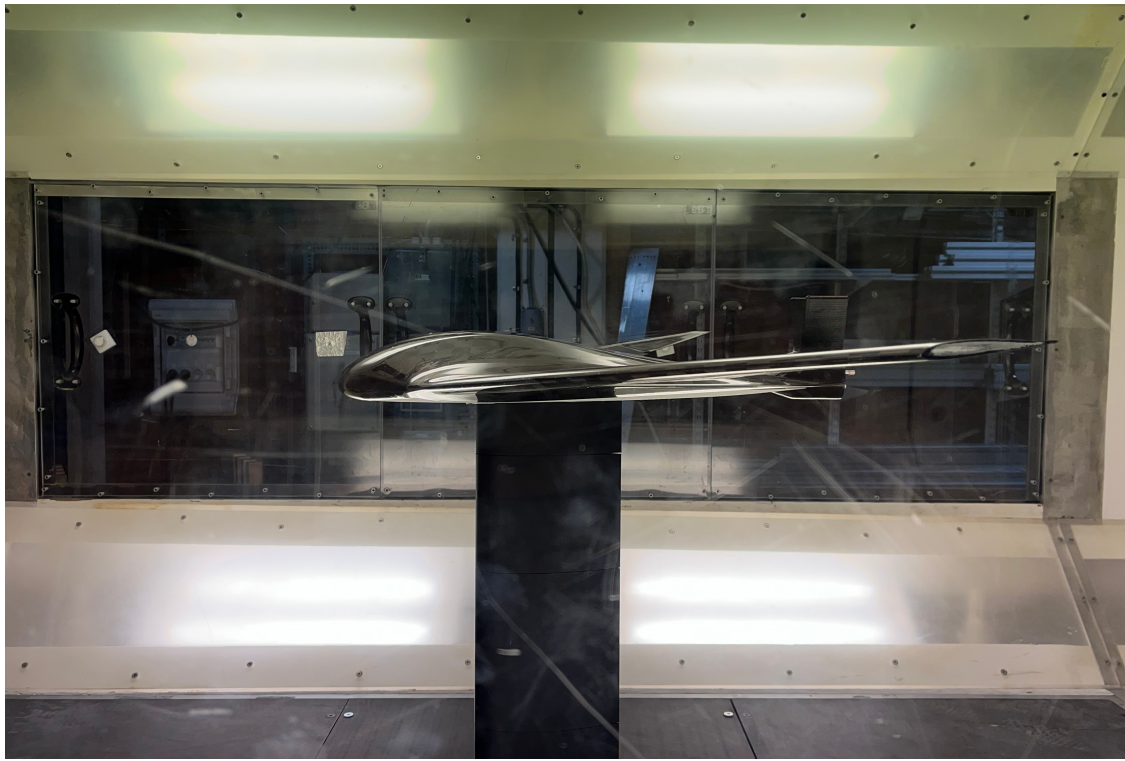




CHALMERS



MMSX21-VT23-01 Drönare för räddningsuppdrag

En undersökning av flygegenskaper hos en *blended wing body*-drönare samt en jämförelse mellan flygegenskaper för inre och yttre elevonplaceringar

Kandidatarbete vid institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Matilda Blohm
Robin Böhme
Erik Hasselwander
Arvid Johansson
Cyrus Nilsson
Pontus Nilsson

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2023
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE 2023

Drönare för räddningsuppdrag

En undersökning av flygegenskaper hos en *blended wing body*-drönare
samt en jämförelse mellan flygegenskaper för inre och yttre
elevonplaceringar

Matilda Blohm
Robin Böhme
Erik Hasselwander
Arvid Johansson
Cyrus Nilsson
Pontus Nilsson



CHALMERS

Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper
Avdelningen för strömningslära
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2023

Drönare för räddningsuppdrag

En undersökning av flygegenskaper hos en *blended wing body*-drönare samt en jämförelse mellan flygegenskaper för inre och yttre elevonplaceringar

Matilda Blohm
Robin Böhme
Erik Hasselwander
Arvid Johansson
Cyrus Nilsson
Pontus Nilsson

© MATILDA BLOHM, ROBIN BÖHME, ERIK HASSELWANDER, ARVID JOHANSSON, CYRUS NILSSON, PONTUS NILSSON, 2023.

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

Kandidatrapport 2023
Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper
Avdelningen för strömningslära
Chalmers tekniska högskola
SE-412 96 Göteborg
Telephone +46 31 772 1000

Framsida: Den ursprungliga drönaren, monterad på testriggen i vindtunneln.

Typsatt i L^AT_EX
Printed by Chalmers Reproservice
Göteborg, Sverige 2023

Abstract

The Institution for Mechanics and Maritime Sciences has developed a *blended wing body*-drone for the Swedish Sea Rescue Society. The drone is not yet flight worthy. The purpose of this report is to characterize potential reasons and propose solutions to why the drone does not fly. The original drone was evaluated by wind tunnel testing. The results from this show evidence that the wings and control surfaces stall completely at an angle of attack of 10° which is relatively low for an aircraft. The position of the control surfaces impact on the flight characteristics was then investigated. This was done by moving the control surfaces further out on the wing and was then tested in computer-based simulations. This did not result in any change of pitch moment and it did result in a slight decrease in roll moment, but the results did indicate a gain in the form of higher lift over drag in trimmed configurations.

Sammandrag

Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper har åt Svenska Sjöräddningssällskapet producerat en *blended wing body*-drönare som ej är flygduglig. Denna rapport syftar till att karaktärisera potentiella anledningar och föreslå lösningar i syfte att få drönaren flygduglig. Den ursprungliga drönaren karaktäriserades genom vindtunneltester. Resultat från detta tyder på att vingarna och kontrolltor stallar fullständigt vid en anfallsvinkel på 10° vilket är relativt lågt för ett flygplan. Vidare undersöktes kontrolltorernas placerings påverkan på drönarens egenskaper. Detta gjordes genom att flytta kontrolltorerna längre ut på vingen och testades genom datorbaserade simuleringar. Detta resulterade inte i någon förändring av stigningsmoment och en liten minskning av bankningsmoment, men en vinst gjordes i form av högre lyftkraft per luftmotstånd vid trimmad flygning.

Keywords: Unmanned aerial vehicle (UAV), Blended Wing Body (BWB), SSRS, CFD, wind tunnel, aerodynamics, STAR-CCM+, Flight stability and control, Flight dynamics, Control surface optimization

Förord

Denna rapport beskriver ett kandidatarbete utfört av fyra studenter vid civilingenjörsprogrammet i maskinteknik och två studenter vid civilingenjörsprogrammet i teknisk fysik på Chalmers tekniska högskola. Kandidatarbetet utfördes vid avdelningen för strömningslära vid institutionen för mekanik och maritima vetenskaper och motsvarar 15 högskolepoäng.

Eftersom arbetet genomförts vid institutionen för mekanik och maritima vetenskaper finns det några personer från institutionen projektgruppen vill tacka. Först och främst skulle vi vilja tacka vår examinator Isak Jonsson och handledare Carlos Xisto för den hjälp och fördjupad kunskap de gett oss. Vi skulle även vilja tacka Petter Miltén och Christian Svensson för delad kunskap om deras tidigare arbete på drönaren samt hjälp vid tester i Chalmers vindtunnel.

Vi vill även tacka Magnus Gustaver för L^AT_EX-mallen som användes, fysikteknologsektionen för tidsloggen och Brad Ridder (& Isak Jonsson) för grunden till felanalyskoden.

Slutligen vill vi tacka Peter Bäckgren och Fuse-labbet för möjligheten till prototyp-tillverkning i deras lokaler.

Författarbidrag

Matilda har skrivit delar av kapitel 1.1 samt kapitel 2.5 till och med 2.5.2. Dessutom har hon skrivit 3.4, 3.4.2 och 3.4.3. Utöver det har hon arbetat med att ta fram bilder i CFD samt hjälpt till vid förberedelser inför vindtunneltest.

Robin har skrivit delar av 1.1, 2.5 och 3.4 och tagit fram Keywords till arbetet. Utöver detta har han dessutom extraherat och behandlat data från CFD-simuleringarna samt varit med och bestämt vilka tester som ska genomföras i CFD-simulationerna.

Erik har anpassat det från masterarbetet ärvda CFD-scenariot att kunna köras på datorer i datorsalar, bestämt vilka simuleringar som är relevanta att köra samt kört samtliga simuleringar. Han har även tagit fram mätdata från CFD för analys. Vidare har han skrivit sammandrag och bidragit stort till textens utformning.

Arvid har utfört vindtunneltester och prototyp tillverkning av den nya modellen i Fuse-labbet. Vidare har han skrivit mindre inledande delar i teorin samt några delar i metodkapitlet om experimentell uppställning. Han har även skrivit förord och utformat den tidsplan som användes för arbetet.

Cyrus har skrivit större delen av kapitel 4, behandlat datan från vindtunnel och CFD samt skapat tillhörande figurer. Han har skapat alla illustrationer som inte är markerade som återanvända. Han har ansvarat för 3D-modellering (CAD) inför prototyp tillverkning, samt varit delaktig även under själva tillverkningen. Han har även medverkat vid vindtunneltester.

Pontus har skrivit delar av kapitel 1 och 1.1, större delen av kapitel 2 till och med 2.4.4 och större delen av kapitel 3 till och med 3.3. Vidare har han ansvarat för vilka tester som genomfördes i vindtunneln, varit delaktig i dessa, samt tagit hand om feluppskattning.

Utöver detta har Erik och Pontus drivit hela diskussionen samt skrivit diskussion och slutsats (kapitlen 5 och 6).

Matilda Blohm, Robin Böhme, Erik Hasselwander, Arvid Johansson, Cyrus Nilsson, Göteborg, Maj 2023



Förkortningar

Nedanför listas de förkortningar som används i bokstavsordning:

BWB	Blended Wing Body
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
CoG	Masscentrum
CoP	Tryckcentrum
SSRS	Svenska sjöräddningssällskapet
UAV	Unmanned aerial vehicle (Drönare)

Nomenklatur

Nedan listas förkortningar, namn på parametrar och variabler samt en ordlista mellan svenska och engelska begrepp.

Parametrar och variabler

C_L	Lyftkoefficienten
$C_{L,kontrolllyta}$	Lyftkoefficienten för en kontrolllyta
C_M	Luftmotståndskoefficienten
$C_{M,kontrolllyta}$	Luftmotståndskoefficienten för en kontrolllyta
CoP_x	Tryckcentrum i x-led
\vec{F}_G	Gravitationskraft
\vec{F}_L	Lyftkraft
\vec{F}_M	Luftmotstånd
\vec{F}_O	Den totala kraften projicerad ortogonalt mot referenslinjen
\vec{F}_P	Kraften från ett flygplans framdrivning, dess dragkraft
g	Gravitationsaccelerationen
\vec{g}	Gravitationsfält
\vec{M}_{Total}	Det totala vridmomentet
M_x	Momentvektorns projicering parallell med enhetsvektor \hat{x} . Bankningsmoment
M_y	Momentvektorns projicering parallell med enhetsvektor \hat{y} . Stigningsmoment
M_z	Momentvektorns projicering parallell med enhetsvektor \hat{z} . Girmoment
m	massa
p	Tryck
\vec{r}_i	En vektor från CoG till punkten i

t	Tid
u	Hastighet bestående av
v	Lufthastighet relativt ett flygplan
\vec{v}	Hastighetsvektor
\vec{v}_{Vind}	Vindhastighet relativt mark
α	Anfallsvinkel för ett flygplan som helhet
μ	Viskositet
ρ	Fluiddensitet
τ_{ij}	Viskös spänningstensor
φ	Roderutslag

Ordlista

Detta är en ordlista över svenska begrepp där det engelska begreppet är mer veder-
taget.

Anfallsvinkel	Angle of attack
Bankning	Roll
Dragkraft	Thrust
Gir	Yaw
Höjdroder	Elevator
Kombinerat skev- & höjdroder	Elevon
Luftmotstånd	Drag
Lyftkraft	Lift
Masscentrum	Center of gravity
Skevroder	Aileron
Stigning	Pitch
Tryckcentrum	Center of pressure

Innehåll

Förkortningar	ix
Nomenklatur	xiii
Figurer	xvii
Tabeller	xix
1 Introduktion	1
1.1 Bakgrund	1
1.2 Syfte	2
1.2.1 Problembeskrivning	2
1.3 Avgränsningar	2
2 Teori	3
2.1 Grundläggande strömningsmekanik	3
2.1.1 Laminärt och turbulent flöde	3
2.1.2 Inkompressibelt flöde	3
2.1.3 Krafter från fluider	3
2.2 Definitioner och koordinatsystem	4
2.3 Flygplanets delar	5
2.3.1 Vingens funktion	5
2.3.2 Framdrivning	6
2.3.3 Stjärtpartiet	6
2.3.4 Kontrolllytor och deras funktion	6
2.4 Flygdynamik	6
2.4.1 Krafter och kraftjämvikt	7
2.4.2 Vridmomentjämvikt	8
2.4.3 Kontrolllytor och jämvikter	8
2.4.4 Dynamisk stabilitet	9
2.5 Numeriska beräkningsmodeller	9
2.5.1 Navier-Stokes ekvationer	9
2.5.2 Reynoldsmedelvärderade Navier-Stokes ekvationer	10
2.5.3 K-epsilon-modell	10
2.5.4 K-omega-modell	10
2.5.5 SST K-omega-modell	10
2.5.6 Gammaövergångsmodell	10

3	Metod	11
3.1	Experimentell undersökning av ursprunglig design	11
3.1.1	Uppställning	11
3.1.2	Genomförande	12
3.1.3	Dataanalys	13
3.1.4	Feluppskattning	13
3.2	Felsökning och val av områden	13
3.3	Dimensionering av nya kontrolllytor	14
3.4	Numeriska beräkningar	15
3.4.1	Simuleringsmodell	15
3.4.2	Numeriska beräkningar genomförande	16
3.4.3	Dataanalys av numeriska beräkningar	16
4	Resultat	19
4.1	Vindtunneltest	19
4.2	Gemensamma referensfall	23
4.3	Numeriska resultat för inre och yttre elevoner	25
4.4	Fullständig karaktärisering av de yttre elevonerna	27
5	Diskussion	31
5.1	Utvärdering av den ursprungliga designen	31
5.1.1	Stigningsmoment	31
5.1.2	Bankningsmoment	32
5.1.3	Lyftkraft	32
5.1.4	Propellerns påverkan	32
5.2	Verifiering av CFD med vindtunnel	33
5.3	Jämförelse mellan designerna	33
5.3.1	Lyftkraft och luftmotstånd	34
5.3.2	Stigningsmoment	34
5.3.3	Bankningsmoment	34
5.3.4	Utvärdering av skillnader mellan designerna	34
5.4	Flygkaraktäristiken hos de nya elevonerna	35
5.5	Tyngdpunktens läge	35
5.6	Förbättringsmöjligheter hos drönaren	36
6	Slutsatser	37
	Referenser	39
A	Resultat från tidigare tester	I
B	Hur M_y beräknas för vindtunneln	III
C	Tabell över meshinställningar	V

