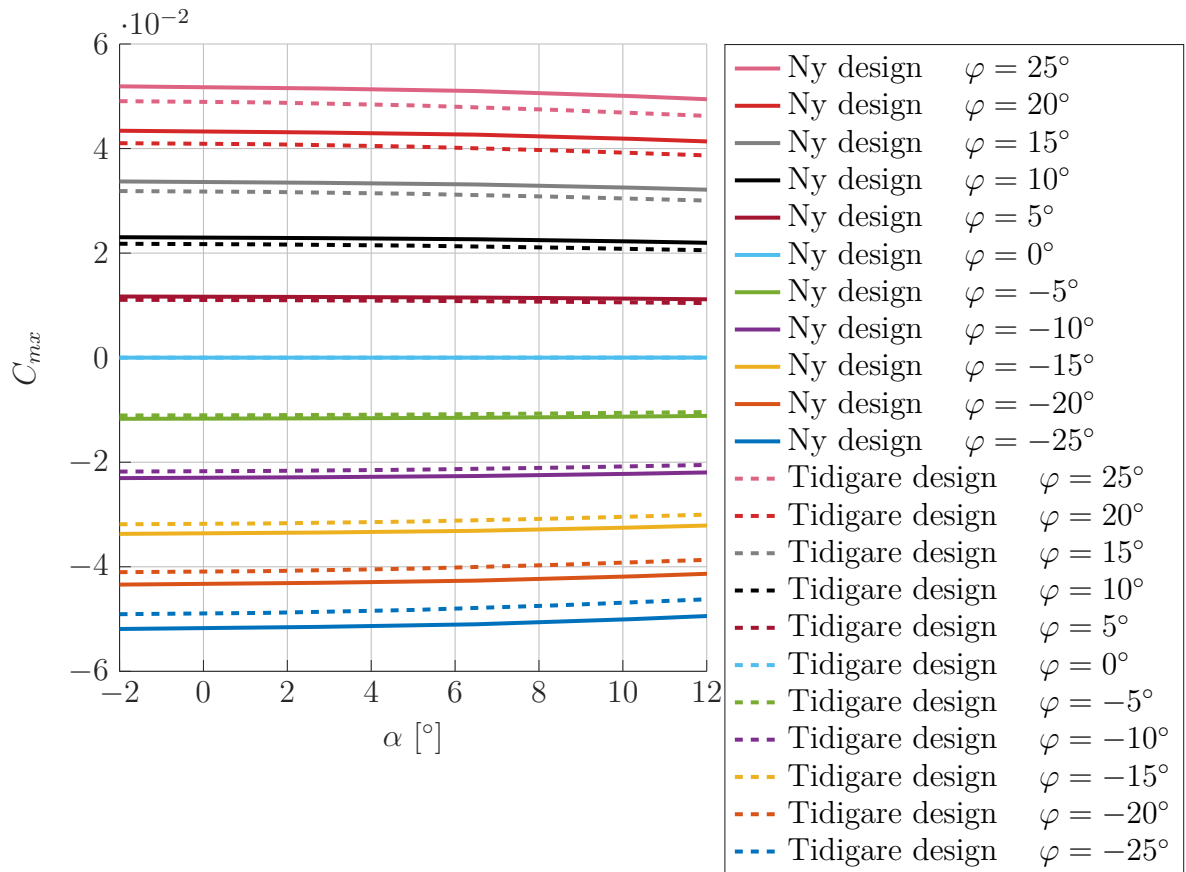
Figur 4.1: Drönare med nya placeringar på kontrollytorna, hämtad från OpenVSP, xy -planet från toppvy



Figur 4.2: Drönare från toppvy tagen i Fusion 360

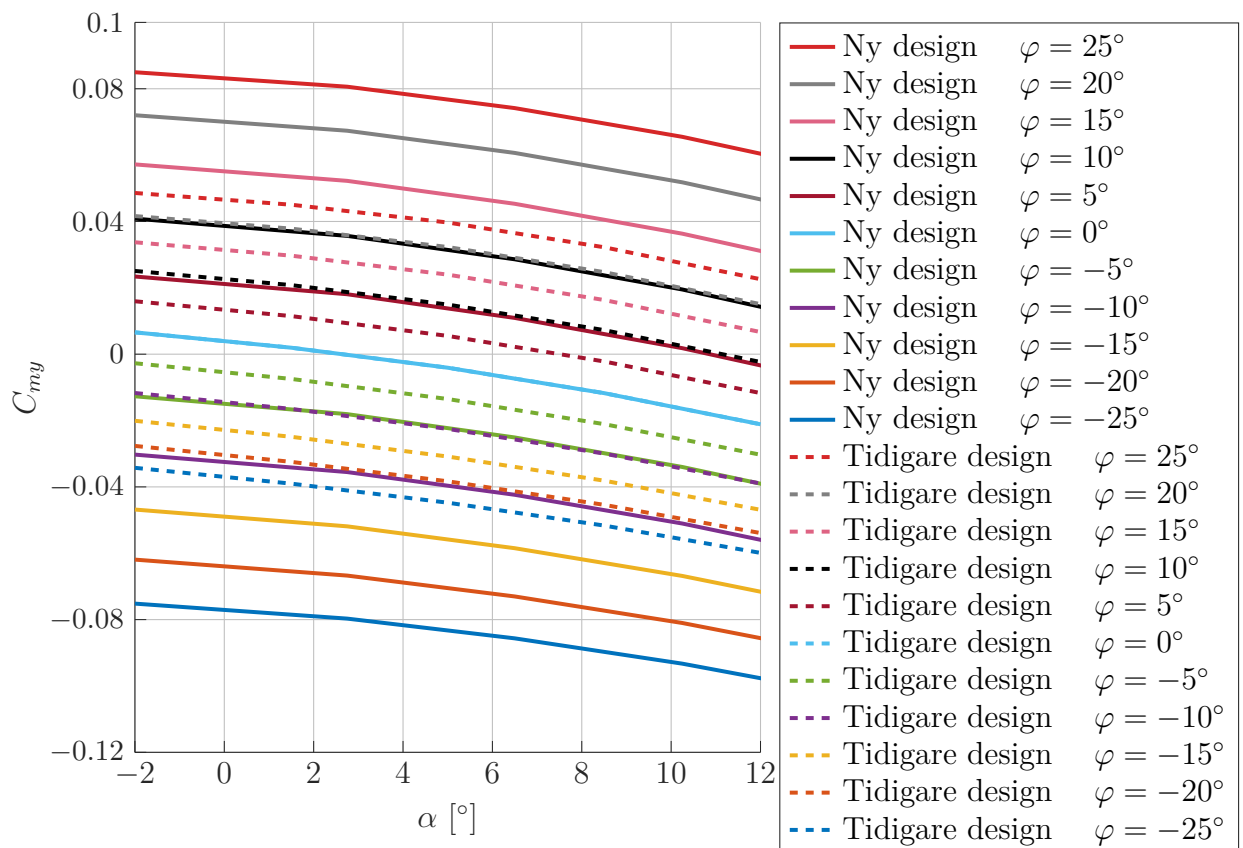
4.1.2 Numerisk jämförelse mellan tidigare och ny design

Här presenteras de numeriska resultaten från OpenVSP för att jämföra den nya och tidigare designen av drönaren, alltså den från masterarbetet 2022. I figur 4.3 visas C_{mx} variation över AoA α för olika aileron-vinklar φ för de båda designerna. Den tidigare designen visas med streckad linje och den nya designen med heldragen linje i figurerna 4.3 och 4.4.



Figur 4.3: C_{mx} variation över AoA och olika aileron-vinklar φ för både nya och tidigare designen

I figur 4.4 visas C_{my} variation över AoA α och för olika elevator-vinklar φ för de båda designerna.

