



CHALMERS



1

Utvärdering av bromskraft hos räddningsdrönare med mål att vertikallanda

Examensarbete inom högskoleingenjörsprogrammet Maskinteknik
David Holmquist

Institutionen för industri- och materialvetenskap

Chalmers Tekniska Högskola
Göteborg, Sverige 2022
www.chalmers.se

¹ Bild på SSRS Drönaren tagen av [1] Johansson, M (2019), bildredaktör Linköpings universitet

Utvärdering av bromskraft hos räddningsdrönare med mål att vertikallanda

David Holmquist



CHALMERS

Utvärdering av bromskraft hos räddningsdrönare med mål att vertikallanda

David Holmquist

© David Holmquist. 2022

Handledare:

Fredrik Falkman, Innovation, Sjöräddningssällskapet

Isak Jonsson, Institutionen för Mekanik och maritima vetenskaper, Chalmers

Tekniska högskola

Examinator:

Peter Hammersberg, Institutionen för industri- och materialvetenskap, Chalmers

Tekniska Högskola

INSTITUTIONEN FÖR INDUSTRI- OCH MATERIALVETENSKAP
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2022

Förord

Detta arbete beskriver det examensarbete som utförts i utbildningen till högskoleingenjör inom maskinteknik på Chalmers Tekniska Högskola. Arbetet utfördes på efterfrågan av samt i samarbete med Sjöräddningssällskapet, utöver detta har arbetet i huvudsak fått stöd från Peter Hammersberg på Institutionen för industri- och materialvetenskap på Chalmers Tekniska Högskola men även av Isak Jonsson på Institutionen för Mekanik och maritima vetenskaper, speciellt med hänsyn till tillgång och stöd av testning med hjälp av Chalmers vindtunnel. Sjöräddningssällskapet har möjliggjort projektet både i grunden men även med hänsyn till alla komponenter som använts för testning. Fredrik Falkman på Sjöräddningssällskapet har varit väldigt flexibel och hjälpsam gällande tillgång till komponenter för testning.

Jag vill utbringa ett stort tack till Peter Hammersberg som handlett och agerat som stort stöd och bollplank under hela projektets gång.

Jag vill även utbringa tack till Isak Jonsson på Chalmers Strömninglaboratorium som hjälpte till med de teoretiska tankarna kring testerna och fysiskt stöd på plats i laboratoriet.

Utöver det vill jag utbringa ett speciellt tack till hela studentgänget, Hayk-David Avetian, Oliver Kadi, Victor Mathiesen, Carl Ingemarsson och speciellt Maria Vassilev och Yasser K. Alrifai som alla var oerhört inkluderande, välkomnande och hjälpsamma på plats i laboratoriet då de arbetat med testriggen precis innan mitt arbete och var till stor hjälp både fysiskt och mentalt. Jag vill även tacka Edward Hadziavdic som bidrog med extra stöd i laboratoriet när Isak Jonsson inte var på plats.

Slutligen vill jag utbringa ett stort tack till Fredrik Falkman på SSRS för möjligheten att få arbeta med detta projektet och allt stöd under hela projektets gång. Det har varit väldigt utvecklande att få arbeta med ett sådant intressant projekt och det har varit väldigt skönt att alltid ha kunnat få väldigt snabb återkoppling och input från Fredrik Falkman när det än behövdes.

Sammanfattning

På uppdrag av Sjöräddningssällskapet (SSRS) har detta projekt fokuserat på att undersöka möjligheterna hos deras befintliga drönare, avsedda för räddningsoperationer, att kunna utvinna bromsande kraft med dagens uppsättning komponenter, i syfte att kunna vertikallanda drönaren.

Under de senaste åren så har SSRS anlitat många olika grupper, högskolor och universitet för att utveckla ett pågående drönarprojekt. SSRS mål är att dessa drönare ska kunna flygas ut till olyckshändelser och sedan kunna filma situationen för att samla information som sedan vidarebefordras till sjöräddarna innan de når olycksplatsen för att bättre kunna förbereda sig för situationen.