Figurer

1.1	Befintlig kolfibermodell monterad i vindtunneln.	2
2.1	Koordinatsystemet som används. Drönaren är här illustrerad då $\alpha = 0^\circ$.	4
2.2	De tre rotationsaxlarna: <i>stigning</i> (I), <i>bankning</i> (II) samt <i>gir</i> (III). Drönaren är här illustrerad då $\alpha = 0^\circ$	5
2.3	En vingprofil med strömlinjer samt krafterna F_L och F_M	5
2.4	De fyra krafterna involverade i flygdynamiken. Drönaren är här illustrerad då $\alpha = 0^\circ$	7
3.1	Uppställning i vindtunneln och dess olika delar [1]. Återgiven med tillstånd.	12
3.2	CAD- modell av den ursprungliga modellens vänstra vinge.	14
3.3	CAD- modell av den nya modellens vänstra vinge.	14
3.4	Beräkningsdomänen för fallet utan vindtunnel.	16
4.1	M_y som funktion av α	19
4.2	M_x som funktion av α för $\alpha \leq 8$	20
4.3	M_x som en funktion av α för $\alpha \geq 8$	20
4.4	F_O som funktion av α	21
4.5	M_y som en funktion av α med propeller monterad.	21
4.6	M_x som en funktion av α med propeller monterad.	22
4.7	F_O som en funktion av α med propeller monterad.	22
4.8	F_O som en funktion av α , referensfall från CFD och vindtunneltester.	23
4.9	M_y som en funktion av α , referensfall från CFD och vindtunneltester.	23
4.10	CoP_x som en funktion av α , referensfall från CFD och vindtunneltester.	24
4.11	F_L från CFD för inre och yttre elevoner.	25
4.12	F_L/F_M från CFD för inre och yttre elevoner.	25
4.13	M_y från CFD för inre och yttre elevoner.	26
4.14	M_x från CFD för inre och yttre elevoner.	26
4.15	F_L för de nya elevonerna som en funktion av α för varierande φ	27
4.16	F_L/F_M för de nya elevonerna som en funktion av α med varierande φ .	27
4.17	M_y för de nya elevonerna som en funktion av φ med varierande α . . .	28
4.18	M_y för de nya elevonerna som en funktion av α med varierande φ . . .	28
4.19	M_x för de nya elevonerna som en funktion av φ med varierande α . . .	29
A.1	Figur 4.5 från tidigare masterarbete [1]. Återgiven med tillstånd. . . .	I
A.2	Figur 4.7 från tidigare masterarbete [1]. Återgiven med tillstånd. . . .	II

Tabeller

C.1	Inställningar för generering av beräkningsmaska.	V
-----	--	---

1

Introduktion

Sjöräddning räddar liv. Olyckor på havet kan inträffa när som helst och sker oftast utan förvarning. Därför är det viktigt för sjöräddare att vara väl förberedda på olika scenarion samt ha tillgång till den senaste tekniken för att kunna hantera nödsituationer på ett effektivt sätt [1].

Svenska Sjärräddningssällskapet (SSRS) har identifierat ett behov av att kunna inhämta visuell information omgående vid en insats. För att göra detta möjligt vill man använda obemannade luftfarkoster, så kallade *drönare*, utrustade med kameror. Detta gör det möjligt för sjöräddare att få en bättre överblick över situationen och att fatta snabbare och mer informerade beslut [1].

En annan viktig funktion som SSRS vill erbjuda är att snabbt kunna leverera nödpaket, exempelvis hjärtstartare, till sjöfarare som befinner sig i nöd. Detta kan hjälpa SSRS i deras arbete med att rädda liv och minimera skador i nödsituationer. Även detta behov kan tillgodoses med hjälp av drönare [1].

1.1 Bakgrund

Mastersarbetet "Design and Evaluation of UAV System to Support Naval Search and Rescue" vid Chalmers tekniska högskola ämnade att ta fram en drönare till SSRS, med kravet från SSRS att den skulle kunna nå 95% av alla olycksfall inom 20 minuter för att sedan patrullera runt olycksplatsen i ytterligare 40 minuter. Detta kräver att den ska kunna flyga med en hastighet av 35 m/s i 20 minuter för att sedan flyga omkring i starka vindar på upp till 15 m/s i 40 minuter. Författarna till mastersarbetet konstruerade en slutgiltig drönare med vikten 2 kg och utvidgade kraven till att även kunna transportera en last på 1 kg [1].

Ett klassiskt flygplan har en tydlig uppdelning mellan kropp och vingar, medan en *blended wing body* (BWB) är en typ av flygfarkost som inte har någon uppdelning mellan vingarna och mitten av flygkroppen. En fördel med detta är att hela kroppen på en BWB kan producera lyftkraft, till skillnad från ett traditionellt flygplan där denna kraft endast genereras av vingarna. Detta gör att en BWB får mer lyftkraft per vikt och därmed kan göras lättare och spara bränsle [2]. Studier indikerar på att en BWB i komersiell drift skulle kunna minska bränsleförbrukningen med 20% jämfört med ett konventionellt flygplan [3]. Det är däremot svårare att designa en stabil BWB jämfört med ett konventionellt flygplan [2].

Miltén och Svensson tog fram en design för en propellerdriven BWB-drönare som teoretiskt uppfyllde kraven från SSRS, i denna text *ursprunglig design*, och testade denna både i vindtunnel och med hjälp av numeriska beräkningar (CFD). Simuleringar visade att flygkroppen presterar över förväntningar vid marschflygning och flyger stabilt i flera olika scenarion [1]. Vid en senare opublicerad testflygning visade det sig att drönaren direkt efter start vek av skarpt åt vänster relativt sin egen färdriktning för att sedan krascha. Därmed är drönaren inte flygduglig. I figur 1.1 finns modellen som Miltén och Svensson designade monterad i vindtunneln.



Figur 1.1: Befintlig kolfibermodell monterad i vindtunneln.

1.2 Syfte

Syftet med projektet är att undersöka källor till den instabilitet som upptäckts i tidigare provflygningar av den befintliga drönaren samt föreslå ändringar för att öka stabiliteten vid flygning. Dessutom ska eventuella ändringars påverkan på luftmotstånd undersökas.

1.2.1 Problembeskrivning

Vid tester av den befintliga modellen uppstod problemet att drönaren inte är dynamiskt stabil efter start och kan därför inte fortsätta flyga. Orsaker till denna instabilitet ska undersökas och karaktäriseras i experimentella tester. Vidare ska ett förbättringsförslag ges och utvärderas i CFD.

1.3 Avgränsningar

Kandidatarbetet är avgränsat till att ej behandla drönarens övergripande design, såsom vingprofiler och placering av vingar. Dessutom krävde begränsad tillgång till vindtunneln en avgränsning kring hur många mätningar som kunde genomföras. Projektet begränsades även till att inte använda beräkningskluster för CFD.

2

Teori

Detta avsnitt presenterar grundläggande strömningsmekanik samt vad som händer med en kropp när den rör sig i en fluid. Därefter redogörs det vad begreppet stabilitet innebär och vad som krävs för att det ska uppnås. Till sist introduceras de numeriska modeller som används i projektet.

2.1 Grundläggande strömningsmekanik

Strömningsmekaniken tillhandahåller verktyg för att beskriva interaktioner mellan fluider och solider. Föremål som rör sig genom en fluid upplever en kraft som påverkas av flera egenskaper hos både fluiden och soliden [4].

2.1.1 Laminärt och turbulent flöde

Laminärt flöde karaktäriseras av att fluidens partiklar följer parallella linjer utan att blandas. Sådant flöde tenderar att förekomma vid låga hastigheter. Då hastigheten ökar övergår flödet från laminärt till turbulent, vilket innebär att det ordnade och oblandade flödet övergår till oordnat och blandat. Vid turbulens bildas virvlar i flödet som är slumpmässiga och svåra att förutspå [5].

2.1.2 Inkompressibelt flöde

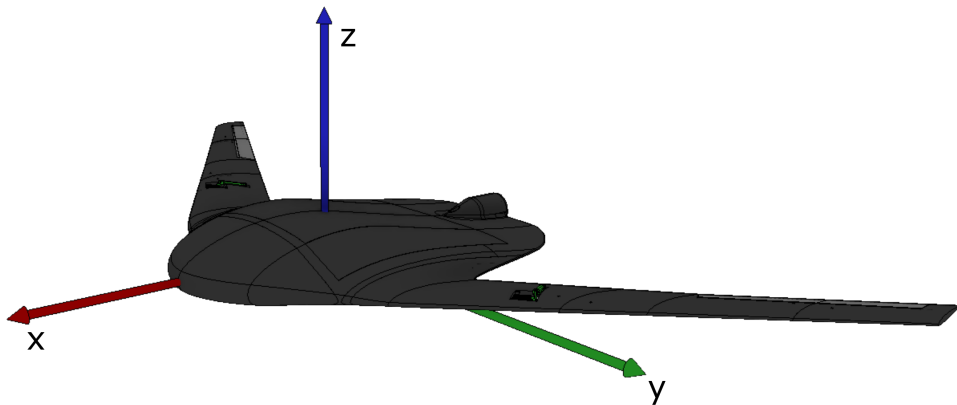
Inkompressibelt flöde innebär att densiteten på fluiden inte ändras med hastigheten, något som förenklar hanteringen av fluidens egenskaper. För hastigheter under 100 m/s kan luftflöde antas vara inkompressibelt [6, s. 35].

2.1.3 Krafter från fluider

När ett objekt rör sig i en fluid uppstår resulterande krafter som beror på flera fenomen [4]. För det flöde som råder kring flygplan kommer de dominerande krafterna att komma från tryckskillnader i fluiden och viskösa effekter [1], alltså fluidens förmåga att motverka sjuvspänningar [7]. Dessa krafter kan gemensamt integreras upp till en enda resulterande kraft [1].

2.2 Definitioner och koordinatsystem

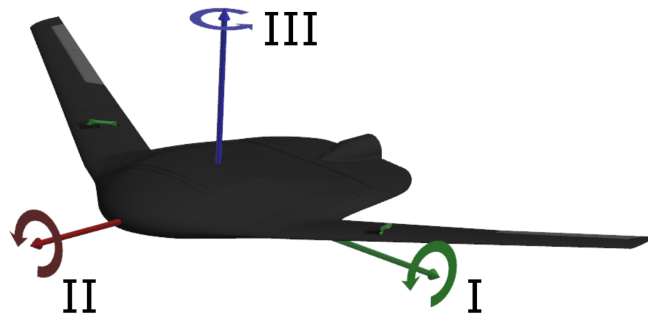
För att kunna notera de ekvationer som följer behövs ett koordinatsystem. I denna rapport definieras \hat{x} som en enhetsvektor i den riktning flyplanet färdas i relativt den omkringliggande luften. Relativt detta definieras \hat{y} som 90° åt vänster i planets färdriktning, så att xy -planet är parallellt med en stilla havsyta. Slutligen definieras $\hat{z} = \hat{x} \times \hat{y}$ uppåt ortogonalt mot xy -planet. Origo placeras i *masscentrum* (CoG, engelska *center of gravity*). En storhet med riktning, exempelvis en kraft eller en hastighet, noteras som en vektor \vec{u} där $\|\vec{u}\| = u$.



Figur 2.1: Koordinatsystemet som används. Drönaren är här illustrerad då $\alpha = 0^\circ$.

På flygplanet verkar normalt fyra krafter. *Lyftkraft* med riktning i positiv z -led; *luftmotstånd* med riktning i negativ x -led; gravitationen, vilken definieras som tyngdaccelerationen och därmed kan antas verka i CoG med riktning i negativ z -led; samt en framdrivande kraft kallad *dragkraft* (engelska *thrust*) som verkar i positiv x -led. För att beskriva flygplanets vinkel mot luftströmmen används normalt *anfallsvinkeln* (α , engelska *angle of attack*). Anfallsvinkeln definieras som vinkeln mellan planets referenslinje och xy -planet.

För att beskriva ett flygplans rörelser i tre dimensioner, utöver dess hastighet framåt, används rotation runt tre axlar: *stigning* (engelska *pitch*) är flygplanets rotation kring y -axeln, och därmed den rörelse som ändrar α ; flygplanets rotation kring x -axeln, kallat *bankning* (engelska *roll*); och flygplanets rotation kring z -axeln, kallat *gir* (engelska *yaw*).



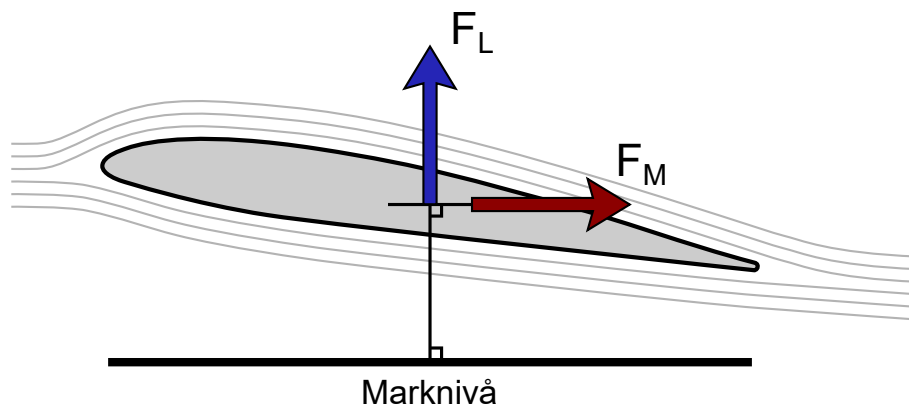
Figur 2.2: De tre rotationsaxlarna: *stigning* (I), *bankning* (II) samt *gir* (III). Drönaren är här illustrerad då $\alpha = 0^\circ$.

2.3 Flygplanets delar

Drönaren som behandlas i detta projekt är en BWB. För att förstå denna krävs förståelse för ett flygplan i allmänhet, vilka delar som finns och deras funktion. Detta kan sedan användas för att beskriva krafter som verkar på ett flygplan matematiskt.

2.3.1 Vingens funktion

En vinge som rör sig i en fluid påverkas enligt kapitel 2.1.3 av en resulterande kraft. Delen av denna kraft som är vinkelrät mot hastigheten kallas *lyftkraft* (engelska *lift*) och den del som är parallell med hastigheten kallas *luftmotstånd* (engelska *drag*). För hela flygplanet kommer den resulterande kraften att verka i *tryckcentrum* (engelska *Center of pressure*, förkortat CoP).



Figur 2.3: En vingprofil med strömlinjer samt krafterna F_L och F_M .