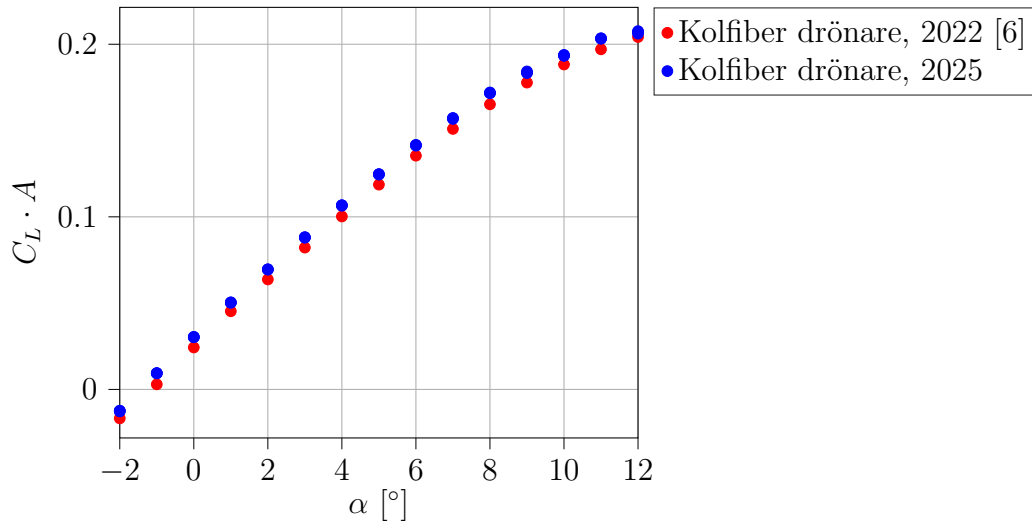


Figur 4.4: C_{my} variation över AoA och olika elevatör-vinklar φ för både nya och tidigare designen

4.2 Vindtunnelvalidering

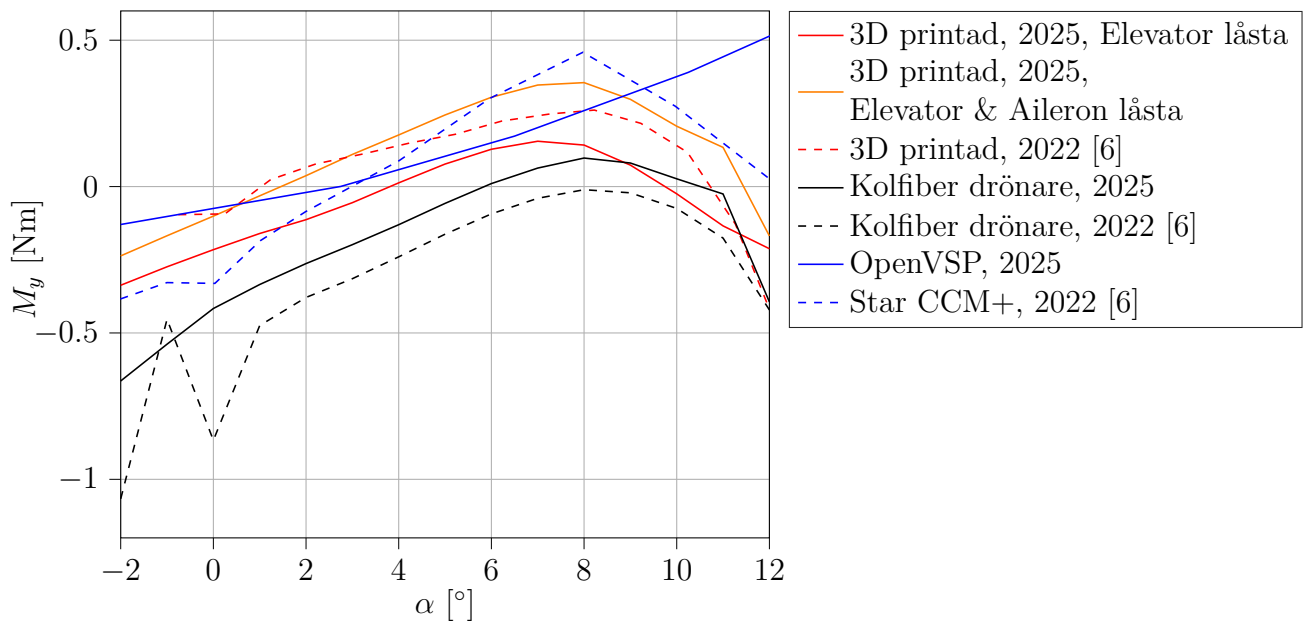
Här presenteras vindtunnel valideringen som alla är genomförda med en vindhastighet $v = 20 \text{ m/s}$. Den experimentella datan märkta med 2022 i figurerna 4.5 och 4.6 är hämtade ur det tidigare masterarbetet [6].

I figur 4.5 visas $C_L \cdot A$ variation över AoA från ett tidigare genomfört test jämfört med ett nytt återskapelse av samma test. I dessa tester är det original kolfiberdrönaren som tillverkades under masterarbetet 2022 som har testats utan några utslag hos kontrolltytor.



Figur 4.5: $C_L \cdot A$ variation över AoA för olika tester där $\theta = 0^\circ$, $\varphi = 0^\circ$

I figur 4.6 ser vi M_y och dess variation över α för olika experimentella tester. Alla tester genomfördes utan utslag på kontrollytor.

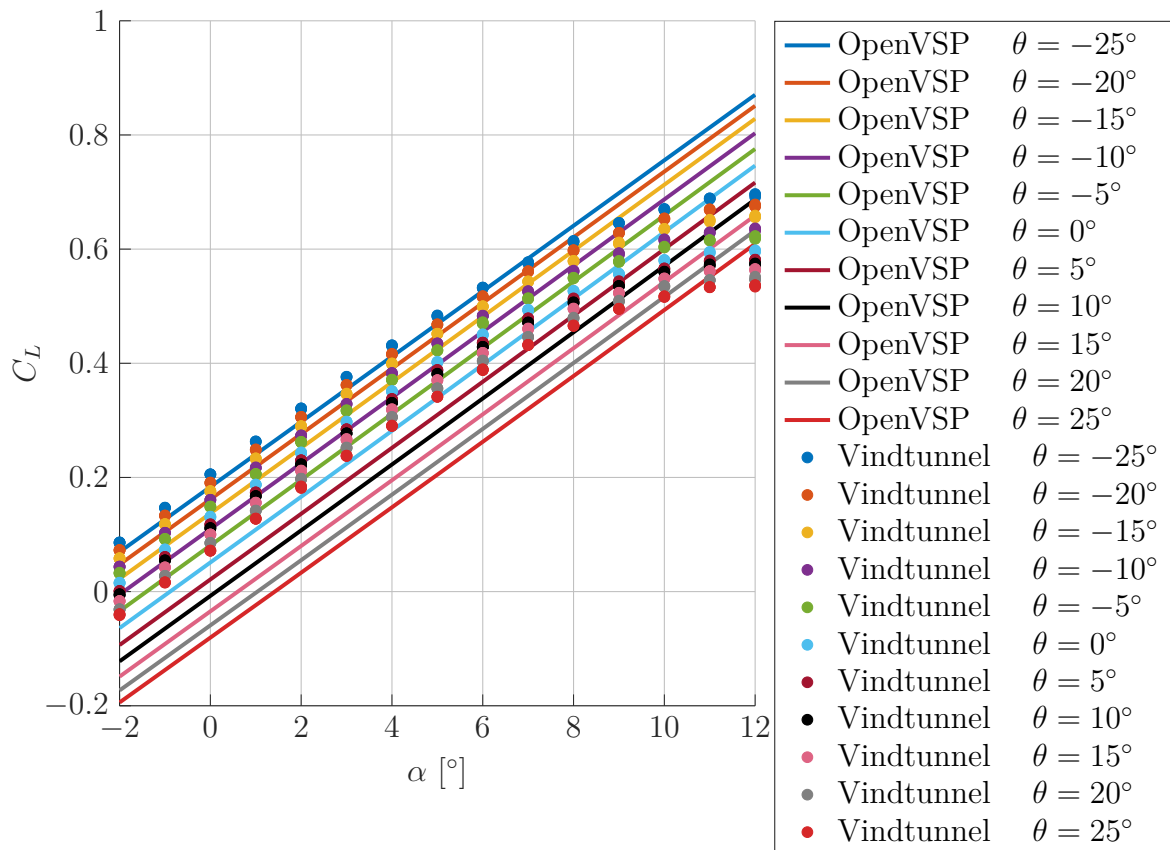


Figur 4.6: M_y variation över AoA för olika tester där $\theta = 0^\circ$, $\varphi = 0^\circ$

Dels jämförs den 3D printade drönaren från 2022 arbetet med den 3D printade drönaren från detta arbete, i två olika konfigurationer: "Elevator låsta" och "Elevator & Aileron låsta". Dessa två konfigurationer jämfördes för att undersöka ifall kontrollytorna oavsiktligt rörde sig under testerna. Kolfiberdrönaren jämfördes även här, då det tidigare genomförda testet från 2022 visas med streckad svart linje och det återskapade testet visas med svart heldragen linje. I figur 4.6 visas även en jämförelse mellan numeriska beräkningsprogrammen Star CCM+, som användes i arbetet 2022, och OpenVSP som används i detta arbete.