I dagsläget flyger drönaren ut, cirkulerar området en stund och glider sedan tills den naturligt landar någonstans oplanerat i vattnet. Drönaren är i dagsläget optimerad för glidfunktion och är väldigt lätt med endast en propeller bak. Detta innebär att distansen som drönaren kan glida innan den når vattnet är väldigt lång, vilket innebär att de kan vara svåra att hitta och samla in. Det skulle vara smidigare och mera praktiskt om drönaren istället kunde vertikallandas på en av båtarna som sjöräddarna använt för att nå olycksplatsen. Detta skulle även göra det möjligt för drönaren att landa på land, inte bara i vattnet.

Undersökningarna och vindtunneltesterna som utfördes i detta arbete visade att det med dagslägets komponenter inte är möjligt att utvinna nog med bakåtdrivande kraft för att kunna vertikallanda drönaren. För att drönaren till att börja med ska kunna bära sin egen vikt i statiska förhållanden kräver det att det går att utvinna en bakåtdrivande kraft på ca 10 newton medans den maximala kraften som lyckades utvinnas i testerna för detta arbete endast uppnådde ca 7 newton. Dessa 7 newton var dessutom vid en högre strömtillförsel än vad som i dagsläget är rimligt.

Arbetet undersöker många olika situationer och kraftlägen och presenterar data under dessa olika förhållanden och diskuterar slutligen potentiella lösningar och vidare utveckling som kan leda till det slutgiltiga målet att kunna vertikallanda drönaren.

Abstract

This project is provided by the Swedish Sea Rescue Society (SSRS) and focuses on investigating the possibilities for their current sea rescue drone to extract reverse thrust from its current components with the goal of achieving a vertical landing. During recent years the SSRS has hired several groups and universities in order to develop their ongoing drone project. The goal with their drones is to fly them out to incident areas at sea in order to record, broadcast and collect information of the situation in order to then forward it to the sea rescue personnel so that they can be better prepared for the incident at hand before they arrive.

Under current conditions the drone is expected to fly out to the incident area, circulate the area until it is let go to drift away until it naturally lands somewhere at sea where it is later collected. The current version of the drone is entirely optimized around maximized glide-functionality and is thereby very light with only a singular propeller mounted in the back of the drone. This means that the distance the drone travels before it naturally lands in water can be quite far away which means it can both be difficult to find and to collect. Therefore it would be much more convenient if the drone could instead be vertically landed onto one of the sea rescue vehicles instead.

The investigations and wind tunnel tests that have been done in this project shows that the current combination of components in the drone do not allow for enough reverse thrust to be able to vertically land the drone safely. For the drone to be able to carry its own weight under static circumstances the drone would need to reach a reverse thrust equal to roughly 10 newton while the maximum achievable reverse thrust reached in this project only reached upwards of 7 newton. These 7 newton were also achieved under unusually high electrical currents for the drone.

The project evaluates many different cases and flight situations relative electrical currents and presents the resulting data as well as discusses potential solutions and further potential projects which could possibly lead to the eventual goal of vertically landing the drone.