Om vinkeln som vingen avlänkar luften med är för stor separerar strömlinjerna från vingen och trycket på ovansidan av vingen ökar, vilket resulterar i att lyftkraften minskar drastiskt. Detta kallas att vingen *stallar* (engelska *stall*) [8]. Detta är speciellt viktigt att beakta kring kontrollytor då dessa kan förlora sin funktion om vingen stallar. Genom att låta vingens spets vara vriden med en lägre anfallsvinkel relativt resten av vingen kan man få den att stalla senare [9, s. 319].

2.3.2 Framdrivning

För att kunna bibehålla flygning behöver ett flygplan en hastighet framåt. Vanligtvis behöver denna hastighet komma från någon form av framdrivning. I de flesta fall kommer framdrivningen från en jetmotor eller en propeller.

2.3.3 Stjärtpartiet

Ett konventionellt flygplan har ett *stjärtparti* (engelska *empennage* eller *tail*). Detta används främst till att generera stabilitet [9, s. 460]. På BWBer händer det dock ibland att denna del saknas, något som gör att dessa flygplans utformning måste ta hänsyn till att stjärtpartiets funktion utförs av andra delar på flygplanskroppen [1].

2.3.4 Kontrolllytor och deras funktion

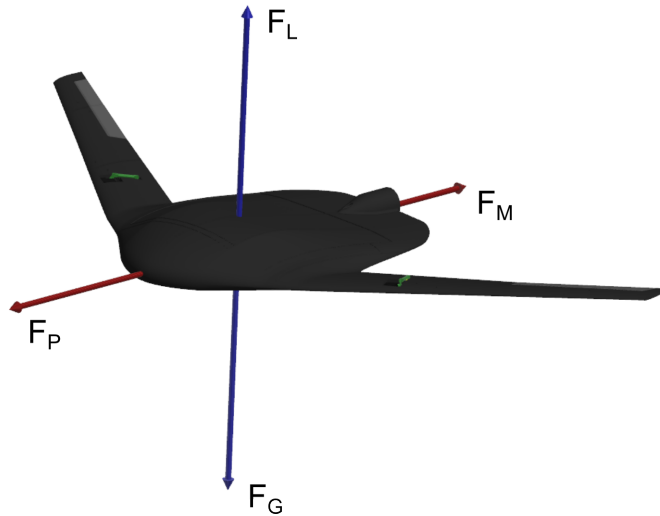
För att påverka hur ett flygplan rör sig genom luften behövs någon form av kontrollmekanism. En sådan är vanligen en *kontrolllyta* i form av ett roder. Dessa fungerar genom att kontrolllytan är rörlig i förhållande till övriga vingen och då kan rikta om luftflödet [10].

De roder som vanligtvis används är *höjdroder* (engelska *elevator*) för att kontrollera stigning, *skevroder* (engelska *aileron*) för att kontrollera bankning och *sidoroder* (engelska *rudder*) för att kontrollera gir. Flygplan ändrar i de flesta fall inte sin kurs genom att ändra gir utan genom att kombinerat ändra bankning och stigning, medan gir vanligtvis enbart korrigerar för exempelvis sned luftström [9, s. 475].

På flygplan som enbart har ett vingpar kombineras ofta höjd- och skevroden till en kontrolllyta med de bådas funktion (engelska *elevon* från *aileron* och *elevator*). I denna rapport används omväxlande orden *elevon*, roder och kontrolllyta för att beskriva denna enda kontrolllyta hos vår BWB. Vinkeln φ används för att beskriva *elevonernas* vinkel relativt neutralläget med positiva vinklar då *elevonen* är riktad uppåt.

2.4 Flygdynamik

Ett flygplan i rörelse påverkas av krafter på samma sätt som alla andra solida objekt [5]. Stabil flygning inträffar när kraft- och vridmomentjämvikt råder [11], vilket medför att stabilitetsläget ändras om exempelvis masscentrum flyttas. Det gäller emellertid att stabil flygning kan ske vid flertalet α eftersom att jämvikt kan uppstå vid flera olika kombinationer av α och φ .



Figur 2.4: De fyra krafterna involverade i flygdynamiken. Drönaren är här illustrerad då $\alpha = 0^\circ$.

2.4.1 Krafter och kraftjämvikt

Lyftkraften respektive luftmotståndet beskrivs av ekvation 2.1 respektive 2.2 där C_L är lyftkraftskoefficienten, C_M är luftmotståndskoefficienten, A är referensarean och ρ är luftens densitet. De två koefficienterna är en funktion av flygplanets utformning, inklusive eventuella kontrollytor, samt α [1]. Utöver dessa två krafter verkar bland annat gravitationskraften, som definieras i ekvation 2.3.

$$\vec{F}_L = C_L \cdot A \cdot \rho \cdot v^2 \cdot \hat{z} \quad (2.1)$$

$$\vec{F}_M = -C_M \cdot A \cdot \rho \cdot v^2 \cdot \hat{x} \quad (2.2)$$

$$\vec{F}_G = -m \cdot g \cdot \hat{z} \quad (2.3)$$

Här är v flygplanets hastighet relativt den omkringliggande luften och planets hastighet relativt marken blir därmed $v\hat{x} + \vec{v}_{vind}$.

Om ett flygplan ska kunna flyga vid mer än en hastighet behöver hänsyn tas till att \vec{F}_L beror på hastigheten. Då \vec{F}_G är konstant måste något i ekvation 2.1 kunna ändras för att tillåta stabil flygning vid mer än en hastighet. Detta sker genom att C_L varierar med α , något som innebär att stabil flygning inträffar vid ett unikt α för varje hastighet. Vad C_L är och hur mycket den ändras med α beror därmed helt på vilka hastigheter flygplanet är dimensionerat att flyga i [9, s. 343].

Ett flygplan med framdrivning kommer ha en dragkraft framåt, \vec{F}_P . Denna framåtriktade dragkraft kommer vanligen att ge bidrag både i x -led och i z -led eftersom α kan variera. I denna rapport låter vi \vec{F}_P verka i en linje som skär CoG parallellt med den referenslinje som definierar α så att

$$\vec{F}_P = F_P \cdot (\cos \alpha \cdot \hat{x} + \sin \alpha \cdot \hat{z}). \quad (2.4)$$

Särskilt går det att notera att för små α blir \hat{z} -termen liten och kan därmed försummas.

Om ett flygplans färdriktning är parallell med vindriktningen finns inga krafter i y -led. Försummas eventuell sidvind ges kraftjämvikt av

$$C_M \cdot A \cdot \rho \cdot v^2 = F_P \cdot \cos \alpha \quad (2.5)$$

och

$$mg = C_L \cdot A \cdot \rho \cdot v^2 + F_P \cdot \sin \alpha. \quad (2.6)$$

2.4.2 Vridmomentjämvikt

Utöver kraftjämvikt behövs vridmomentjämvikt för stabil flygning. I denna rapport beräknas vridmomentet kring CoG. Gravitationen kan därmed helt bortses från då den verkar i CoG. Även alla krafter från flygplanets framdrivning kan vanligen bortses från, då summan av dessa krafter normalt är riktade genom CoG.

De enda momentbidrag som finns är de som kommer från krafter som verkar i CoP och eventuellt ett momentbidrag från att ha en roterande propeller. Det senare innebär att propellerplan antingen måste vara asymmetriska i sin utformning, ta hjälp av kontrolllytor eller ha propellrar vars vridmoment tar ut varandra.

Det totala vridmomentet på flygplanet kan alltså beskrivas som

$$\vec{M}_{Total} = \vec{M}_{propellrar} + \vec{r}_{CoP} \times \vec{F}_{CoP} \quad (2.7)$$

där \vec{r}_{CoP} är vektorn från CoG till CoP.

Förutsatt att ett flygplan är symmetriskt kring den tidigare definierade x -axeln finns inga girmoment, men vid sidvind gäller detta inte. Om ingen kontrolllyta motverkar detta girmoment kommer de flesta flygplan att svänga då de utsätts för vindar som inte är parallella med dess symmetrilinje [12].

Bankning- (M_x), stignings- (M_y) respektive girmomentet (M_z) beräknas genom att projicera det totala momentet på x -, y - respektive z -axeln.

Eftersom momentet beräknas kring CoG skulle det påverkas av att CoG flyttas. Att flytta CoG längs flygplanets referenslinje skulle med det ovan definierade koordinat-systemet innebära att flygplanet flyttas relativt origo. Detta innebär alltså att \vec{r}_{CoP} får ett annat värde, vilket ändrar momentet med en term $\vec{r}_{\text{flyttning}} \times \vec{F}_{CoP}$.

2.4.3 Kontrolllytor och jämvikter

När en kontrolllyta riktas om från att vara parallell med vingen ändras luftströmmen över kontrolllytan. Detta medför att lyftkraften och luftmotståndet ändras, varvid både \vec{F}_{CoP} och \vec{r}_{CoP} ändras. Detta ger upphov till ett totalmoment. En förenklad modell av detta skulle vara att se bidragen från kontrolllytorna som ytterligare krafter, vilka verkar i respektive kontrolllytas tryckcentrum.

Med denna förenkling kan ekvation 2.7 skrivas om som

$$\vec{M}_{Total} = \vec{M}_{propellrar} + \vec{r}_{CoP} \times \vec{F}_{CoP} + \sum_{\text{kontrolllytor}} \vec{r}_{kontrolllyta} \times \vec{F}_{kontrolllyta} \quad (2.8)$$

där $\vec{r}_{kontrolllyta}$ är en vektor från CoG till en kontrolllytas tryckcentrum och

$$\vec{F}_{kontrolllyta} = A_{kontrolllyta} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot (C_{L,kontrolllyta} \cdot \hat{z} - C_{M,kontrolllyta} \cdot \hat{x}) \quad (2.9)$$

Där $A_{kontrolllyta}$ är en kontrolllytas area och $C_{L,kontrolllyta}$ respektive $C_{M,kontrolllyta}$ är lyftkraftskoefficienten respektive luftmotståndskoefficienten för kontrolllytan där den är monterad på flygplanet enligt ekvation 2.1 och 2.2.

Även om ett flygplan är utformat för att flyga stabilt vid en viss α kan kontrolllytor utnyttjas för att skapa stabil flygning vid andra α . Dessutom har en kontrolllytas utformning stor påverkan på vilka krafter och moment den ger upphov till.

2.4.4 Dynamisk stabilitet

Dynamisk stabilitet är huruvida ett flygplan återgår till stabil flygning vid störning [11]. För ett flygplan där det ej är nödvändigt med mycket goda manöveregenskaper är det normalt önskvärt att ha så kallad positiv stabilitet. Detta innebär att om flygplanet flyger stabilt men plötsligt får en ändrad riktning i luftströmmen kommer momentet ändras på ett sådant sätt att flygplanet återgår till det stabila läget. I stigningsriktningen kan detta göras genom att utforma flygplanet så att CoP flyttas i negativ x -riktning med ökad α och i bankningsriktningen kan detta uppnås genom att låta vingarna peka svagt uppåt [1]. I girriktningen kan dynamisk stabilitet uppnås genom att utforma flygplanet så att CoP flyttas längre från planets nos när luftströmmen faller in mer snett [9, s. 476].

2.5 Numeriska beräkningsmodeller

För närmre analys av strömningsproblem kan *beräkningsströmningsdynamik* (CFD, engelska: *computational fluid dynamics*) användas. Vidare presenteras de relevanta styrande ekvationerna, turbulensmodeller och gammaövergång.

2.5.1 Navier-Stokes ekvationer

Strömningsfall kan beskrivas av Navier-Stokes ekvationer: kontinuitetsekvationen

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (2.10)$$

och momentekvationen

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \rho \vec{g} - \nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}_{ij}. \quad (2.11)$$

Här är ρ densitet, p tryck, \vec{v} en hastighetsvektor, \vec{g} ett gravitationsfält och $\boldsymbol{\tau}_{ij}$ en viskös spänningstensor [6].

Flödet kring en vinge kan till en början vara laminärt, men utvecklas ofta till turbulent nedströms vingen. För att kunna modellera strömningen krävs det att man diskretiserar Navier-Stokes ekvationer med korta tidsintervall och små element. Den metod blir då beräkningsintensiv [13].

2.5.2 Reynoldsmedelvärderade Navier-Stokes ekvationer

För att göra Navier-Stokes ekvationer mindre beräkningsintensiva kan man medelvärdera dem över tid. Då får man det som kallas för Reynoldsmedelvärderade Navier-Stokes (RANS) ekvationer. Dessa ekvationer är grunden till RANS-modellering, som kan användas för att modellera turbulens [13].

2.5.3 K-epsilon-modell

K-epsilon-modellen är en turbulensmodell som använder två transportekvationer för att representera de turbulenta egenskaperna hos flöden. Transportekvationerna syftar att simulera effekter från flödets turbulenta kinetiska energi respektive den turbulenta dissipationen. Modellen är lämplig för att fånga turbulenseffekter i fria flöden med små tryckgradienter [14].

2.5.4 K-omega-modell

K-omega är en två-ekvationsmodell som bygger på RANS-ekvationerna. Modellen bygger på idén att modellera den kinetiska energin hos turbulensen och den specifika dissipationstakten och lösa för dessa två variablerna. Modellen antar att dissipationstakten av turbulensen är proportionell mot produkten av variablerna, och använder detta antagande för att slutföra uppsättningen av ekvationer [15]. Modellen används för att simulera turbulenta flöden och är särskilt bra på turbulensmodellering av separerade flöden över enkla geometrier.

2.5.5 SST K-omega-modell

SST k-omega-turbulensmodellen är en vanligt förekommande turbulensmodell inom CFD. Den kombinerar fördelarna från turbulensmodellerna k-epsilon och k-omega och är kapabel att simulera både laminära och turbulenta flöden i kombination. Modellen fungerar genom att använda k-omega-modellen för att lösa gränsskiktet, vilket kännetecknas av låg turbulensintensitet och hög skjuvning.

I det fria strömningsområdet används istället k-epsilon för att simulera flödet. Modellen motverkar känsligheten mot turbulensegenskaper vid fri strömning vid inloppet, något som är ett vanligt problem med k-omega modellen [16].

2.5.6 Gammaövergångsmodell

Gammaövergångsmodellen är en modell inom strömningsmekanik som används för att beskriva övergången från laminära till turbulenta flöden. Gammaövergångsmodellen bygger på att enbart analysera lokala variabler och gradienter, och är bättre lämpad för att simulera tredimensionella flöden [17].