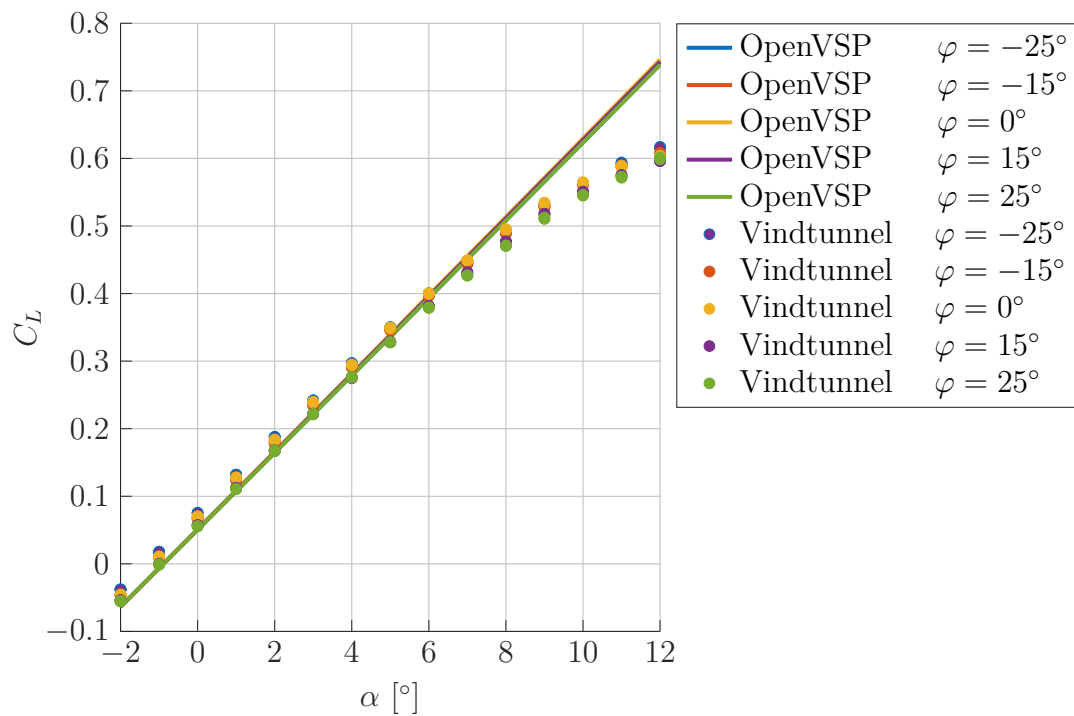
4.3 Jämförelse mellan CFD och vindtunnel

För att validera CFD resultaten jämförs de två datamängderna och se hur dom skiljer sig. Det som presenteras här är data från en 3D-printad drönare och dess motsvarande modell i OpenVSP. Den simulerade datan har gjorts med en fritt flygande modell till skillnad från vindtunneln där både lastcellen och vindtunnelväggarna påverkar flödet. Figurerna 4.7 visar hur modellens lyftkraft ändras med högre AoA och för olika utfallsvinklar på elevatorerna. Det går att se en avvikelse vid 7 – 8° vilket indikerar att modellen börjar ställa.



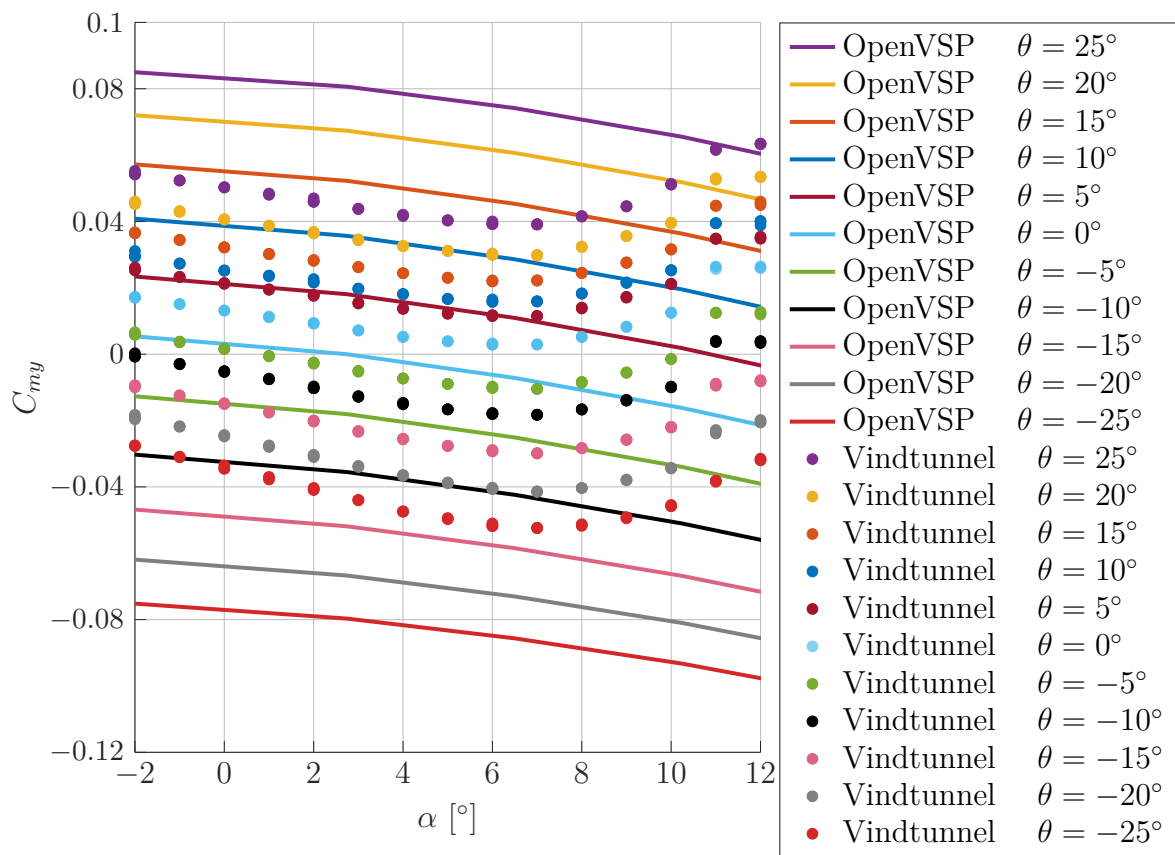
Figur 4.7: C_L för olika AoA och olika utfalls vinklar på elevator kontrolltytor

Figurerna 4.7 visar hur modellens lyftkraft ändras med högre AoA och för olika utfallsvinklar på elevatorerna. Det går att se en avvikelse vid 7 – 8° vilket indikerar att modellen börjar ställa.