1. Inledning	9
1.1 Bakgrund	9
1.2 Syfte	9
1.3 Avgränsningar	10
1.4 Precisering av frågeställningen	10
1.5 Mål	10
2. Teori	11
2.1 Drönare	11
2.1.1 Bakgrund	11
2.1.2 Vanliga typer av drönare	11
2.1.2.1 Fixed-Wing Drones	12
2.1.2.2 Multi-Rotor Drones	12
2.1.2.3 Fixed-Wing Hybrid VTOL	12
2.2 VTOL (Vertical Takeoff and Landing)	13
2.3 Propellern mekanik	13
2.4 Electronic Speed Control (ESC)	13
2.5 Bromsning/Motrotation	13
2.6 Drönaren idag	14
2.6.1 Aeronaut Cam Folding 9x7 Propellrar	14
2.6.2 iFlight XING X2806.5 1300KV Motor	14
2.6.3 Hobbywing FLYFUN 20A V5 ESC	15
2.6.4 LG INR18650MJ1 - 3,6V-3,5Ah-10A x 8 Batterier	16
2.6.5 Material: EPP Skum	16
2.7 'Windmilling'	16
2.8 Krafter vid vertikallandning	17
2.9 Gränshastighet (Terminal Velocity)	19
2.10 Vindtunneln	19
3. Metod	20
3.1 Tillvägagångssätt.	20
3.2 Testkomponenter	20
3.2.1 Propeller	20
3.2.2 Motor	20
3.2.3 ESC, ZTW Mantis 65A ESC 2-6S (SBEC 5A)	21
3.2.4 Strömkällor	22
3.2.4.1 Nätaggregat	22
3.2.4.1 Batteri	22
3.3.1 RCBenchmark	23
3.3.2 Matlab	23
3.4 Vindtunneltester	24
3.4.1 Det första vindtunneltestet	24
3.4.2 Det andra vindtunneltestet	25
3.4.3 Säkerhetsnotis	25

4. Resultat	26
4.1 Resultat med strömtillförsel på 20 Ampere	26
4.1.1 Vindhastighet 0 m/s motrotation 20 A	26
4.1.2 Vindhastighet 5 m/s motrotation 20 A	26
4.1.3 Vindhastighet 10 m/s motrotation 20 A	26
4.1.4 Vindhastighet 15 m/s motrotation 20 A	27
4.1.5 Vindhastighet 0 m/s medrotation 20 A	27
4.1.6 Vindhastighet 5 m/s medrotation 20 A	27
4.1.7 Vindhastighet 10 m/s medrotation 20 A	27
4.1.8 Vindhastighet 15 m/s medrotation 20 A	28
4.1.9 Sammanfattande graf av med- samt motrotation vid 20 A	28
4.1.10 Effektivitet hos utvunnen bakåtdrivande kraft relativt framåtdrivande kraft vid 20 A	29
4.2 Resultat med strömtillförsel på 30 Ampere	29
4.2.1 Vindhastighet 0 m/s motrotation 30 A	29
4.2.2 Vindhastighet 5 m/s motrotation 30 A	30
4.2.3 Vindhastighet 10 m/s motrotation 30 A	30
4.2.4 Vindhastighet 15 m/s motrotation 30 A	30
4.2.5 Vindhastighet 0 m/s medrotation 30 A	30
4.2.6 Vindhastighet 5 m/s medrotation 30 A	30
4.2.7 Vindhastighet 10 m/s medrotation 30 A	31
4.2.8 Vindhastighet 15 m/s medrotation 30 A	31
4.2.9 Sammanfattande graf av med- samt motrotation vid 30 A	31
4.2.10 Effektivitet hos utvunnen bakåtdrivande kraft relativt framåtdrivande kraft vid 30 A	32
4.3 Resultat med strömtillförsel på 36-39 Ampere, vindhastighet 0 m/s mot- samt medrotation	32
5. Diskussion	33
5.1 Resultatdiskussion	33
5.2 Vilken påverkan har ESCn på motorprestanda?	34
5.3 Utvärdering av effektivitet utvunnen i bakåt drift relativt framåt drift	34
5.4 Begränsningar på mätresultaten	35
6. Slutsats	36
6.1 Svar på frågeställning	36
6.1.1 Är det rimligt / teoretiskt möjligt för den nuvarande drivlinan att klara av en vertikallandning?	36
6.1.1.1 Fritt fall från 0.5-1 meters höjd	36
6.1.1.2 Jämn inbromsning från 45 meters höjd med inhämtad inbromsningskraft vid 20 Ampere	37
6.1.1.3 Kraftig inbromsning av drönaren precis innan marknivå efter fritt fall på 45 meter	38
6.1.2 Frågeställning 2.	39
6.1.2.1 Om ja, vilka steg behöver tas för att ta vidare projektet och nå en verklighet då vertikallandningen är genomförbar på riktigt?"	39