3

Metod

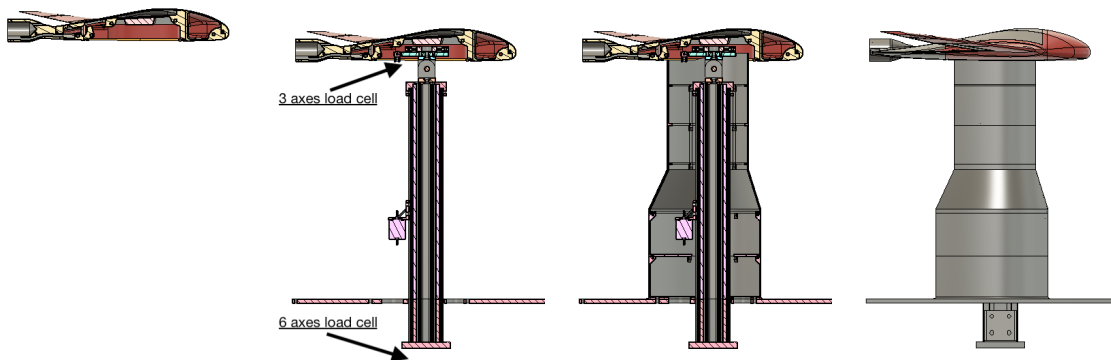
I detta arbete undersöktes tre huvudområden. Först karaktäriserades den ursprungliga designen. Därefter behandlades propellerns påverkan på flygdynamiken. Slutligen togs en ny design av kontrollytornas placering på vingarna fram som sedan karaktäriserades med hjälp av CFD-simuleringar.

3.1 Experimentell undersökning av ursprunglig design

Den ursprungliga designen testades i vindtunneln för att karaktärisera drönarens flygegenskaper, för att studera propellerns påverkan på drönarens egenskaper, samt för att verifiera CFD-tester. Den fysiska modell som användes vid vindtunneltesterna var byggd i kolfiber av Petter Miltén och Christian Svensson, och var samma modell som användes vid de testflygningar som skett. Denna skiljde sig smått från den CAD-modell som användes vid CFD, då kolfiberdrönaren var utrustad med ett v-format stjärtparti i syfte att öka girstabiliteten. Då detta stjärtparti var helt utan kontrolltytor och dessutom litet gjordes bedömningen att dess påverkan på stabilitet och manöverförmåga med avseende på stigning eller bankning var försumbar.

3.1.1 Uppställning

Uppställningen som användes vid vindtunneltesterna byggdes av Petter Miltén och bestod av en pelare monterad på en bottenplatta som monterades i vindtunnelns golv. På pelaren var en 3-axlad lastcell monterad på en fjärrstyrd anfallsvinkeländrare. Drönaren monterades direkt på lastcellen som ställdes in så att α kunde ändras mellan -1° och 12° . Uppställningen visas schematiskt i figur 3.1.



Figur 3.1: Uppställning i vindtunneln och dess olika delar [1]. Återgiven med tillstånd.

Lastcellen registrerade spänning som senare räknades om till kraft i sin höjdriktning och vridmoment i det plan som var ortogonalt mot detta. Eftersom lastcellen roterades när α ändrades beräknades inte \vec{F}_L , utan

$$\vec{F}_O = (F_L \cos \alpha + F_M \sin \alpha) \cdot (\cos(\alpha)\hat{z} - \sin(\alpha)\hat{x}). \quad (3.1)$$

Av samma skäl kunde bankningsmomentet inte beräknas helt parallellt med x -axeln, utan längs en axel parallell med $\cos(\alpha)\hat{x} + \sin(\alpha)\hat{z}$. Däremot kunde M_y beräknas direkt från lastcellen.

Lastcellen var kalibrerad med en förväntad maxavvikelse på 0,1% för kraft och 0,05% för moment [18]. Datan mättes med en frekvens på 1 kHz och varje mätpunkt bestod av ett medelvärde av de senaste 2000 punkterna. Uppställningen sköttes med LabVIEW-kod.

3.1.2 Genomförande

Den flygfärdiga drönaren av kolfiber testades i vindtunneln vid en hastighet på 22 m/s då detta bedömdes vara en lämplig patrullhastighet. Propellern var då ej monterad och mätningarna togs vid varje fjärde grad φ .

För att testa stigningsmomentet sveptes alla heltaliga α från -1° till 12° för φ mellan -20° och 20° . Några undantag gjordes vid negativa φ , då dessa bara testades upp till $\alpha = 11^\circ$ för små φ och $\alpha = 9^\circ$ för $\varphi \geq 12^\circ$ på grund av risk för att drönaren skulle gå sönder.

För att testa bankningsmoment sveptes alla heltaliga α från -1° till 12° och elevonerna roterades lika många grader i motsatta riktningar. Då $\varphi = 4^\circ$ och $\varphi = 8^\circ$ sveptes hela intervallet av α . För $\varphi = 12^\circ$ och $\varphi = 16^\circ$ sveptes endast α mellan 8° och 12° , för att inte överksrida lastcellens begränsning. Testerna då α sveptes mellan 8° och 12° gjordes för bankning åt både höger och vänster, medan övriga tester endast gjordes för bankning åt vänster.

Dessutom undersöktes propellerns effekt på drönarens flygegenskaper, eftersom dessa inte hade testats förut. Varje grad från -1° till och med $\alpha = 12^\circ$ testades med

rodren i neutral position då propellern var inställd på 50 % av dess maxhastighet. Detta undersöktes även med en snedmonterad propeller för att se om egenskaperna är beroende av hur väl propellern monterats. Propellern monterades i det fallet med axeln riktad ca 2° uppåt från längdriktningen då detta var den maximala felmontering som fortfarande tillät propellern att rotera fritt.

Slutligen gjordes även tester vid $\alpha = 8^\circ$ och 15 m/s hastighet med och utan propeller för att undersöka propellerns påverkan vid starten. Vid dessa tester användes 100 % av propellerns maxhastighet.

3.1.3 Dataanalys

Mätningarna från lastcellen behandlades i MATLAB. Med en kalibreringsmatris omräknades spänningarna till en kraft och två vridmoment. Varje mätserie relaterades till en referensmätning med vindtunneln avstängd, så att de spänningar som användes var skillnaden mellan neutralläget och det uppmätta läget. Referensmätningarna innehåller data för alla α eftersom CoGs hävarm med avseende på lastcellen ändras med α . Därefter användes kraften och momenten för att beräkna F_O , M_x och M_y . För F_O användes kraften från lastcellen och som uppskattning av M_x användes momentet i motsvarande riktning från lastcellen. För M_y användes uttrycket $M_y = M_{y,Lastcell} + \|\vec{r}_{Lastcell}\| \cdot F_O$ och som uppskattning av CoP användes uttrycket $\|\vec{r}_{CoP}\| = M_{y,Lastcell}/F_O$, bägge enligt appendix B.

Varje mätpunkt är ett medelvärde av flera mätpunkter som togs med några sekunder mellanrum för att undvika felkällor från stora variationer.

3.1.4 Feluppskattning

Varje medelvärdesbildad mätpunkt uppskattades ha ett fel ungefär lika stort som den största skillnaden mellan de mätpunkter vilkas medelvärde beräknats. För varje mätpunkt felpropagerades detta uppskattade mätfel i spänning till vilken påverkan det har på de beräknade storheterna F_L , M_x och M_y . Detta illustrerades sedan i graferna.

Felpropageringen gjordes med hjälp av en MATLAB-kod som beräknade fel med hjälp av Taylor-utveckling. Koden var från början skriven av Brad Ridder år 2007 och senare omarbetad av Isak Jonsson.

3.2 Felsökning och val av områden

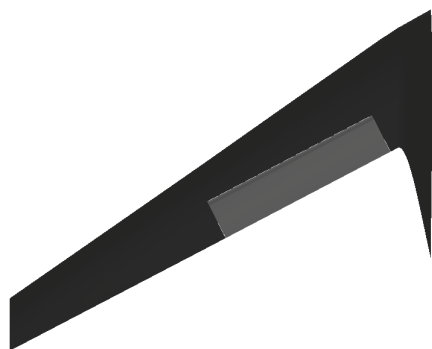
Efter att ha studerat en ej publicerad inspelning av när den ursprungliga designen kraschar direkt efter start valdes att fokusera på vad som kan ge upphov till en sådan krasch. I videon tycks drönaren öka α för att sedan banka mycket åt det håll som vinden enligt närvarande personer blåste. Med beskrivningen att drönaren flögs av pilot erfaren av radiostyrda flygplan utslöts pilotfel som primär anledning till kraschen, varvid fokus kunde läggas på varför piloten inte hade möjlighet att fortsätta flyga drönaren framåt. Detta bedömdes vara ett stabilitetsproblem.

Eftersom instabiliteten kring x -axeln först uppkom efter att α ökat valdes att primärt studera kontrollförmågan kring drönarens stigning, något som är ett vanligt förekommande problem vid design av BWB [2], för att sekundärt studera bankningsstabiliteten.

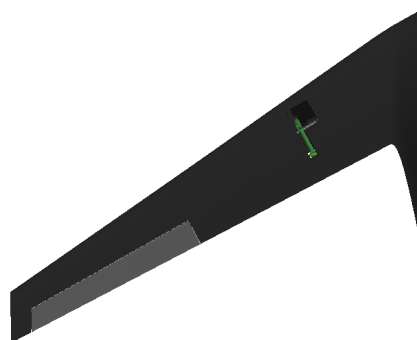
Vid jämförelse med andra BWB noterades att elevonerna satt längre ut på vingarna samt att vingarna ofta är placerade längre bak på drönare [3] jämfört med den ursprungliga designen [1]. Kontrolllytor placerade längre ifrån CoG skulle ge större moment per roderutslag och roderarea, varför det skulle finnas en större möjlighet att stabilisera drönaren. Därmed valdes roderplaceringen som huvudsakligt område att fokusera på.

3.3 Dimensionering av nya kontrolllytor

Målsättningen med de nya kontrolllytorna var att öka stigningsmoment och bevara bankningsmomentet. Som grov uppskattning användes ekvation 2.8 och 2.9. Genom att flytta kontrolllytorna längre ut på vingarna skulle båda vridmomenten ökas, förutsatt bevarad form och storlek på elevonerna.



Figur 3.2: CAD- modell av den ursprungliga modellens vänstra vinge.



Figur 3.3: CAD- modell av den nya modellens vänstra vinge.

Eftersom vingen är smalare längre ut bör dock elevonernas djup minskas när de flyttas längre ut. Vingen är ca 6 cm i tvärsnitt varför en elevon vars djup är ca 3 cm bedömdes vara lämpligt. Eftersom ökad kontroll var önskad gjordes rodret så stort som möjligt. Rodret begränsades av att ett för djupt roder äventyrar vingens hållfasthet och med detta i åtanke bedömdes 2,5 cm vara det närmaste vingens ände som det var strukturellt rimligt att placera rodren. Rodrets längd begränsades till 24 cm på grund av att vingens vridning inte tillät en större kontrolllyta. Om A_1 är arean av de ursprungliga elevonerna, A_2 är arean av de nya elevonerna och termen $C_L \cdot \rho \cdot v^2$ betraktas som en konstant k kan elvonernas krafter i z -led uttryckas som

$$F_1 = k_1 \cdot A_1 \quad (3.2)$$

$$F_2 = k_2 \cdot A_2 \quad (3.3)$$

enligt ekvation 2.9. Detta förutsätter att den term i ekvation 2.9 som är i x -led är försumbar vad gäller M_x och M_y då r_z är litet i den givna designen. Om kraftriktningen antas vara ungefär i z -led gäller då för respektive kontrolllytas momentbidrag \vec{M}_1 och \vec{M}_2

$$\vec{M}_1 = \vec{r}_1 \times k_1 A_1 \hat{z} \quad (3.4)$$

$$\vec{M}_2 = \vec{r}_2 \times k_2 A_2 \hat{z} \quad (3.5)$$

där \vec{r}_1 respektive \vec{r}_2 är vektorn från CoG till respektive kontrolllytas tryckcentrum enligt ekvation 2.8. Antas att lyftkoefficienterna är lika och därmed $k_1 = k_2$ gäller då

$$\vec{M}_2 \cdot \hat{x} = \frac{A_2(\vec{r}_2 \cdot \hat{y})}{A_1(\vec{r}_1 \cdot \hat{y})} \cdot (\vec{M}_1 \cdot \hat{x}) \quad (3.6)$$

$$\vec{M}_2 \cdot \hat{y} = \frac{A_2(\vec{r}_2 \cdot \hat{x})}{A_1(\vec{r}_1 \cdot \hat{x})} \cdot (\vec{M}_1 \cdot \hat{y}). \quad (3.7)$$

Ifall de nya elevonerna placeras ca 2,5 cm från vingpetsen, är ca 3 cm djupa och ca 24 cm långa ger ovanstående ekvationer en uppskattning att bankningsmomentet bör bevaras från de ursprungliga elevonerna medan stigningsmomentet uppskattningsvis fördubblas. Den nya 3D-modellen gjordes genom att skära ut en del av vingen på en modell helt utan roder för att sedan använda utskärningen som roder. Detta ledde till att vingens vridning bevarades i rodret.

3.4 Numeriska beräkningar

Simuleringsprogrammet STAR-CCM+ användes för att simulera flödet kring drönaren. Simulationer utfördes på både den nya och gamla modellen av drönaren, samt gjordes utan vindtunneln som beräkningdomän.

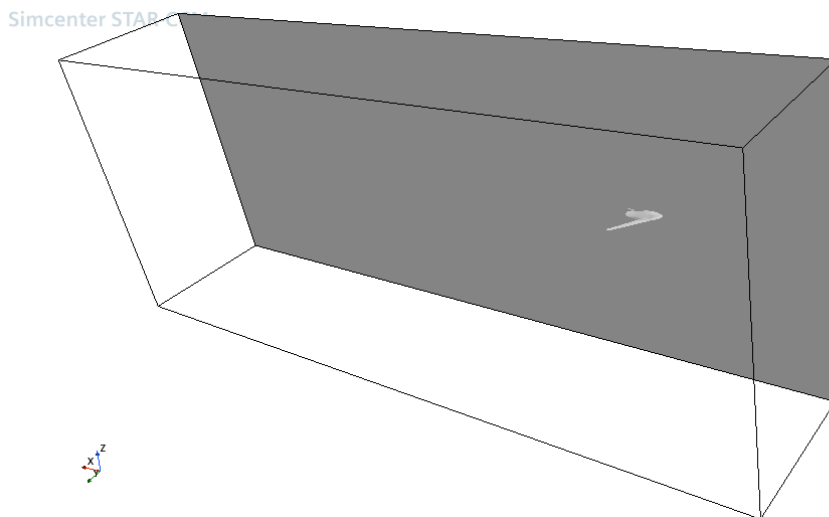
För den nya modellen på drönaren undersöktes stigningsmoment kring CoG för att analysera hur det påverkades av den nya roderplaceringen. Dessutom undersöktes bankningsmomentet, vilket gjordes främst för att avgöra om det bevarades eller ej. Eftersom ändring av roderplacering påverkade drönarens design var det också av intresse att undersöka kvoten F_L/F_D för att studera eventuella förluster för den nya designen.