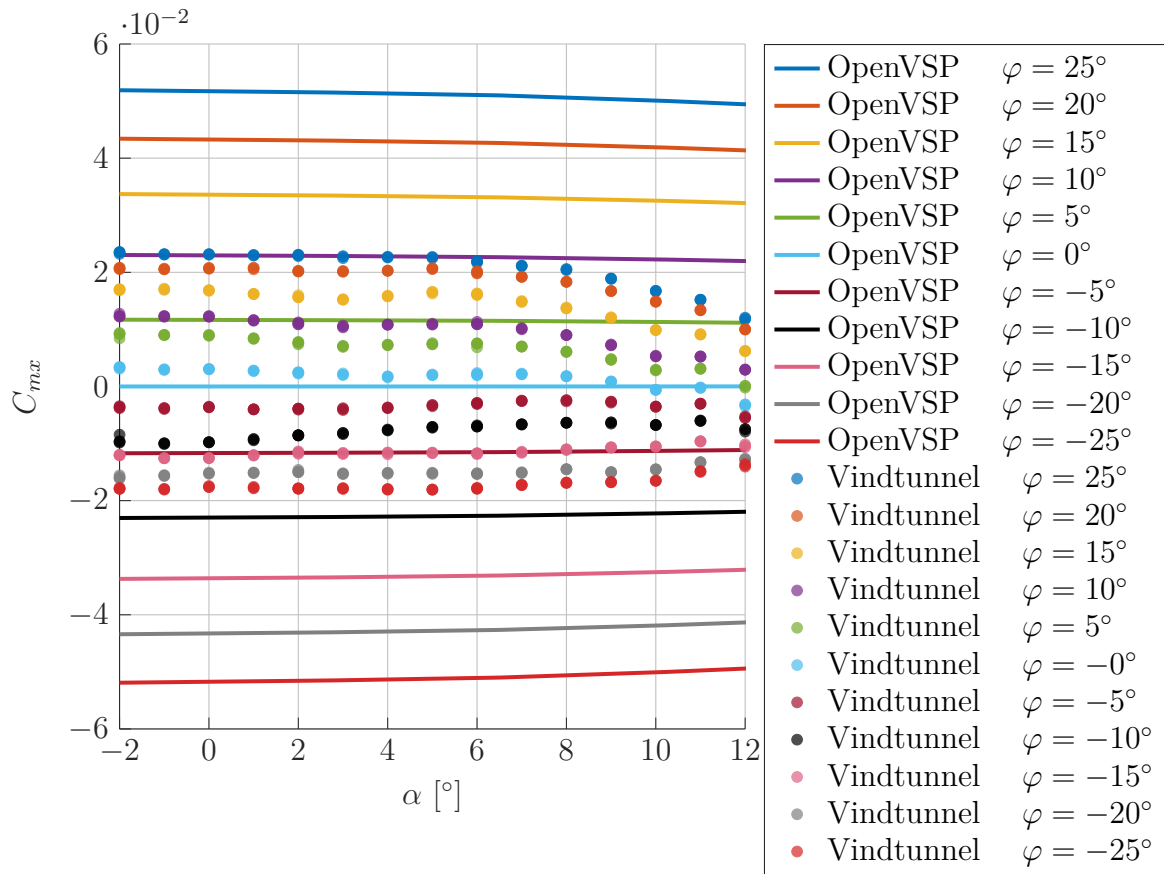


Figur 4.8: C_L för olika AoA och olika utfalls vinklar på ailerons kontrolltytor

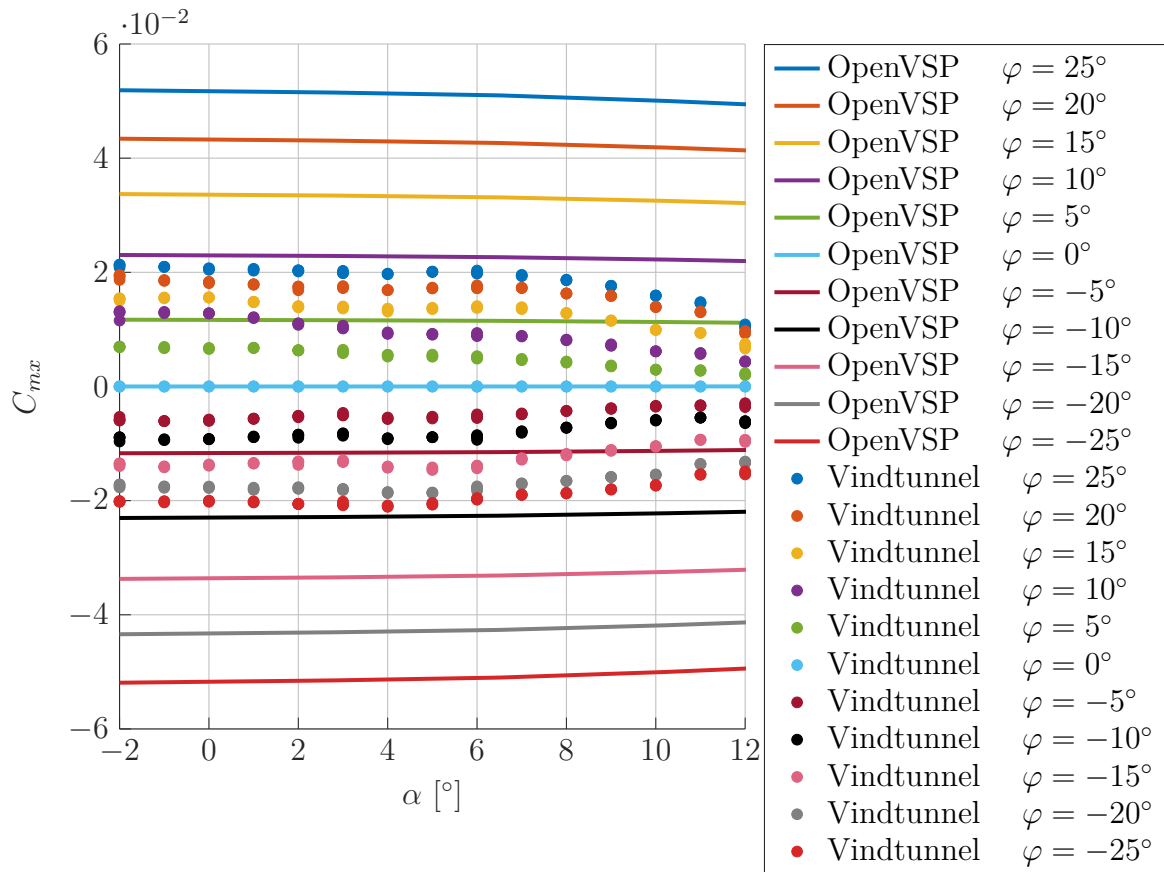
Likadant ser man i figur 4.8 att lyftkraftskoefficienterna över AoA för olika utslagsvinklar på ailerons. Skillnaden är att linjer och punkter ligger mer samlade men visar fortfarande att stall börjar vid ungefär $7 - 8^\circ$.



Figur 4.9: C_{my} för olika AoA och olika utfalls vinklar på elevator kontrolltor