6.1.2.2 Om inte, vilka möjligheter finns det att lösa problemet? Förslag på vidare arbete.	39
6.1.2.2.1 Dragkraft/Luftmotstånd	40
6.1.2.2.2 Motorkraft (Bakåt)	42
6.1.2.2.3 Landningsdämpning	43
6.1.3 Sammanfattning av slutsatserna	44
Sammanfattningsvis anses frågeställningarna besvarade. Det är i dagsläget inte rimligt att vertikallanda drönaren utan allvarliga skador på drönaren, däremot anses det att en ordentlig nulägesanalys av drönarens inbromsningskapacitet har genomförts och kunskapskanten för problemet har flyttats framåt.	44
Referenslista	45
Bilagor	46

1. Inledning

Detta kapitel inleder arbetet genom att ta upp bakgrund, syfte, potentiella avgränsningar samt frågeställning och mål.

1.1 Bakgrund

Det svenska sjöräddningssällskapet (SSRS) har under de senaste åren arbetat med att utveckla en drönare av typen flygande vinge, vilket innebär att det är en simpel lättviktsdesign som liknar en V-form av två vingar och drivs av en enda propeller. Drönarens syfte är att assistera med att samla information vid olyckor för att förbättra effektiviteten vid räddningsoperationer.

Denna drönare har varit involverad i flera tidigare examensarbeten på Chalmers men även vid andra högskolor och universitet och på grund av detta används en del tidigare insamlad information och data även i detta arbete.

I detta projekt undersöks möjligheten att kunna utvinna bakåtdrivande kraft med den befintliga kombinationen komponenter hos drönaren med målet att kunna vertikallanda drönaren på en båt utan att den tar större skada, detta görs genom att utföra tester i Chalmers vindtunnel under olika förhållanden och sedan använda resultaten som bas för att kunna utvärdera möjligheterna att kunna utföra vertikallandningen.

1.2 Syfte

Syftet med arbetet är att göra en nulägesanalys på dagens kombination av komponenter hos drönaren, med speciellt fokus på att utreda hur mycket bakåtdrivande kraft det går att utvinna med dagens komponenter. Detta för att vidare diskutera möjligheten att nå målsättningen vilket är att kunna vertikallanda drönaren.

1.3 Avgränsningar

Då detta arbetet huvudsakligen är ett uppströmsarbete kommer fokus att ligga på att göra en nulägesanalys och skapa en grund för fortsatt undersökning med avsikt att nå målsättningen att kunna vertikallanda drönaren.

Då det finns väldigt många okända variabler i en vardagssituation för drönaren, så som t.ex. luftfuktighet, temperatur, vindförhållanden, m.m. så kommer ett normal- eller idealfall diskuteras. De tidigare nämnda variablerna är generellt försummade i detta projekt och idealfallet har bestämts till en hastighet på 15 m/s med en förväntad startaltitud vid början av landning på ca 45 meter från vattenytan.

Drönaren kommer befinna sig i betydligt sämre förutsättningar än detta idealfall och därför kommer en rimlig säkerhetsmarginal eftersträvas om möjligt.

Detta arbete kommer inte explicit att utvärdera komponenterna i detalj utan kommer i huvudsak fokusera på insamling av data av dagens situation och sedan diskutera möjliga vägar framåt baserat på vad resultaten visar.

1.4 Precisering av frågeställningen

- Är det rimligt / teoretiskt möjligt för den nuvarande drivlinan att klara av en vertikallandning?
- Om ja, vilka steg behöver tas för att ta vidare projektet och nå en verklighet då vertikallandningen är genomförbar på riktigt?
- Om inte, vilka möjligheter finns det att lösa problemet? Förslag på vidare arbete.

1.5 Mål

Målet med arbetet är att etablera en tydlig nulägesanalys med hjälp av testdata på drönaren specifikt med hänsyn till möjligheter att kunna utvinna bakåtdrivande kraft/bromskraft/motrotation, detta för att sedan vara grund till vidare undersökning med målsättningen att kunna vertikallanda drönaren.