Därefter genomfördes simulationer för den ursprungliga modellen av drönare. Dessa gjordes för en jämförelse mellan den ursprungliga och nya modellen av drönaren samt för validering av resultaten från vindtunneltesterna.

3.4.1 Simuleringsmodell

Modellen som simulerades bestod av tre delar: drönarens kropp, vingar och elevoner. Dessa importerades som en enda solid geometri från CAD. Simuleringsdomänens gränser bestod av symmetriplan då gränserna är såpass långt bort från kroppen att flödet antas vara oberört. Symmetriplan är även enkla att beräkna vilket gör de till ett bra val. Inloppet till domänen var ett hastighetsinlopp med en konstant lufthastighet över hela tvärsnittet. Utloppet är ett ospecificerat utlopp där lösningen

antar den formen som följer från uppströms beräkningar. Ett symmetriplan delade också domänen längs med flygplansmodellens symmetriplan för att halvera simuleringsstorleken. Simuleringsdomänen visualiseras i figur 3.4.



Figur 3.4: Beräkningsdomänen för fallet utan vindtunnel.

Efter att modellen roterats med aktuellt α och elevon roterats med aktuellt φ genererades en tredimensionell beräkningsmaska över hela domänen. Beräkningsmodellen ärvdes från det tidigare arbetet [1] och redovisas i tabell C.1. Inställningarna är identiska med det tidigare arbetet förutom att *Base Size* förstorades med 40% från 380 mm till 532 mm för att simulationen skulle kunna köras på den tillgängliga hårdvaran.

3.4.2 Numeriska beräkningar genomförande

För att kunna analysera den nya designen gjordes det många simuleringar på denna i CFD. Det valdes att simulera både den nya och ursprungliga modellen i patrullhastighet, alltså 22 m/s.

Det valdes att köra simuleringar för $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$, och 10° . För varje α undersöktes φ . Eftersom de φ som testades i vindtunneltestet befann sig i intervallet -20° till 20° användes samma intervall i dessa mätningar. Vidare valdes det att för alla α köra simuleringar för $\varphi = 0^\circ, \pm 4^\circ, \pm 8^\circ, \pm 12^\circ, \pm 16^\circ$ och $\pm 20^\circ$.

För den ursprungliga designen av drönaren simulerades $\alpha = 2^\circ$ och 4° . För dessa värden på α kördes simuleringar för samma värden på φ som användes för den nya modellen.

3.4.3 Dataanalys av numeriska beräkningar

Från simuleringarna från STAR-CCM+ extraherades data för lyftkraft, luftmotstånd och CoP. Denna data bestod av medelvärden över de senaste 100 iterationerna. Eftersom simuleringarna endast kördes på halva drönaren kunde olika φ användas

för vardera vinge i vidare beräkningar, under antagandet att strömningsituationen för den ena vingen inte påverkade den andra.

När drönarmodellen importerades till **STAR-CCM+** var den i ett globalt koordinatsystem. Den hade ursprungsläget $\alpha = 0^\circ$. När α ändrades roterades drönaren kring en annan punkt än CoG. Då CoP erhöles i det globala koordinatsystemet behövde CoG beräknas för varje α . Utifrån det beräknade CoG kunde stigningsmomentet och bankningsmomentet beräknas.

För dataanalys och beräkningar av moment användes **MATLAB**. För jämförelser med vintunneldata beräknades F_O enligt ekvation 3.1.

4

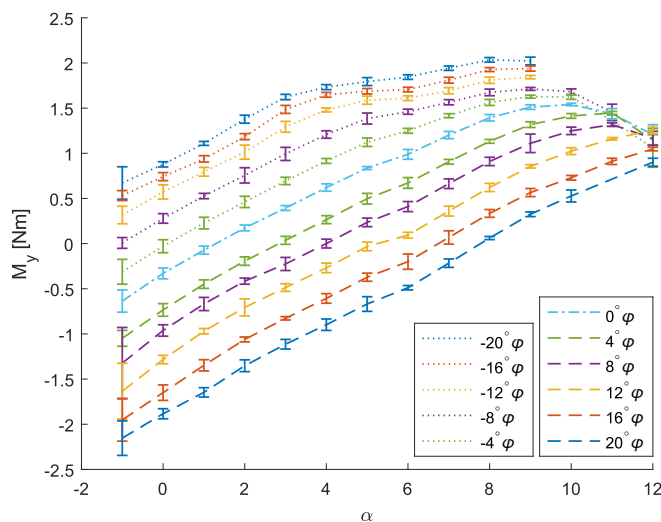
Resultat

I detta kapitel presenteras data från vindtunneltester och simuleringsdata. Först presenteras data från vindtunneltester där den ursprungliga designen karaktäriseras. Vidare presenteras jämförelser av referensfall mellan vindtunneltester och simuleringsdata av den ursprungliga designen. Sedan jämförs simuleringsdata för den nya designen med simuleringsdata från den ursprungliga designen. Slutligen presenteras simuleringsdata för den fullständiga karaktäriseringen av den nya designen.

4.1 Vindtunneltest

Den data som samlades från vindtunneltestet är stigningsmomentet M_y , bankningsmomentet M_x samt lyftkraften F_O . Om inget annat nämns är vindhastigheten 22 m/s för alla tester. Först presenteras resultat för elevontester och senare presenteras tester med propellern i drift.

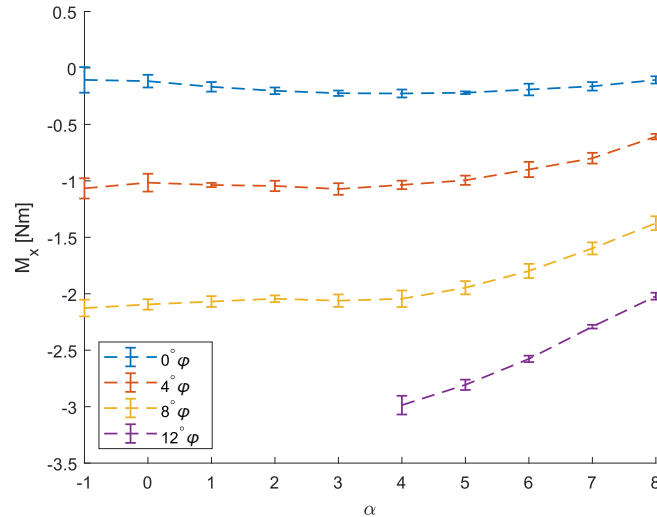
Figur 4.1 visar stigningsmoment vid ett visst α för olika elevonutslag. De olika serierna startar spritt och fortsätter ungefär parallellt till omkring $\alpha = 9$ då momentet börjar falla och serierna konvergerar. Vid stora α och $\varphi < 0^\circ$ såg det visuellt ut som att drönaren utsattes för stora krafter i dess vingar, något som är anledningen till att vissa mätpunkter saknas i denna figur.



Figur 4.1: M_y som funktion av α .

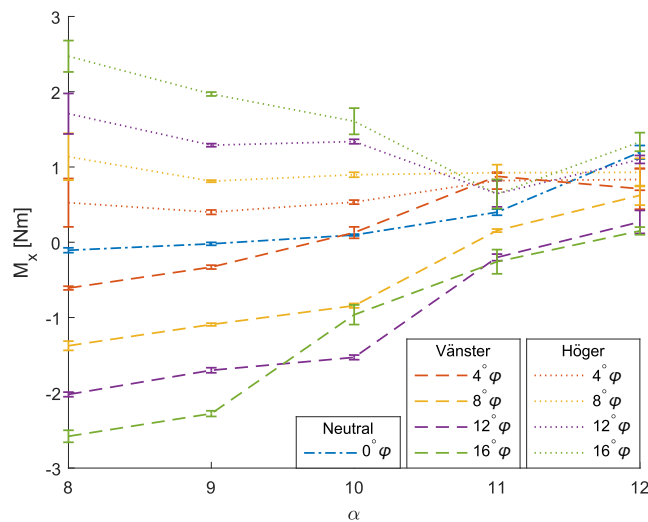
4. Resultat

Figur 4.2 visar bankningsmoment vid bankning åt vänster för $\alpha \leq 8$. Momenten ändrar sig lite vid låga α men då α närmar sig 8 börjar magnituden av momenten minska.



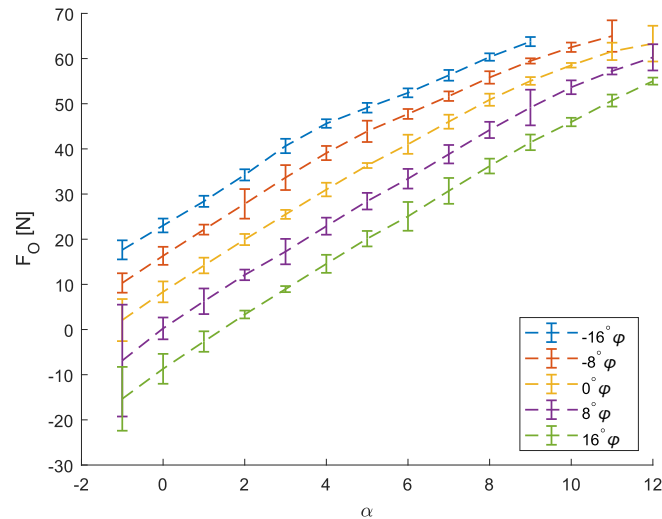
Figur 4.2: M_x som funktion av α för $\alpha \leq 8$.

Figur 4.3 visar bankningsmomentet för två mätserier, bankning åt vänster respektive höger vid $\alpha \geq 8$. Momenten i hela spannet beroende på α . Vid $\alpha = 11$ har alla momenten ungefär konvergerat till spannet 0 – 1 Nm.



Figur 4.3: M_x som en funktion av α för $\alpha \geq 8$.

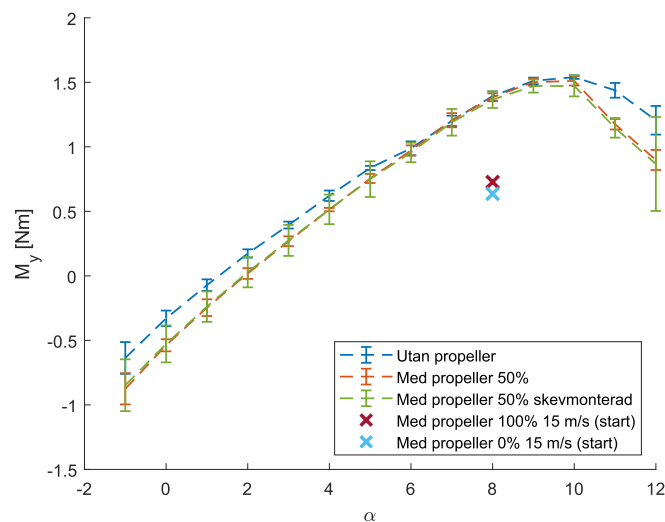
Figur 4.4 visar F_O som funktion av α för olika φ . Serierna med olika φ startar på olika värden men följer samma trend. F_O är störst vid stora negativa φ och lägst vid stora positiva φ .



Figur 4.4: F_O som funktion av α .

För tester med propeller jämförs två testserier med 50 % propellereffekt varav en med skevmonterad propeller mot referensfallet utan propeller. Utöver detta presenteras två datapunkter för startförhållanden där vindhastigheten är 15 m/s.

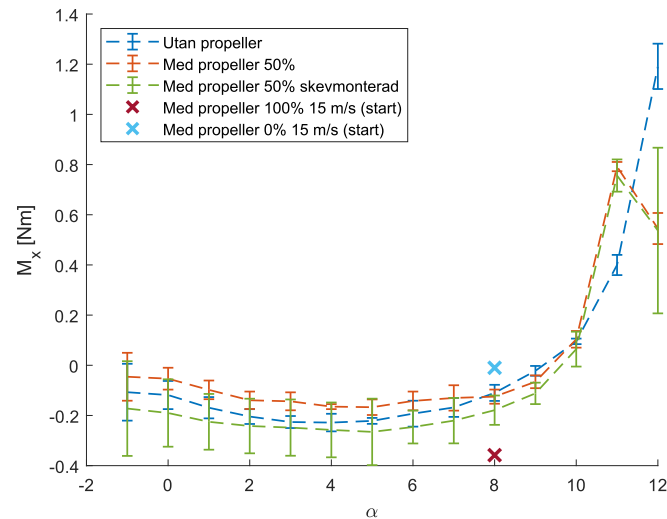
Figur 4.5 visar stigningsmoment för olika anfallsvinklar. Serierna med propellern påslagen har ett lägre stigningsmoment än referensen innan de konvergerar för att sedan divergera igen senare. Serien med skev propeller följer den med rakställd propeller väldigt nära. För datapunkterna skiljer det omkring 0,1 Nm vid max propellereffekt och noll.



Figur 4.5: M_y som en funktion av α med propeller monterad.

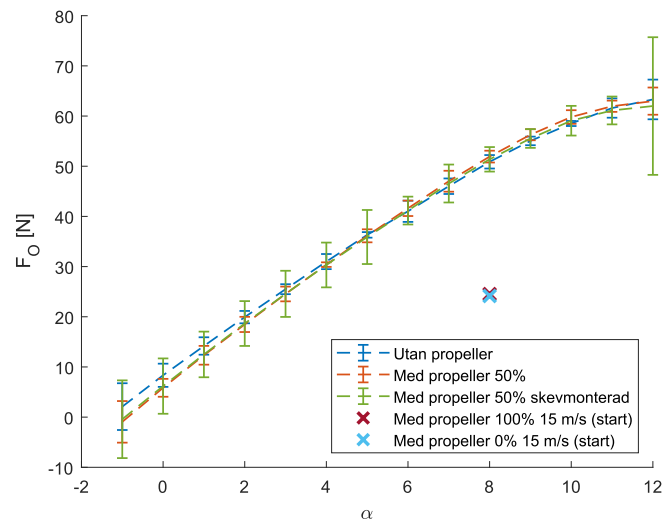
4. Resultat

Figur 4.6 visar bankningsmoment för olika anfallsvinklar. Serierna startar på olika värden men följer en liknande trend av snabbt ökande moment vid höga anfallsvinklar. För datapunkterna skiljer det omkring 0,4 Nm vid max propellereffekt och noll.



Figur 4.6: M_x som en funktion av α med propeller monterad.

Figur 4.7 visar lyftkraften för olika anfallsvinklar. Serierna respektive datapunkterna är till stor del lika varandra.