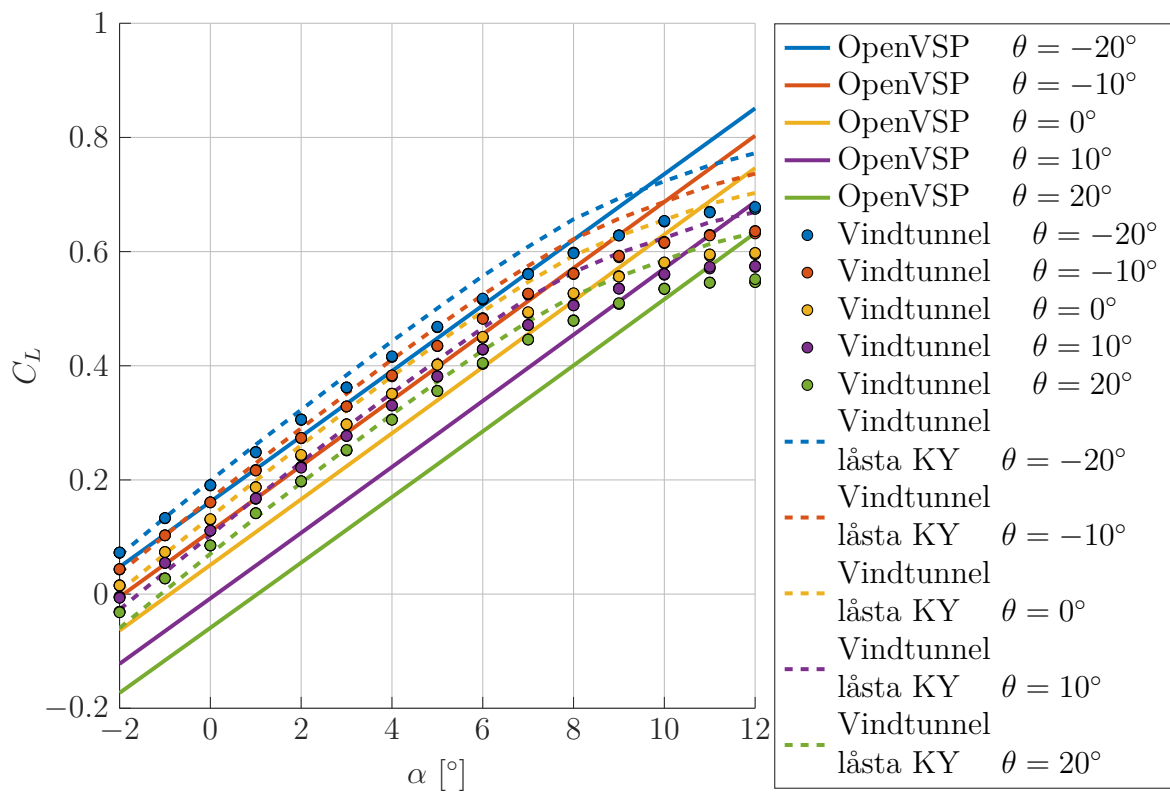


Figur 4.10: C_{mx} variation över AoA och olika φ från vindtunnel inte centrerad

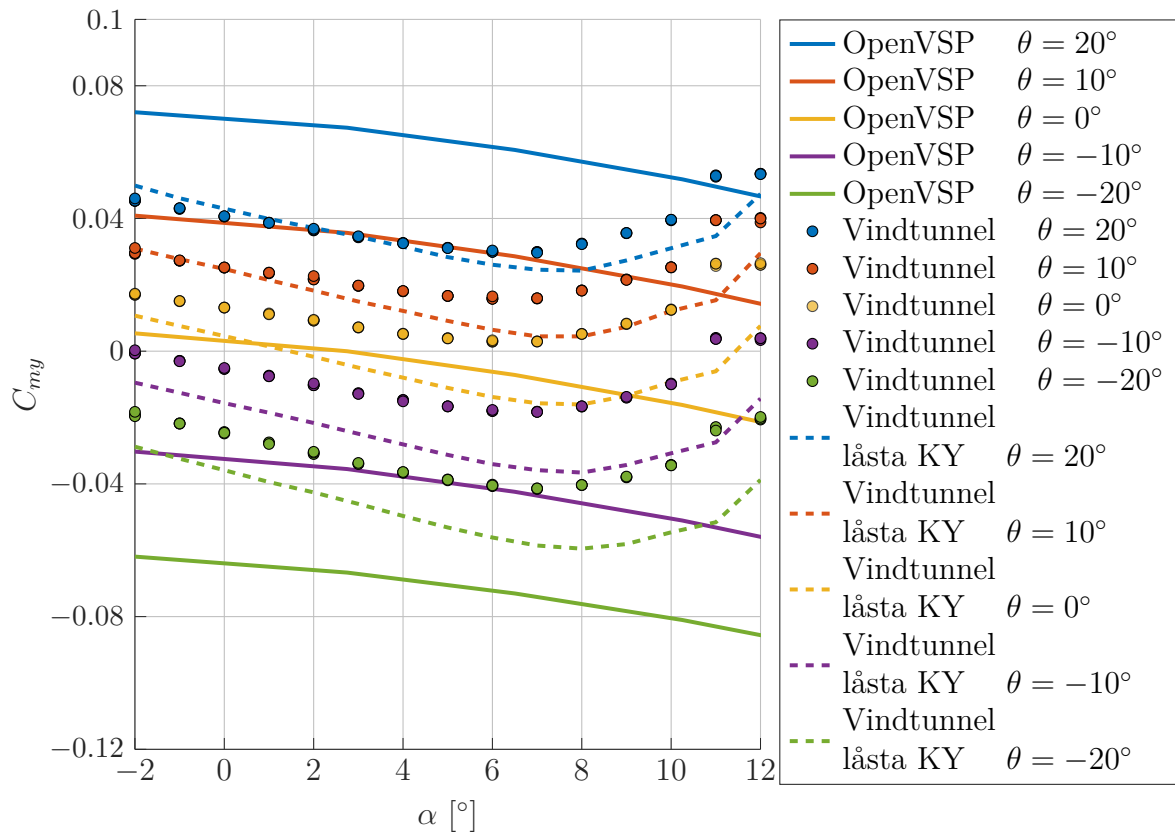


Figur 4.11: C_{mx} variation över AoA och olika φ från vindtunnel centrerad

I figur 4.11 är $\varphi = 0^\circ$ noll för alla AoA från vindtunnel datan, detta var ett resultat av bearbetningen av datan. I figur 4.10 är innan vindunnel resultaten normaliserades. Alla punkter normaliserades så att momentet när aileronytorna inte hade utslag vid $\varphi = 0^\circ$.



Figur 4.12: C_L variation över AoA för olika mätningar, där KY står för kontrolllytor

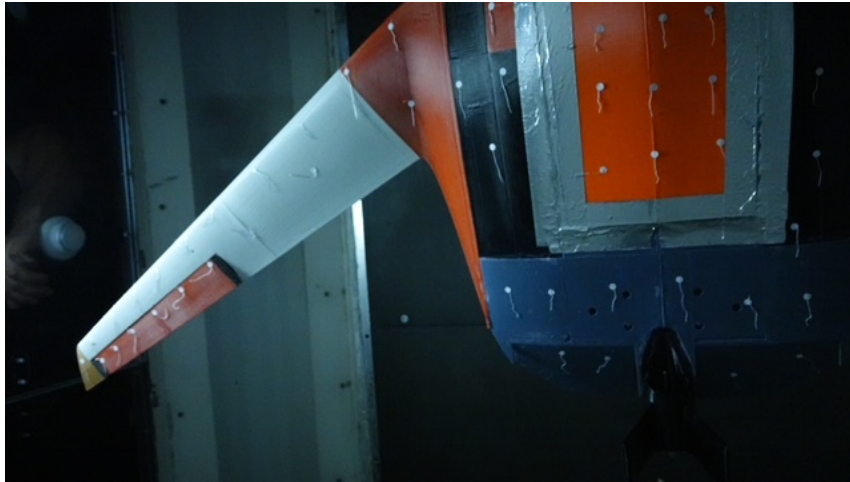


Figur 4.13: C_{my} för olika AoA för olika mätningar, där KY står för kontrolltytor

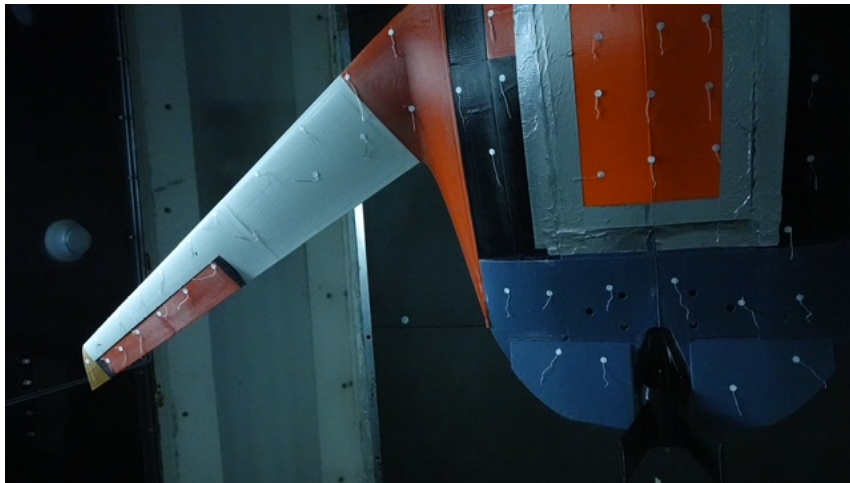
I figur 4.13 ser man jämförelse av gamla vindtunnel resultat mot nyare där kontrolltytorna har låsts vid vinklar för att säkerställa resultatet. Det går att se att, de låsta kontrolltytorna skiljer sig från de första testerna. De positiva utslagsvinklarna ger ungefär samma resultat medans de negativa skiljer sig mycket. Den låsta nollan stämmer bra överens med openVSPs förväntningar.

4.4 Flödesvisualisering

I figur 4.14 och figur 4.15 är drönaren inställd på en hög AoA vilket går att se på vingarna där tofsarna inte ligger raka som de på kroppen. Det tyder på att vingarna är stallade, men på vingspetsarna så verkar tofsarna ligga någorlunda bra mot kroppen. På elevatorerna ser man i bägge bilder att tofsarna också ligger rätt bra mot kroppen men inte lika rakt jämfört med de på kroppen.

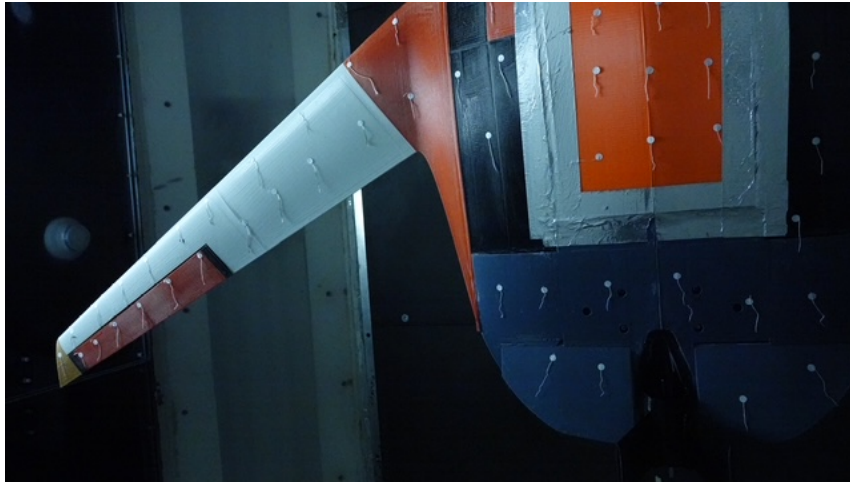


Figur 4.14: Elevator inställd på -25° och 11° AoA



Figur 4.15: Elevator inställd på 25° och 11° AoA

I figur 4.16 ser det ut som att elevatorns tofsar har ungefär samma form som de vid högre AoA i 4.15. Här ser man även skillnaden på vingarna när de inte är stallade, vilket är att tofsarna ligger rakare mot luften.