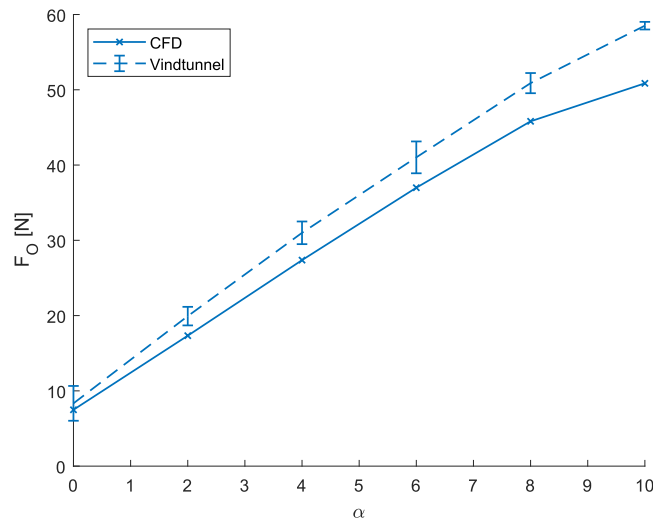


Figur 4.7: F_O som en funktion av α med propeller monterad.

4.2 Gemensamma referensfall

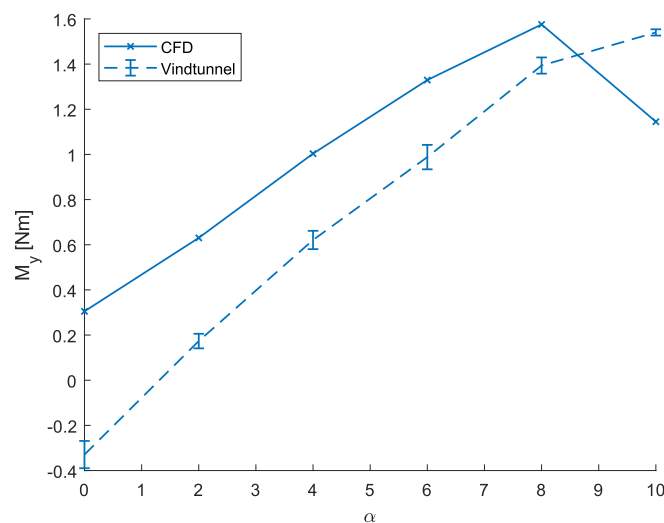
Här presenteras grafer med resultat från numeriska beräkningar tillsammans med resultat från vindtunneltest. Numeriska resultat presenteras med heldragna linjer och resultat från vindtunneltest med streckade linjer samt felstaplar.

Figur 4.8 visar lyftkraft för olika α . De två serierna ligger nära vid $\alpha = 0$ men har olika lutning. Vid $\alpha = 8$ viker serien för CFD av.



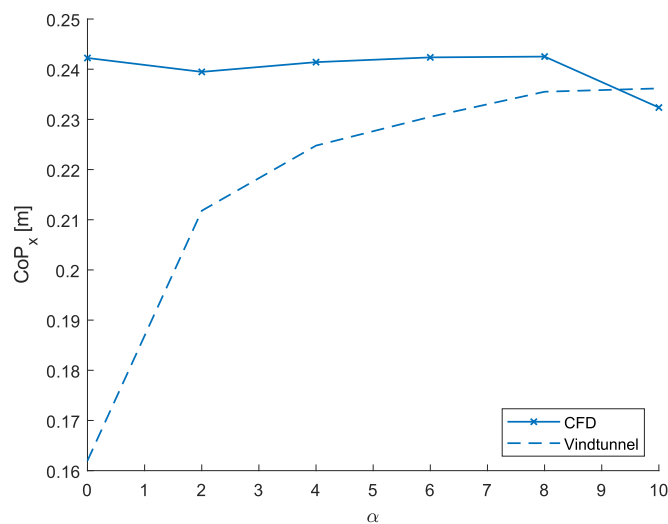
Figur 4.8: F_O som en funktion av α , referensfall från CFD och vindtunneltester.

Figur 4.9 presenterar stigningsmoment för olika α . De två seriernas värden skiljer sig men har liknande lutning. Vid $\alpha = 8$ vänder serien för CFD neråt.



Figur 4.9: M_y som en funktion av α , referensfall från CFD och vindtunneltester.

Figur 4.10 presenterar tryckcentrum i x-led för olika α . Serien för CFD varierar lite förutom vid $\alpha = 10^\circ$. Serien för vindtunneln startar lågt och ökar sedan med avtagande lutning. Serierna är som mest skilda vid $\alpha = 0$ och konvergerar för högre α .

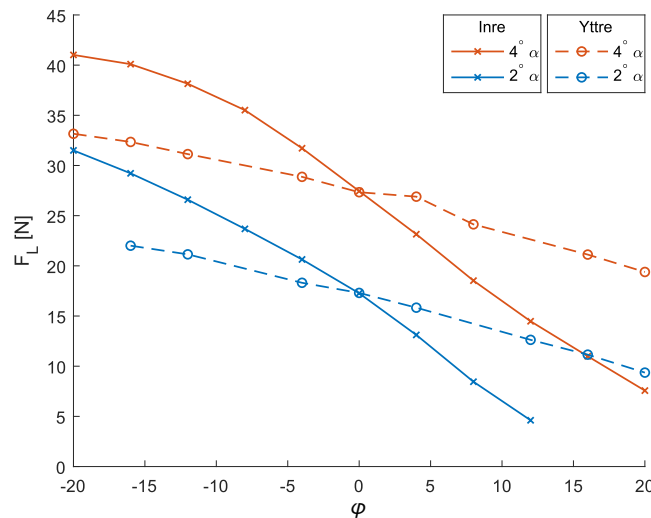


Figur 4.10: CoP_x som en funktion av α , referensfall från CFD och vindtunneltester.

4.3 Numeriska resultat för inre och yttre elevoner

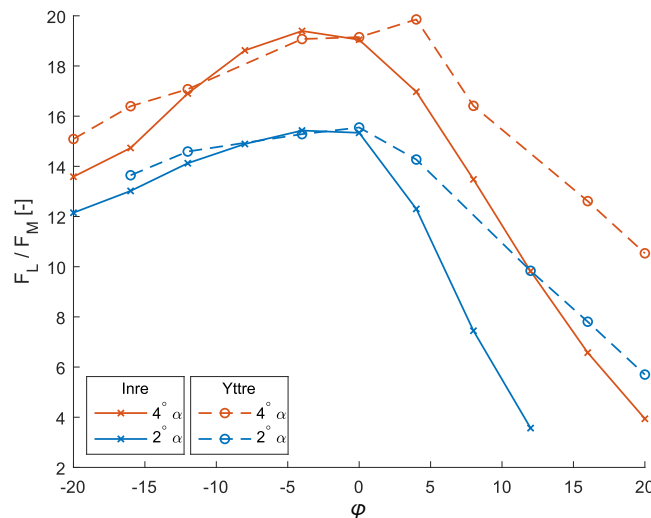
I detta avsnitt presenteras relevanta storheter mellan de två modellerna för fixerade α och varierande φ . För samtliga grafer i detta delkapitel visas data för de inre elevonerna (ursprunglig design) som heldragna linjer och de yttre elevonerna (ny design) som streckade linjer.

Figur 4.11 presenterar lyftkraften mot φ för $\alpha = 2^\circ$ och $\alpha = 4^\circ$. De inre elevonernas lyftkraft varierar mer än de yttre vid förändring av φ . De konvergerar båda i samma punkt vid $\varphi = 0$.



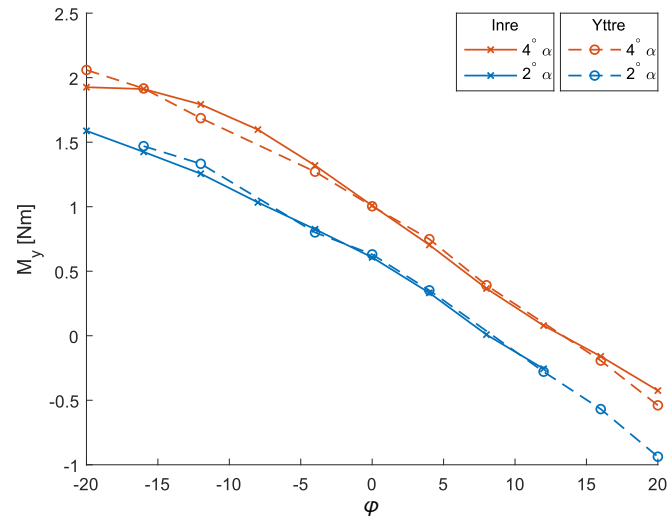
Figur 4.11: F_L från CFD för inre och yttre elevoner.

Figur 4.12 presenterar kvoten av lyftkraften delat med luftmotståndet, F_L/F_M , mot φ för $\alpha = 2^\circ$ och $\alpha = 4^\circ$. Kvoten sjunker generellt för högre magnituder av φ och är högst mellan $\varphi = \pm 4^\circ$. Högre α får generellt en högre kvot.



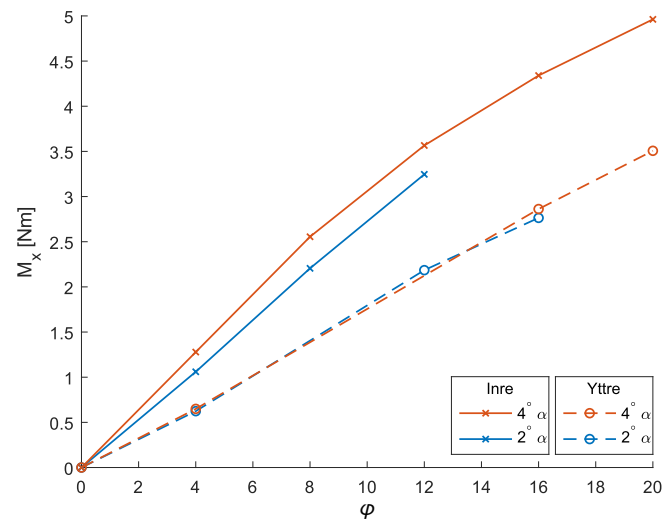
Figur 4.12: F_L/F_M från CFD för inre och yttre elevoner.

Figur 4.13 presenterar stigningsmomentet, M_y , mot φ för $\alpha = 2^\circ$ och $\alpha = 4^\circ$. Momentet skiljer sig lite mellan inre och yttre elevoner för alla φ .



Figur 4.13: M_y från CFD för inre och yttre elevoner.

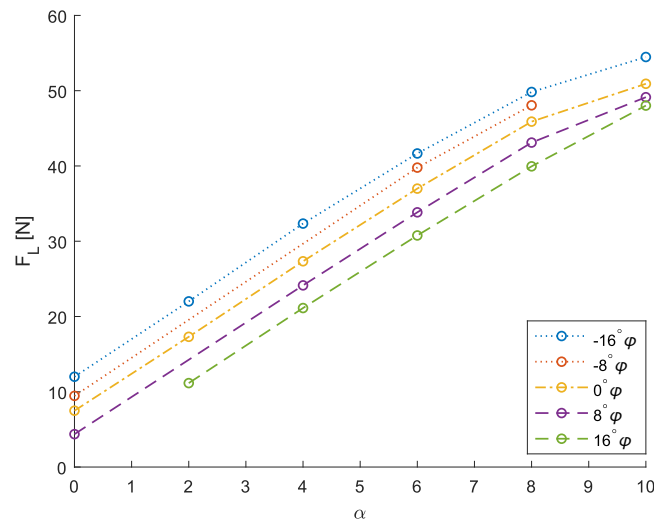
Figur 4.14 presenterar bankingsmoment, M_x , mot φ för $\alpha = 2^\circ$ och $\alpha = 4^\circ$. Momentet för de inre elevonerna ändras vid varierande α . Momentet för de yttre elevonerna är nästan oförändrat vid varierande α .



Figur 4.14: M_x från CFD för inre och yttre elevoner.

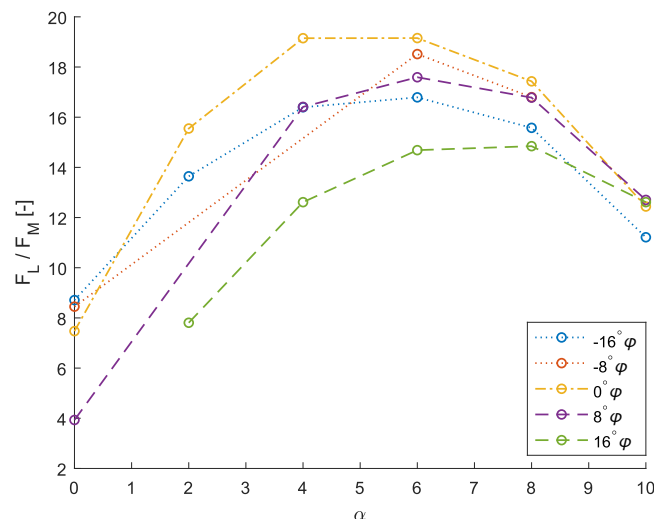
4.4 Fullständig karaktärisering av de yttre elevonerna

Detta delkapitel presenterar data från den fullständiga numeriska analysen av de nya elevonerna. Figur 4.15 visar F_L mot α för varierande φ .



Figur 4.15: F_L för de nya elevonerna som en funktion av α för varierande φ .

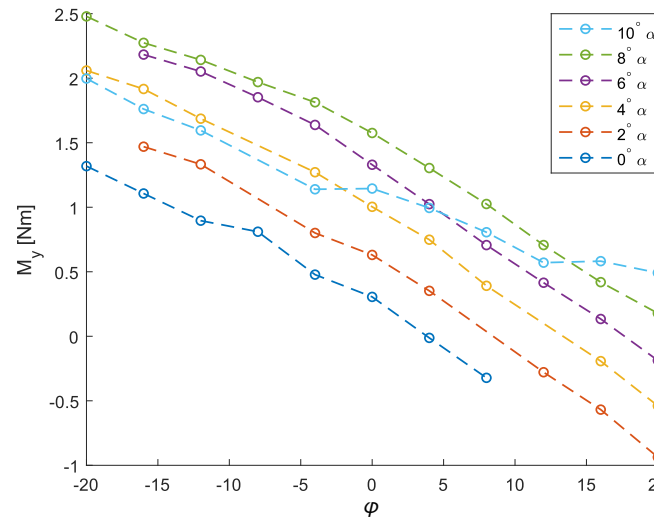
Figur 4.16 visar lyftkraften över luftmotståndet F_L/F_M som en funktion av α för varierande φ .



Figur 4.16: F_L/F_M för de nya elevonerna som en funktion av α med varierande φ .

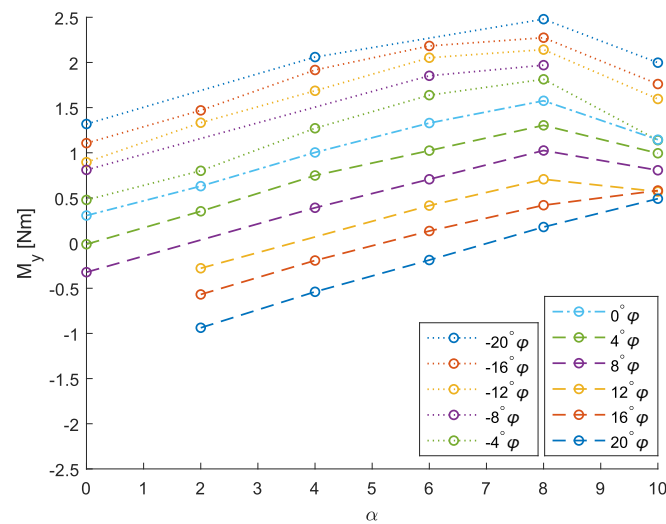
4. Resultat

Figur 4.17 visar stigningsmomentet M_y som en funktion av φ för varierande α . Linjerna är till stor del parallella och skär inte varandra, förutom för $\alpha = 10^\circ$ som viker av vid $\varphi > -4^\circ$.



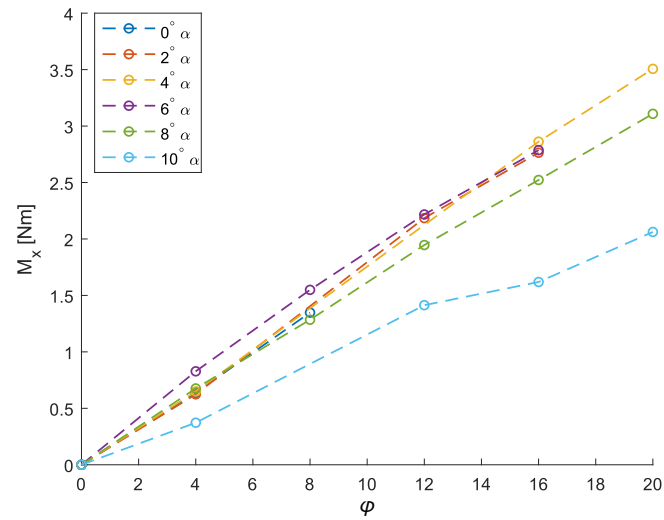
Figur 4.17: M_y för de nya elevonerna som en funktion av φ med varierande α .

Figur 4.18 visar stigningsmomentet M_y som en funktion av α för varierande φ .



Figur 4.18: M_y för de nya elevonerna som en funktion av α med varierande φ .

Figur 4.19 visar bankningsmomentet M_x som en funktion av φ för varierande α . Trenden för $\alpha = 10^\circ$ skiljer sig mest från övriga α .



Figur 4.19: M_x för de nya elevonerna som en funktion av φ med varierande α .

5

Diskussion

Här presenteras först en utvärdering av den ursprungliga designens flygegenskaper utifrån vindtunneltesterna. Därefter följer en jämförelse mellan simuleringar av den ursprungliga designen och vindtunneltesterna i syfte att verifiera CFD. Till sist följer en jämförelse mellan de inre och yttre elevonplaceringarna och en diskussion kring hur stor påverkan CoG har på drönarens flygegenskaper.

5.1 Utvärdering av den ursprungliga designen

Den ursprungliga designen av drönaren testades för vidare undersökning av stigningsmoment, bankningsmoment, lyftkraft, samt propellerns påverkan på drönarens flygegenskaper. Feluppskattningen tyder på små fel för de flesta mätningar som gjordes i vindtunnel.

5.1.1 Stigningsmoment

Resultatet från vindtunneltesterna pekar på att drönaren kan flyga med momentjämvikt och positiv stabilitet för alla $\alpha \leq 8^\circ$ med elevonernas roderverkan i den ursprungliga designen, något som kan utläsas ur figur 4.1 då det för dessa α finns ett φ som gör att $M_y = 0$ samtidigt som $\frac{\partial M_y}{\partial \alpha} > 0$ för alla φ . Vid stora α ändras momentderivatan, varför stabiliteten försämras. Detta sker tidigare för roderutslag med större M_y , något som möjligen kan vara sammankopplat med att den stallar tidigare med rodren riktade nedåt.

Att drönaren skulle ha stallat vid dessa α är svårt att uttala sig om utifrån vindtunneltester, men en tydlig observation är att drönaren visuellt såg ut att utsättas för större krafter vid stora α , särskilt med rodren riktade nedåt. Detta var även anledningen till att α större än 9° inte testades för alla roderutslag, ty det bedömdes finnas en risk att krafterna skulle bli så stora att något kunde gå sönder.

Noterbart är att drönaren har positiva M_y vid $\alpha > 10^\circ$ oavsett roderutslag samt negativa M_y för de flesta roderutslag vid $\alpha < 1^\circ$. Detta indikerar positiv stabilitet för ursprungsdesignen av drönaren.

5.1.2 Bankningsmoment

Ur figur 4.2 kan det utläsas att för $\alpha < 4^\circ$ beror bankningsmomentet på hur stort roderutslaget är. I samma figur noteras även att bankningsmomentet tycks avta när α sedan ökar.

Från figur 4.3 utläses det att alla roderutslag för bankning tycks börja konvergera mot ett positivt M_x när $\alpha \rightarrow 12^\circ$. Denna figur indikerar att roderutslagen inte har någon större påverkan på M_x då $\alpha \geq 11^\circ$ och att $8^\circ < \alpha < 11^\circ$ är en tydlig övergångsregion där roderpåverkan minskar drastiskt med ökande α . Att momenten inte konvergerar mot $M_x = 0 \text{ Nm}$, och att detta inte sker ens vid neutralt roderutslag tyder på någon form av assymmetri.

En orsak till detta kan vara ett tillverkningsfel som gjort drönaren smått assymmetriskt eller att drönaren inte var monterad helt vinkelrät mot luftströmmen vilket gav upphov till ytterligare ett bankningsmoment.

Om denna observation stämmer innebär det att då drönaren flygs med för stor α saknar den bankningskontroll och måste därmed riktas nedåt för att kunna kontrollera rotationer kring x -axeln. Den krasch som filmats visar hur drönaren stiger uppåt för att sedan okontrollerat banka vänster, en rörelse som uppenbarligen skulle ske med sidvind ifall α blev så stor att bankningskontrollen förlorades.

Detta beteende är strömningsmekaniskt rimligt. Vid stora α kommer ett roder riktat uppåt inte vara särskilt uppåtriktat jämfört med luftströmmen samtidigt som ett roder riktat nedåt kommer ställa snabbare än vid små α .

Denna analys kompliceras av att bankningsmomentet mättes kring en axel som vinklades med α , men analyserades som om det var M_x . Då även de största α var såpass små att detta inte borde ha någon större inverkan valdes att bortse från detta för att förenkla analysen.

5.1.3 Lyftkraft

I figur 4.4 visas hur F_O varierar med α för olika φ . Här syns att φ har en stor påverkan på lyftkraften, där en 8° ändring av φ ger en skillnad på 10 N. Detta innebär att lyftkraften ändras mycket vid manövrering, något som skulle kunna göra drönaren svårmanövrerad.

5.1.4 Propellerns påverkan

Utifrån figurerna 4.5-4.7 kan några observationer angående propellerns inverkan på drönaren göras. Inledningsvis kan det nämnas att propellerns påverkan är marginell, men vid startförhållanden är dess inverkan på bankningsmomentet ungefär 0,4 Nm. Detta kan dock kompenseras för med elevoner enligt figur 4.2.

Vid vinkling av propellern med 2° ändras inte drönarens karaktäristik avsevärt. Den skillnad som uppstod kan med enkelhet kompenseras med hjälp av drönarens elevoner. Datan kring propellerns påverkan på bankningsmomentet är emellertid inte tillförlitlig då samma mätning gav varierande resultat vid upprepade försökstillfällen.

Detta är något som syns tydligt i figur 4.6 där felstaplarna i varje mätpunkt är stora jämfört med andra mätpunkter.

5.2 Verifiering av CFD med vindtunnel

Vindtunneltesterna av den ursprungliga designen jämfördes med CFD-simuleringar av samma design i figur 4.8 och figur 4.9. Utifrån dessa bilder kan det sägas att de simulerade värdena stämmer delvis överens med resultaten från vindtunneln. Detta kan bero på att $\alpha = 0$ för modellen i vindtunneln har ett okänt systematiskt fel på någon enstaka grad, något som skulle kunna vara anledningen till att M_y skiljer sig mellan CFD och vindtunneltester. I CFD har M_y ett maximum vid $\alpha = 8^\circ$ i figur 4.9 samtidigt som maximum från vindtunneltesterna i figur 4.1 snarare tycks befinna sig i $\alpha = 10^\circ$. Med dessa skillnader i åtanke stämmer datan någorlunda överens mellan vindtunnel och CFD.

Stigningsmomentet mellan CFD och vindtunnel stämmer inte bra överens. Kurvorna har en liknande form men de simulerade värdena har ett maximum kring $\alpha = 8^\circ$ medan vindtunneldatan ser samma maximum vid $\alpha = 10^\circ$. Om även denna data justeras med avseende på $\alpha = 0$ i vindtunneln växer detta felet.

I både tidigare tester av drönaren [1], se figur A.1, och i figur 4.10 finns det en skillnad i var CoP befinner sig på mer än 1,5 cm för de flesta α . Detta kan delvis bero på approximationen som görs kring hur CoP räknas ut från vindtunneldatan (se appendix B), men med tanke på hur M_y skiljer sig mellan vindtunnel och CFD är det troligare att skillnaden i CoPs läge är det som ger upphov till denna skillnad i stigningsmoment.

Dessutom gäller det att CFD-simuleringarna gjordes med drönaren i en fri ström, medan vindtunneln i sig påverkar strömningen eftersom väggarna är nära drönaren och det dessutom finns en pelare som håller fast drönaren. I masterrapporten diskuterades att vindtunneln påverkade resultaten på ett sådant sätt att tester därifrån enbart kunde användas till att verifiera CFD-tester [1]. Utöver detta finns små olikheter mellan den verkliga drönaren och den ideala CAD-modellen av drönaren, eftersom det i verkligheten kan strömma luft exempelvis mellan roderaxeln och vingen, något som inte tas i beaktning vid simuleringar i CFD.

Trots dessa skillnader går det att dra verkliga slutsatser utifrån CFD-analysen. Resultaten från CFD och från vindtunnel är olika men liknande. Det är därför rimligt att anta att skillnader mellan olika modeller i CFD-simuleringar även skulle synas i vindtunneltester. Därmed går det att få en uppfattning om hur tester som endast genomfördes i CFD, såsom utvärdering av den yttre elevonplaceringen, hade betett sig i vindtunneln.

5.3 Jämförelse mellan designerna

För att undersöka hur elevonernas placering påverkar drönarens flygegenskaper jämfördes den ursprungliga och den nya drönaren. Detta gjordes genom direkta jämfö-

relser mellan simulationer av de två modellerna samt genom att jämföra trender i den simulerade datan för den nya modellen mot trender i data från den ursprungliga modellen i vindtunneln.

5.3.1 Lyftkraft och luftmotstånd

För $\varphi = 0$ är lyftkraft och luftmotstånd identiska då modellerna är identiska i den elevon-neutrala konfigurationen.

Utanför $\varphi = 0$ fås tydliga skillnader i F_L , figur 4.11. De inre elevonerna har en betydligt större påverkan på lyftkraften än vad de yttre har. Att de inre elevonerna påverkar lyftkraften såpass mycket mer beror på att en större del av vingen med högre lyftkraft närmar sig sin stallpunkt. Detta är en dålig egenskap hos de inre elevonerna eftersom det blir svårmanövrerat om lyftkraften ändras mycket vid en manöver. Eftersom de yttre elevonerna har en mindre påverkan på lyftkraften borde de därmed ge drönaren mer fördelaktiga manövreringsegenskaper med avseende på detta.

I figur 4.12 syns det att de yttre elevonerna har högre värden på F_L/F_M för alla φ , speciellt de positiva. För att uppnå stabil flygning vid patrullering krävs det positiva elevonutslag och de yttre elevonerna kommer alltså kunna patrullera längre då man för den lift som krävs för kraftjämvikt får mindre drag.

5.3.2 Stigningsmoment

Ur figur 4.13 utläses att M_y varierar lika mycket med φ vid $\alpha = 2^\circ$ och $\alpha = 4^\circ$ för båda roderplaceringarna. Detta indikerar att härledningen i kapitel 3.3 till att stigningsmomentet borde vara dubbelt så stort för de yttre elevonerna var felaktig. De beräkningar som gjordes i kapitel 3.3 räknade med en tyngdpunkt cirka 2 cm längre bak än som användes i dataanalysen. Det var därmed väntat att den yttre elevonerna skulle ha ett mindre stigningsmoment än det tidigare uppskattade, men inte att det inte skulle vara ett större moment än de inre elevonerna.

5.3.3 Bankningsmoment

Figur 4.14 visar att bankningsmomentet var lägre för den yttre roderplaceringen än för den inre vid samma φ och α . Detta implicerar att uppskattningen i kapitel 3.3 var en felaktig hypotes, eftersom detta kapitel uppskattade ungefär samma bankningsmoment för båda roderplaceringarna.

5.3.4 Utvärdering av skillnader mellan designerna

Sammantaget tyder detta på att elevonerna per area hade en mindre kraft, samtidigt som de var designade med en mindre area. Tillsammans med den längre hävarmen resulterade detta till samma momentverkan med avseende på stigning och en sämre med avseende på bankning. Att elevonerna genererade mindre kraft per area skulle kunna bero på att de satt längre ut på vingen där lyftkraften blir annorlunda på grund av vingvridning.

Eftersom de yttre rodren är mycket mindre till area än de inre har de dock stora fördelar vad gäller F_L/F_M . Detta innebär att en lämplig vidareutveckling skulle vara att försöka öka bankningsmomentet till de inre elevonernas, men behålla de yttre elevonernas F_L/F_M . Detta skulle rimligen kräva en areaökning av elevonerna.

5.4 Flygkaraktäristiken hos de nya elevonerna

I föregående delkapitel diskuterades skillnader och likheter mellan de yttre och de inre elevonerna för $\alpha = 2^\circ$ och $\alpha = 4^\circ$. Detta delkapitel syftar till att belysa den nya drönarens egenskaper utanför detta intervall.

I figur 4.15 syns det att F_L varierar som mest 10 N vid bruk av elevoner, något som tyder på bättre manöveregenskaper än den ursprungliga designen. Figur 4.16 visar samtidigt att lyftkraften per luftmotstånd är som störst i regionen $2^\circ < \alpha < 8^\circ$, vilket rimligen är de α som drönaren kommer flyga i den största delen av tiden.