Figur 4.16: Elevator inställd på 25° och 1° AoA

5

Diskussion

I detta kapitel kommer resultaten att diskuteras och försökas klargöras vad de faktiskt betyder. Felkällor som kan påverkat resultaten redovisas och undersöks.

5.1 Jämförelse mellan tidigare och ny design

Den nya och slutgiltiga designen som presenterades i figur 4.1 visade sig kunna producera större bankning- och stigningsmoment än den tidigare designen från arbetet 2022.

Den största förändringen i den nya designen var att introducera nya bakvingar, eller elevators, för att generera stigningsmoment. Den tidigare designen nyttjade kontrolllytorna på vingarna för både stigning- och bankningsmoment. Det kan vara en förklaring till den stora ökningen av C_{my} i figur 4.4.

Valet att flytta ut kontrollytorna på vingarna och använda dessa för att skapa bankningsmoment visade sig vara gynnsamt. Detta kan ses i figur 4.3, då alla aileron vinklar φ för den nya designen skapade en större C_{mx} jämfört med varje respektive tidigare φ .

5.2 Vindtunnel

Vindtunnel testerna inleddes med att validera vindtunnelns inställningar och lastcellens kalibrering. Detta visas i figur 4.5 där ett tidigare test med kolfiber drönaren jämförs med ett nytt genomfört test på samma drönare för $C_L \cdot A$ variation över AoA. Även tidigare experimentell data för M_y jämfördes med ny uppmätt data i figur 4.6. Den generella trenden är att M_y minskar med stigande anfallsvinkel α i samtliga fall, men med vissa skillnader i lutning av kurvorna.

Under testet för spel i kontrollytorna figur 4.6 visades att kontrollytorna producerade aningen lägre moment när de låstes jämfört med olåsta (figuren behöver inverteras för att matcha våra stigningsmomentsplottar vilket medför detta), vilket visar på att kontrollytornas vinkel ökar från 0 grader på grund av lyftkrafter från en sugande effekt som agerar på vingarnas översida och då drar upp kontrolllytor som ej är helt fastlåsta. Däremot kan man se att lutningen på momentgrafen är lik på de låsta och olåsta kontrollytorna.

När man jämför motsvarande test med den 3D printade drönaren från 2022 så hamnar den emellan ”Elevator låsta” och ”Elevator & Aileron låsta”. Detta tyder på att vår vindtunneldata som representerar stigningsmoment borde vara åtminstone relativt rimlig i och med matchningen med 2022 arbetet, trots att de inte matchar lika bra med OpenVSP som var önskvärt, se figur 4.9. I figur 4.13 går det att se stora skillnader mellan låsta och fria kontrolllytor. De positiva vinklarna matchar bra medans de negativa skiljer sig stort. Detta beror antagligen på hur sugkrafterna från det höga trycket undertill tar sig till ovansidan. I detta fall får de fria positiva vinklarna hjälp av sugkrafterna att hålla sig på plats, medans dom fria negativa vinklarna däremot måste arbeta emot den sugande kraften för att komma till rätt position. Detta gör antagligen att servomotorerna inte orkar ta sig till rätt position och därmed orsakar den stora skillnaden man kan se för de negativa vinklarna.

Något som går att observera i figur 4.13 är att momentet för låst kontrollyta vid 0 graders elevator vinkel korsar 0 Nm då $\alpha \approx 1$, vilket är den anfallsvinkeln som drönaren originellt designades för att ha trimmat tillstånd i. Utan låsta kontrolllytor har drönaren istället ett nollställe vid $\alpha \approx 4$. Med dessa resultat kan man då konstatera att kontrollytorna blir förskjutna uppåt på grund av tryckskillnaderna på kroppen och kommer påverka hur drönaren beter sig när den flyger genom att det bidrar med ett förhöjt moment. Det skulle vara möjligt att minska deformationen som uppstår av denna sugande kraft genom att exempelvis använda styvare material för stängen mellan servomotorerna och ailerons.

Kolfiber versionen från 2025 följer till stor del samma trend som den från 2022, men uppvisar något lägre moment vid samtliga anfallsvinklar, vilket sannolikt beror på att testparametrar har ändrats under de tre åren mellan testerna. De numeriska simuleringarna i Star CCM+ och OpenVSP visar en idealiserad, jämn ökning av M_y med α , men stämmer inte helt överens med de experimentella resultaten. Det är förväntat eftersom dessa modeller inte tar hänsyn till alla detaljer i verklig geometri, små asymmetrier eller variationer i tillverkning. Det visas även här att OpenVSP verkar överskatta prestation vid höga α då det inte tar hänsyn till stall som sker vid de anfallsvinklarna. Även andra orskarer såsom väggar och liknande kan göra att de simulerade graferna ej stämmer helt överens med de experimentella, se avsnitt 2.5. Eftersom värdena och formen av graferna matchade så väl ansågs inställningarna och kalibreringen av lastcellen vara tillräckligt bra för att kunna säkerställa att resultaten är rimliga.

I avsnitt 4.4 kan väggeffekternas inverkan tydligt observeras genom studier av tofsarna på drönaren. Exempelvis i figur 4.14 syns att tofsarna längst ut på vingarna ligger platt mot ytan, medan tofsarna något längre in tyder på att vingen har stallat. Detta kan förklaras av att en vingpetsvirvel bildas, vars storlek begränsas av att vingpetsen befinner sig mycket nära väggen. Det lilla avståndet mellan vinge och vägg leder till att virveln blir kraftigare, vilket i sin tur pressar tofsarna tillbaka mot ytan.

Om testet i stället hade genomförts i så kallade friströmsförhållanden, hade virvlarna kunnat växa fritt och därmed blivit både större och mindre intensiva. Detta skulle

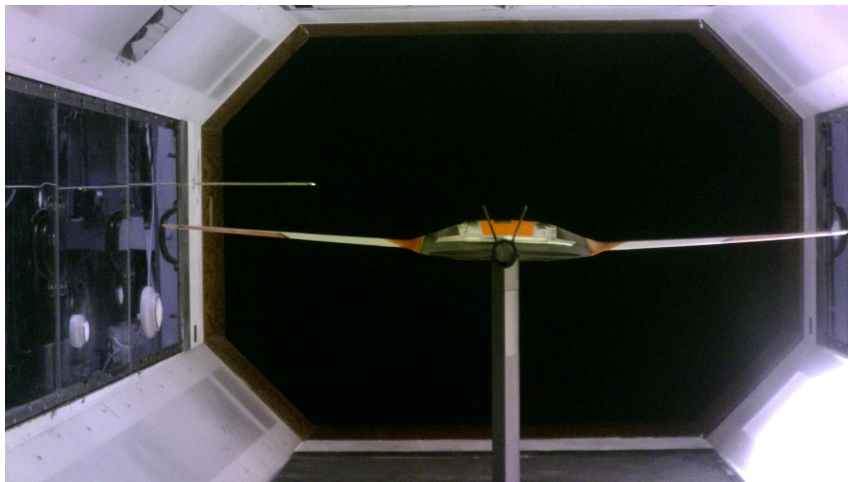
ha inneburit att lyftkraften vid stall hade varit lägre i en utomhusmiljö.

5.3 Jämförelse mellan CFD och vindtunnel

I resultatkapitlet visades stora skillnader och avvikelser mellan de numeriska och experimentella resultaten. En möjlig orsak till dessa avvikelser tros vara att OpenVSP inte fullt ut återger verkliga aerodynamiska förhållanden. Följande avsnitt behandlar denna orsak, samt andra möjliga orsaker mer ingående. Även andra diskussioner gällande resultaten lyfts fram.

5.3.1 Bankningsmoment

I figur 4.10 ser man att momenten inte ligger centrerade runt noll, vilket var det som förväntades enligt OpenVSP. Skälet för detta skulle kunna vara att den 3D-printade modellen är skev eller snedbelastad, att servomotorerna inte har exakt samma moment eller att den monterades med en lutning i vindtunneln.