Figur 4.18 visar att den yttre roderplaceringen har samma storleksordning av stigningskontroll som den inre, men att tyngdpunkten skulle behöva flyttas något bakåt för att centrera den stabila regionen runt de α som ger tillräckligt lyftkraft.

Samtidigt visar figur 4.19 att bankningskontrollen är konsekvent upp till $\alpha \approx 8^\circ$, för att sedan avta. Detta indikerar att de yttre elevonerna, liksom de inre elevonerna, får sämre bankningskontroll för stora α . Därmed är inte den roderdesign som används för de yttre elevonerna i denna rapport lösningen på stabilitetsproblemet.

Figur 4.17 tyder på att stigningsmomentet ökar i stort sätt linjärt för samtliga anfallsvinklar förutom $\alpha = 10^\circ$. Vidare visar figur 4.19 att rollmomentet är i stort oberoende av anfallsvinkel, förutom vid $\alpha = 10^\circ$ där en stor reduktion syns. Detta är ytterligare indikationer på att drönare har stallat fullständigt i denna punkt, något som korresponderar väl med vindtunneltesterna på den befintliga drönaren.

5.5 Tyngdpunktens läge

Tyngdpunktens läge har stor påverkan på drönarens flygegenskaper. Detta beror på att CoP enligt figur 4.10 enbart flyttar sig några enstaka cm för alla α som drönaren inte stallat vid. Eftersom φ kan ändras symmetriskt gäller det att kontrollförmågan är som störst nära α som gör att $M_y \approx 0$ Nm för $\varphi = 0^\circ$. För att detta ska vara möjligt inom det önskvärda intervallet på α krävs det att CoG befinner sig i det intervall som CoP rör sig inom. Utifrån ekvationerna 2.1, 2.6 och 2.7 går det att se att M_y ändras ungefär $mg \cdot \vec{r}_{\text{förflyttning}}$ när CoG flyttas. Med en massa på ungefär 3 kg blir resultatet att en förflyttning på mindre än 3 cm ändrar M_y såpass mycket att kontrolllytorna inte kan kompensera, förutsatt att drönaren ska flyga med ungefär $0^\circ < \alpha < 8^\circ$.

Eftersom CoP skiljer sig så pass mycket mellan vindtunnel och CFD indikerar detta på en osäkerhet kring var tyngdpunkten borde vara placerad på drönaren. I denna rapport användes att CoG var placerad 201,47 mm ifrån drönarens nos. Detta gör att vindtunneltesterna ger resultat där drönaren flyger stabilt vid låga α om $\varphi = 0$,

samtidigt som det för CFD-simuleringarna ger $M_y > 0$ Nm för alla α om $\varphi = 0$. I den masterraport som beskriver hur drönaren togs fram användes istället att CoG var 0,2275 m ifrån drönarens nos, något som gör att CFD-simuleringarna ger resultat med stabil flygning för låga α , medan vindtunneltester ger $M_y < 0$ Nm för alla α [1], något som kan studeras i figur A.2.

Oavsett var CoG bör vara placerat för stabil flygning på drönaren tyder dessa resultat på att drönarens flygkaraktär har ett stort beroende av hur noggrant CoG ställs in i en verklig modell.

5.6 Förbättringsmöjligheter hos drönaren

Eftersom resultaten pekar på att drönaren, oavsett elevonplacering, tycks kunna flyga stabilt i området $0^\circ < \alpha < 8^\circ$ skulle en förbättringsmöjlighet vara att ha ett styrsystem som verkar till att hålla drönaren i detta område. Ifall vridmomenten från elevonerna är för liten för att göra detta möjligt vid byig vind på 15 m/s skulle det behövas ytterligare kontrolltytor som kan ge större vridmoment.

6

Slutsatser

Vindtunneltesterna på den ursprungliga drönaren visar att vingarna börjar ställa vid anfallsvinklar över 8° då bankningsmomentet och stabiliteten med avseende på stigning snabbt försämras med ökande anfallsvinklar. Vid anfallsvinklar över 10° ger ingen elevoninställning någon noterbar förändring av varken stigningsmoment eller bankningsmoment och detta kan tolkas som att kontrollytorna har stallat fullständigt. Detta förklarar väl händelseförloppet från testflygningen.

Undersökningen av propellerns påverkan på drönarens karaktäristik visade att propellerns påverkan är avsevärt liten för alla anfallsvinklar utanför stall och propellerns effekt på krafter och moment kan i stort försummas. Snedmontering av propellern gav inga förändrade egenskaper.

Jämförelser av simuleringsdata mellan de inre och yttre elevonkonfigurationerna visar att den yttre elevonkonfigurationen producerar samma stigningsmoment som de inre, men ett mindre bankningsmoment. Vidare har de yttre elevonerna mindre påverkan på lyftkraten för samtliga φ . Detta bör leda till en mer lätthanterlig drönare då manövrar kostar mindre höjd, även när de kräver ett större elevonutslag än vad de ursprungliga hade krävt. De yttre elevonerna bevarar även högre F_L/F_M , speciellt vid de φ som krävs för stabil flygning vilket innebär att de nya elevonerna förväntas ha bättre räckvidd.

Ytterligare en slutsats är att drönaren är känslig för CoGs läge. Drönaren skulle exempelvis inte kunna flyga ifall momentet från en flytt av CoG är större än momenten från rodren, något som sker efter en flytt av enbart ett fåtal centimeter.

I vidare studier kan det finnas intresse för att undersöka de yttre elevonerna experimentellt i vindtunnel för att styrka de positiva egenskaper som simuleringsdatan tyder på. Då stigningsmomentet inte förbättras med de nya elevonerna kan det även finnas intresse för att undersöka hur ytterligare kontrollytor kan integreras, exempelvis höjdroder på kroppens stjärtparti. Det kan också vara av intresse att se om drönaren blir flygduglig om ett kontrollsystem används för att hålla den inom anfallsvinklar som tillåter stabil flygning.

Referenser

- [1] Petter Miltén och Christian Svensson. "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". Diss. 2022.
- [2] L. WANG m. fl. "Stability characteristics and airworthiness requirements of blended wing body aircraft with podded engines". English. I: *Chinese Journal of Aeronautics* 35.6 (2022). Cited By :3, s. 77–86. URL: www.scopus.com.
- [3] Brian Dunbar. *Blended Wing Body - A potential new aircraft design*. April 2008. URL: <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/FS-2003-11-81-LaRC.html> (hämtad 2023-04-26).
- [4] *Forces Present in a Moving Liquid*. URL: <https://www.aboutmech.com/2016/04/forces-present-in-moving-liquid.html> (hämtad 2023-04-26).
- [5] Chris Heintz. *Flying on your own wings: A complete guide to understanding light airplane design*. 3. utg. Trafford, 2011.
- [6] Frank M. White och Yoon Rhim Chul. *Fluid mechanics in SI units*. McGraw-Hill Education, 2016.
- [7] George Arfken. "16. Fluid Mechanics". I: *International Edition University Physics*. Academic Press, 1984, s. 306–325.
- [8] Justin Hayward och Gaurav Joshi. *What happens when an airplane stalls?* Okt. 2022. URL: https://simpleflying.com/airplane-stalls/?newsletter_popup=1 (hämtad 2023-05-02).
- [9] Snorri Gudmundsson. *General aviation aircraft design applied methods and procedures*. Elsevier, 2014.
- [10] Matthew Johnston. *How does a plane's control surfaces function? - cau blog*. Jan. 2020. URL: <https://calaero.edu/planes-control-surfaces-function/> (hämtad 2023-05-02).
- [11] Pilot Institute. *Airplane stability - balanced flight easily explained*. Juni 2022. URL: <https://pilotinstitute.com/airplane-stability/> (hämtad 2023-05-05).
- [12] Mohamed Anas Maaz. *Crosswind landings: A pilot's perspective*. Juni 2022. URL: <https://simpleflying.com/crosswind-landings-a-pilots-perspective/> (hämtad 2023-04-26).
- [13] *Turbulence models in CFD*. April 2022. URL: <https://www.idealsimulations.com/resources/turbulence-models-in-cfd/> (hämtad 2023-04-27).
- [14] 2011. URL: https://www.cfd-online.com/Wiki/K-epsilon_models.
- [15] David C. Wilcox. "Formulation of the k-w Turbulence Model Revisited". I: *AIAA JOURNAL* 46.11 (nov. 2008), s. 2823–2838. DOI: 10.2514/1.36541.

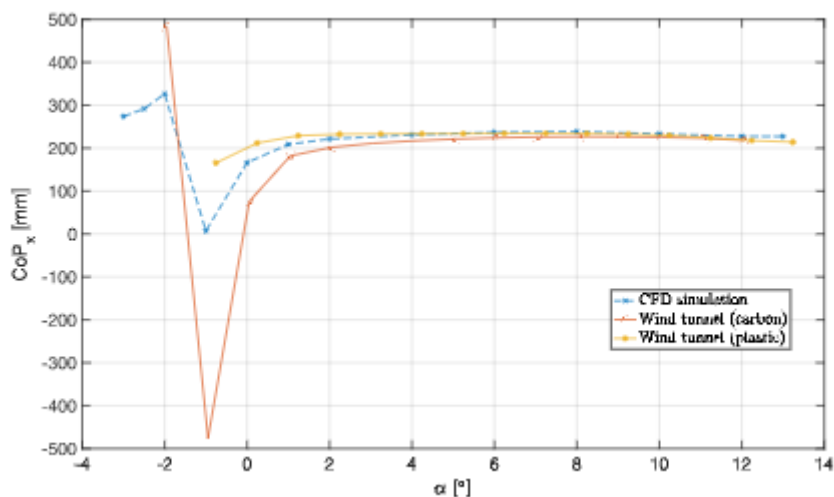
-
- [16] *SST K-Omega Model*. Febr. 2011. URL: https://www.cfd-online.com/Wiki/SST_k-omega_model (hämtad 2023-05-05).
- [17] F. R. Menter m. fl. *Correlation-based transition model using local variables-part I: Model formulation*. Mars 2004. URL: <https://asmedigitalcollection.asme.org/turbomachinery/article/doi/10.1115/1.2184352/476594/A-Correlation-Based-Transition-Model-Using-Local>.
- [18] A. Hundeyin. *K3R-CalibrationMatrix*. ME-Meßsysteme GmbH, febr. 2022.

A

Resultat från tidigare tester

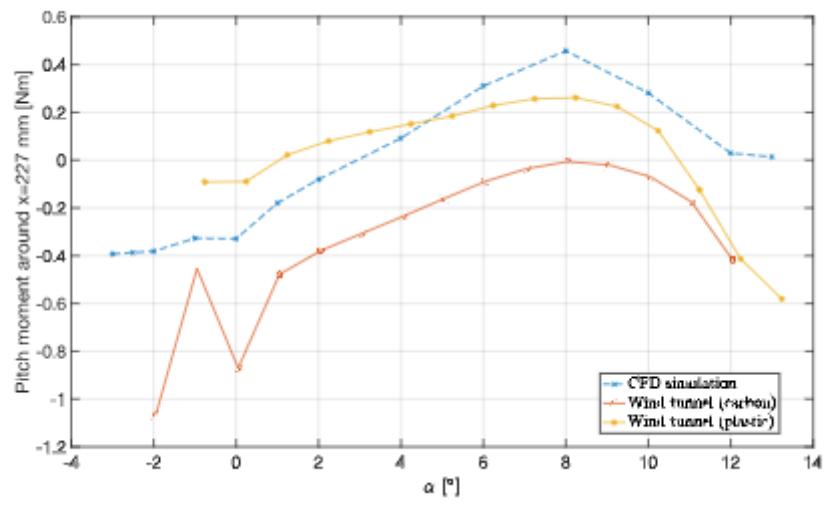
Detta appendix visar två figurer ur resultatkapitlet från den masterrapport [1], som beskriver hur ursprungsdesignen av drönaren togs fram. Dessa figurer är av intresse då de visar att olikheterna mellan testerna i vindtunnel och CFD-simuleringarna som syns i denna rapports resultat (se kapitel 4) även syntes under tidigare tester [1].

Figur A.1 visar hur CoP rör sig längs x -axeln vid varierande α enligt resultaten från masterrapporten [1].



Figur A.1: Figur 4.5 från tidigare masterarbete [1]. Återgiven med tillstånd.

Figur A.2 visar resultaten från M_y som funktion av α från resultaten i masterrapporten [1].



Figur A.2: Figur 4.7 från tidigare masterarbete [1]. Återgiven med tillstånd.

B

Hur M_y beräknas för vindtunneln

Det uppmätta momentet från lastcellen var

$$\vec{M}_{Lastcell} = (\vec{r}_{CoP} - \vec{r}_{Lastcell}) \times \vec{F}_{CoP}. \quad (\text{B.1})$$

Det sökta momentet var, enligt ekvation 2.7

$$\vec{M}_{Total} = \vec{r}_{CoP} \times \vec{F}_{CoP}. \quad (\text{B.2})$$

Eftersom

$$\vec{r}_{Lastcell} \times (\vec{F}_{CoP} - \vec{F}_O) = 0 \text{ Nm} \quad (\text{B.3})$$

enligt att \vec{F}_O är en projektion av \vec{F}_{CoP} på en axel ortogonal mot $\vec{r}_{Lastcell}$, då lastcellen var monterad i flygplanets referenslinje och CoG antogs vara belägen längs denna, kan det totala momentet skrivas

$$\vec{M}_{Total} = \vec{M}_{Lastcell} + \vec{r}_{Lastcell} \times \vec{F}_O. \quad (\text{B.4})$$

För att få en uppskattning av CoPs placering från vindtunneln antogs att denna var placerad längs flygplanets referenslinje, varvid det skulle gälla att $\|\vec{r}_{CoP}\| = M_{y,Lastcell}/F_O$. Detta är dock endast en approximation. Eftersom M_y är den sökta termen kastades alla komponenter som inte ger ett svar i y -led, varvid det kompletta uttrycket i MATLAB blir

$$M_y = \left(\frac{M_{y,Lastcell}}{F_O} + \|\vec{r}_{Lastcell}\| \right) \cdot F_O. \quad (\text{B.5})$$



C

Tabell över meshinställningar

Tabell C.1: Inställningar för generering av beräkningsmaska.

	Kropp	Vingar
Base Size	380 mm	380 mm
Target surface size	0,8 % av Base Size	0,2 % av Base Size
Minimum surface size	0,2 % av Base Size	0,04 % av Base Size
Surface Mesh Growth Rate	1.1	1.1
Number of Prism Layers	32	20
Prism Layer Near Wall Thickness	$9,9 \times 10^{-6}$ m	$8,7 \times 10^{-6}$ m
Prism Layer Total Thickness	20 mm	3,6 mm
Trimmer Volume Growth Rate	Medium	Medium
Trimmer Surface Growth Rate	Medium	Slow
Maximum Cell Size	25 % av Base Size	25 % av Base Size

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige
www.chalmers.se



CHALMERS