Figur 5.1: Drönare bakifrån vid 20 m/s

I figur 5.1 går det att se att hela drönaren får ett positivt bankningsmoment när det finns vindkrafter, vilket då vrider den medurs i figuren (se exempelvis hur vänster vingpets är högre upp på 'handtaget' jämfört med höger handtag och höger vingpets). Detta skulle kunna tyda på att modellen inte monterats med tillräckligt hög noggrannhet i vindtunneln på grund av exempelvis att skruvarna på ena sidan sitter lösare än på den andra sidan, eller att modellen som sagt inte är helt symmetrisk, utan något snedbelastad. Oavsett anledning så finns det en förklaring till varför alla bankningsmoment blir skiftade åt ett håll. Se figur 4.10 för illustration av detta. Det ansågs då rimligt att centrera samtliga bankningsmoment runt 0 Nm, då detta ska vara bankningsmomentet vid 0 graders utfallsvinkel på drönarens ailerons, vilket inte var fallet från början enligt figur 4.10.

Fortsättningsvis så går det att se ur figur 4.11 att de utmätta momenten från vindtunneln är betydligt lägre än de från simuleringarna. Detta kan bero på lite

olika saker. Till att böjan med går det att ganska tydligt utläsa ur figur 4.11 att bankningsmomenten för små utslag på ailerons är närmare OpenVSP's motsvarande moment än va de momenten för stora utslag på ailerons är jämfört med OpenVSP's motsvarande moment. Det skulle kunna bero på att dessa kontrolltytor stallar vid högre utslagsvinklar, vilket då försämrar momentet. (Jämför exempelvis med graferna för lyftkraft, där flödet verkar separera och stall påbörjas vid cirka 7-8 graders AoA. I och med detta kan det antas att stall börjar uppkomma på kontrolltytorna redan vid 10 graders utfallsvinkel, åtminstone vid vinkel åt ena hållet).

En annan anledning skulle kunna vara de virvlar som bildas runt ändarna på vingarna i och med väggarnas påverkan i vindtunneln. Dessa virvlar kan då potentiellt trycka ner kontrolltytorna på vingen så att deras vinkel minskar och då genererar ett lägre moment. Detta är dock mera rimligt vid högre AoA och illustreras framförallt i avsnitt 4.4.

OpenVSP är alltså som sagt inte utformad för att ta hänsyn till dessa typer av flödesseparation och virvlar som uppkommer vid användning av kontrolltytor, vilket tros vara en stor anledning till dessa skillnader i resultat.

Annars följer de centrerade graferna för bankningsmomentet från vindtunneln samma form som OpenVSP graferna för samma mätning (innan de stallar runt 7-8 graders AoA), vilket tyder på att resultatet delvis kan anses som trovärdigt.

5.3.2 Stigningsmoment

I resultatdelen så kan det utläsas i figur 4.9 att man inte riktigt kan avläsa ett jämviktsläge ur vindtunneln gällande stigningsmomentet. Detta indikerar på att drönaren inte borde vara statiskt stabil då den, enligt grafen för elevatorvinkeln 0 grader, alltid har ett positivt moment som då vill vinkla upp nosen. Detta skiljer sig från VSP-datan som visar att ungefär 2° ska vara stigningsmomentets nollpunkt. Det finns många olika saker som skulle kunna orsaka detta missvisande resultat. En av de troligaste orsakerna är att kontrolltytorna sögs upp av undertrycket på drönarens ovansida. För ailerontytorna orsakades detta antagligen på grund av att axeln som kopplar de till servomotorerna tvistades av krafterna. Liknande effekt påverkade då säkerligen elevatorerna vilket ledde till högre C_{my} för alla $\alpha > 7^\circ$, jämfört med vad det borde vara i vindtunneln.

Datan från elevator-vinkeln $\theta = -5^\circ$ stämmer bättre överens med det förväntade värdet för 0 graders utslag på kontrolltytorna. Detta, i kombination med tydliga bevis från bilder och videor på att kontrolltytorna sugas upp, uppmuntrade till ett ytterligare vindtunneltest, men med låsta kontrolltytor. Elevators tejpades då fast i olika förutbestämda utfallsvinklar så att de ej kunde sugas upp av undertrycket på ovansidan, som de bevisligen hade gjort tidigare. Det nya vindtunneltestet visade då på ett mera realistiskt resultat, där man framförallt kan utläsa att det trimmade tillståndet (stabil flygförhållande med 0 moment) uppkommer vid cirka 1.5 gra-

ders AoA för 0-gradiga elevators, se figur 4.13. Detta bedömdes alltså som väldigt rimligt, samt att det stämmer bra överrens med 2022-arbetets trimmade läge. Vi ser även enligt samma figur att för ingen vinkel på elevators, så kan det utläsas ett positivt stigningsmoment för attackvinklar mindre än 1.5 grader, samt ett negativt stigningsmoment för attackvinklar större än 1.5 grader. Detta tyder på att drönaren vill öka sin attackvinkel vid $\text{AoA} < 1.5$ grader och minska sin attackvinkel vid $\text{AoA} > 1.5$ grader, i och med att positivt stigningsmoment medför att drönarens framkant vill stiga uppåt (högre AoA). Detta upplevs som väldigt rimligt och enligt önskan för en stabil drönare som då alltså hela tiden vill av sig själv vinklas tillbaka till en AoA på 1.5 grader, vilket är det ungefärliga trimmade tillståndet.

Fortsättningsvis så kan man se från flödesvisualiseringen att mittendelen av kroppen samt elevators har ett bättre flöde över sig, vid framförallt högre AoA, jämfört med vad vingarna har. Detta innebär att dessa elevator kontrolllytor borde kunna bidra till en ökad kontroll i stigning även vid högre AoA jämfört med den gamla designen. Den gamla designen reglerar alltså stigningsmomentet med kontrolllytorna på vingarna, vilket då kan bli problematiskt i och med att vingarna alltså stallar snabbare än vad den inre kroppen gör. Detta gör det lättare för den nya modellen att räta upp sig igen efter att den har stallat och befinner sig i högre attackvinklar än önskvärt.

5.3.3 Lyftkraft

Till skillnad från stignings- och bankningsmomenternas koefficienter C_{my} och C_{mx} , så avviker sig inte lyftkraftskoefficienten C_L särskilt mycket mellan vindtunneltesterna och CFD-resultaten. Detta visas i figurerna 4.8 och 4.7. I intervallet mellan $\alpha = -2^\circ$ till ca $\alpha = 7^\circ$ så följer både vindtunnel och OpenVSP resultaten samma trend, men vid $\alpha > 7^\circ$ börjar vindtunnelresultaten att avta något. Detta beror med största sannolikhet på, som tidigare diskuterat, att drönaren har stallat vid dessa höga anfallsvinklar och att OpenVSP inte tar hänsyn till det.

Skillnaden i aileron-vinklar φ har en väldigt liten påverkan på C_L för både de experimentella och de numeriska resultaten. Detta är även förväntat då utslag hos ailerons inte borde påverka lyftkraften till stor grad då en relativt liten del av lyftkraften produceras där ailerons är placerade.

Gällande skillnader i elevator-vinklar θ , så utlästes en något större variation av C_L över AoA för OpenVSP-datan, jämfört med datan från vindtunneln.

Vid höga θ så matchar de experimentella och numeriska resultaten bra, fram till $\alpha = 7^\circ$, men för låga θ så är de experimentella resultaten något större än de numeriska. Detta skulle kunna vara en biverkning av att kontrolllytorna sugas upp av undertrycket på ovansidan, som tidigare diskuterat. Denna sugeffekt tros påverka låga θ mera än vad den påverkar höga θ , vilket då skulle kunna bidra till en för hög lyftkraft för framförallt låga θ , då kontrolllytorna tros sugas upp mera vid en mindre vinkel. En högre vinkel θ än planerat på elevators tros alltså bidra till en ökad lyftkraft, och inte bara ett ökat stigningsmoment, något som är lite mera själv-

klart. I figur 4.12 illustreras en jämförelse i lyftkraft mellan låsta kontrolltytor och icke låsta, där vi exempelvis ser en lite större skillnad i lyftkraft mellan högsta och lägsta elevator vinkel för fallen med låsta kontrolltytor jämfört med icke låsta. Detta tros vara ett tecken på en större ökning i lyftkraft för de icke låsta kontrolltytorna med låg/negativ vinkel, som då tros blir lite mer uppsugna av undertrycket än vad kontrolltytor med högre vinkel blir.

En annan anledning till en högre lyftkraft i vindtunneln jämfört med OpenVSP tros vara att luften i vindtunneln inte kan röra sig lika fritt under drönaren som i ett öppet luftrum på grund av golvet. Detta begränsade luftflöde kan ge upphov till en markeffekt, där det högre trycket under vingen inte kan spridas ut lika mycket i vindtunneln, utan koncentreras då istället under drönaren och trycker drönaren uppåt, vilket bidrar till en högre lyftkraft och C_L . Detta fenomen mäter inte OpenVSP då drönaren i detta program simuleras i ett betydligt större rum än vindtunneln.

5.3.4 Andra felkällor

OpenVSP är ett förenklat verktyg som är gjort framförallt för jämna och laminära flöden och tar då inte hänsyn till turbulenta effekter som exempelvis virvlar samt flödesseparation. Detta är effekter som uppkommer relativt lätt vid användning av kontrolltytor av olika slag, något som används i detta projekt i ganska stor grad. OpenVSP utför även simuleringarna på en lite mer förenklad geometri. Dessa faktorer tros vara den största bidragande faktor till att programmets värden har blivit så höga i jämförelse med datan från vindtunneln.

Det genomfördes också ett momenttest i vindtunneln där olika vikter hängdes på lastcellen via en hävarm med känd längd. Detta gjorde i syfte att upptäcka eventuella fel i vindtunnelns lastcell. De uppmätta momenten från lastcellen kunde då jämföras med handberäkningarna för samma moment, vilket då gav en felmarginal på ungefär 5% mindre än förväntat. En liten påverkan på resultatet, men givetvis inget som förklarar hela skillnaden mellan resultaten.

En annan orsak hade kunnat vara storleken på kontrolltytorna. I den tillverkade prototypen är kontrolltytorna ungefär 5 mm mindre på grund av att axeln måste kunna rotera. När en version med 5 mm mindre aileron testas i OpenVSP uppvisar dock simuleringen nästan ingen märkbar skillnad i resultaten. Detta tyder på att denna faktor sannolikt inte ensam kan förklara de observerade avvikelserna.

En sista faktor som skulle kunna ha en liten påverkan på de missvisande resultaten kan vara att vingarna böjs en aning vid testerna i vindtunneln, något som inte inträffar i OpenVSP. Denna böjning uppkommer av sig själv när flödets krafter verkar på vingarna och då vingarna av naturliga skäl inte är oändligt styva. Den prototypen som testades i vindtunneln var dock av plast, vilket inte är lika styvt som kolfiber, som användes i arbetet 2022.

6

Slutsatser

I detta kapitel sammanfattas de viktigaste resultaten samt ges förslag på framtida förbättringar av metodik och design.

Efter testning av prototypen i vindtunneln bedömdes det att drönaren hade uppnått tillräckligt stora moment för att genomföra en testflygning, även om dessa var mycket lägre än de beräknade momenten från OpenVSP. Trovärdigheten på resultaten från CFD simuleringarna bedömdes dock vara begränsad då OpenVSP varken tar hänsyn till viskositets-effekter (ex. friktion) eller flödesseparation, vilket tros vara den främsta anledningen till varför momenten blev så mycket högre jämfört med vindtunneln.

Även de effekter från väggar och mark som fås i vindtunneln är något som ej simulerades i OpenVSP, vilket också kan ha påverkat resultatet.

Det går dock fortfarande att säga att OpenVSP är ett bra verktyg när det kommer till design av själva flygplanskroppen, men möjligtvis inte lika trovärdigt vid design av kontrolllytor.

6.1 Måluppfyllelse

Målet med detta projekt kan sammanfattas till att öka drönarens styrbarhet till en godtycklig grad genom att dimensionera och implementera nya kontrolllytor samt undersöka de nya kontrolllytorernas inverkan genom vindtunneltestning. Identifiering av vilka nya moment som krävdes gjordes genom analys av den verkliga testflygningen som utfördes efter masterarbetet 2022. Den äldre prototypen simulerades sedan i OpenVSP för att extrahera det momentet som kontrolllytorerna skapade i videon. Nya kontrolllytor dimensionerades med mål att dubbla stigningsmomentet samt behålla bankningsmoment som simuleringarna gav då detta bedömdes vara tillräckligt för att göra drönaren flygduglig. I figur 4.3 och figur 4.4 observeras en förbättring i både banknings och stigningsmoment. Förbättringarna från CFD simuleringarna validerades sedan med tester i vindtunneln. Dessa tester matchade dock inte med OpenVSP, utan som tidigare nämnt så gav vindtunneltesterna lägre moment än simuleringarna av olika anledningar, vilka diskuteras främst i avsnitt 5.3 samt 5.4.

Trots att vindtunnelresultaten visade lägre moment än förväntat, tyder simuleringarna i OpenVSP på att både stignings- och bankningsmomenten har förbättrats

med den nya designen jämfört med tidigare års versioner. Figur 4.3 och 4.4 visar en liten ökning i bankningsmoment, men framförallt en tydlig förbättring gällande stigningsmomentet. Det är dock viktigt att understryka att dessa slutsatser baseras enbart på CFD-data i och med att det saknas motsvarande vindtunneldata från tidigare arbeten att jämföra med – särskilt för stigningsmomentet vid olika kontrollvinklar, något som hade varit av stort intresse att jämföra mot. Endast ett äldre test med neutrala kontrolltytor finns tillgängligt, vilket redovisas i figur 4.6. Men trots detta testet anses möjligheten väldigt begränsad att fullt ut kunna validera simuleringarna experimentellt.

Det hade därför varit gynnsamt att göra samma typ av momenttester på den gamla kolfiberdrönaren för att tydligare kunna se ifall målet gällande stignings och bankningsmoment uppfylldes. Detta gjordes inte på grund av tidsbrist samt att vetskapen gällande OpenVSP avvikelser upptäcktes relativt sent.

6.2 Vidareutveckling

Slutligen rekommenderas en vidareutveckling av projektet. OpenVSP anses i dagsläget inte ha gett tillräckligt tillförlitliga resultat för att kunna användas som valideringsverktyg för resultaten i vindtunneltesterna. För att validera dessa tester vore det istället önskvärt att använda antingen high-fidelity CFD-simuleringar eller nya vindtunneltester med prototypen från masterarbetet 2022.

En undersökning ifall det hade varit möjligt att anpassa inställningarna i OpenVSP för att ta hänsyn till stall-effekter hade även potentiellt kunnat ge ett mera pålitligt resultat att validera vindtunneltesterna med.

Vidareutveckling av själva drönaren utgör också ett intressant område för fortsatt arbete. Exempelvis skulle en undersökning av effekterna av att flytta propellern till drönarens nos kunna vara fördelaktig. Detta främst för att uppnå en ökad kontrollbarhet genom en förbättring gällande drönarens tyngdpunktsplacering. I den nuvarande designen krävs det att metallblock placeras i nosen för att uppnå önskad tyngdpunktsplacering, och trots detta hamnar tyngdpunkten ändå som bäst cirka 18 millimeter bakom det ideala läget i nuvarande prototyp.

Undersökning av energiförbrukning hade varit intressant för att se hur stora batterier som krävs för drönarens uppdragsparametrar. Hade detta kunnat förbättras med aktiv reglering?

Litteraturförteckning

- [1] Pexels – free stock photos, 2025. Hämtad 2025-05-13.
- [2] Aerodynamics for Students. 3d vortex lattice method. <https://www.aerodynamics4students.com/subsonic-aerofoil-and-wing-theory/3d-vortex-lattice-method.php>, 2025. Hämtad 22 april 2025.
- [3] Matilda Blohm, Robin Böhme, Erik Hasselwander, Arvid Johansson, Cyrus Nilsson, and Pontus Nilsson. Drönare för räddningsuppdrag, 2023. Kandidatarbete, Chalmers tekniska högskola.
- [4] Filip Djäknegren, Matilda Graad, Wilmer Helland, Alexander Johansson, Edvin Karlsson, and Daniel Ströby. Design och prototyp av en morphing wing till en uav, 2024. Kandidatarbete, Chalmers tekniska högskola.
- [5] Snorri Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, 2013.
- [6] Petter Miltén and Christian Svensson. Design and evaluation of uav system to support naval search and rescue, 2022. Masterarbete, Chalmers tekniska högskola.
- [7] NASA OpenVSP. Open vehicle sketch pad. <https://openvsp.org/>, 2025. Hämtad 22 april 2025.
- [8] Lixin Wang, Ning Zhang, Hailiang Liu, and Ting Yue. Stability characteristics and airworthiness requirements of blended wing body aircraft with podded engines. *Chinese Journal of Aeronautics*, 35(6):77–86, 2022.
- [9] Frank M. White and Hong Xue. *Fluid Mechanics*. McGraw-Hill Education, 9 edition, 2021.

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2025

www.chalmers.se



CHALMERS