Målet är även att flytta fram kunskapskanten för det större drönarprojektet, detta genom att specifikt undersöka den tidigare nämnda eftertraktade datan med samma målsättning.

2. Teori

Detta kapitel beskriver teorierna bakom väsentliga punkter relaterade till arbetet

2.1 Drönare

2.1.1 Bakgrund

Drönare, ursprungligen UAV (Uncrewed Aerial Vehicle), är egentligen en typ av flygplan eller helikopter utan någon mänsklig pilot eller besättning. Ofta är de radiostyrda men det finns även drönare som agerar mer eller mindre autonomt. Som mycket annat var de ursprungligen utvecklade för militära syften men det har på senare år blivit mer vanligt att använda drönare både kommersiellt och privat.

Att stöta på en drönare i vardagen är inte helt osannolikt. Drönare används idag i många olika situationer och för flera olika typer av uppdrag. Något av de vanligaste en drönare används till är för att filma eller fotografera någonting, detta kan till exempel vara en scen i en film eller för att filma ett område för att samla information innan personal anländer. Något som fortfarande är ovanligare men blir allt mer diskuterat är användandet av drönare för leveranser, till exempel akuta medicinleveranser men även vardagliga matleveranser.

2.1.2 Vanliga typer av drönare

Det finns många olika typer av drönare och det finns flera olika sätt att klassificera dem, följande kapitel diskuterar några vanliga och relevanta typer mera grundläggande.

2.1.2.1 Fixed-Wing Drones

Är den typ av drönarmodell som i dagsläget används för detta projekt. Fixed-Wing Drone innebär att drönaren är designad med en enda lång vinge, mycket likt ett traditionellt flygplan som generellt behöver en startbana eller en katapult för att lyfta från marken. Då denna typ av drönare saknar möjligheten att ligga stilla i luften och är optimerade för långdistansflygning samt hög hastighet har de även svårare att landa då de, återigen som traditionella flygplan, generellt kräver en landningsbana och mer precision för att landa säkert. [2]

2.1.2.2 Multi-Rotor Drones

Troligen den vanligaste typen av drönare, identifieras av att de har ett flertal rotor/propellrar, vanligast mellan 4–8 stycken.

Dessa drönare är utvecklade för maximal rörelseflexibilitet. Denna typ av drönare har möjligheten att vertikallyfta samt vertikallanda utan minsta besvär, dessutom är de mycket lätta att manövrera i luftrummet samt har möjligheten att stå helt stilla i luften och används därför väldigt ofta för att filma eller fota då möjligheten att stå stilla gör det möjligt att få väldigt bra material.

Nackdelarna med modellen är att den har betydligt försämrade batteritid då det naturligt krävs mycket mer energi att driva fyra eller fler rotor och propellrar än bara en enda propeller. Dessutom är drönarna inte avsedda för att flyga i höga hastigheter då de relativt sett är tyngre än andra modeller av drönare, samt att propellrarna alla sitter horisontellt vilket begränsar möjligheten till framåtdrift. [3]

2.1.2.3 Fixed-Wing Hybrid VTOL

En relativt ny form av drönare som försöker kombinera fördelarna med båda de förenämnda modellerna där VTOL står för "Vertical Takeoff and Landing". Denna typ av modell har oftast 5 rotor/propellrar och använder den exakta kombinationen av de tidigare nämnda modellerna, 4 propellrar sitter horisontellt och assisterar med lyft, landning och även flexibilitet i luftrummet, samtidigt har drönaren även en propeller antingen bak eller fram som drar eller puttar drönaren framåt vilket tillåter högre hastigheter. [2] [3]

2.2 VTOL (Vertical Takeoff and Landing)

VTOL är en samlingsterm som används för att beskriva de typer av flygande fordon som har möjlighet att lyfta och landa vertikalt, dessutom brukar det inkludera funktioner som hög manövrerbarhet och svävning. Ofta går alla dessa egenskaper hand i hand då horisontella rotor/propellrar naturligt ger möjlighet för dessa typer av rörelser, så som i helikoptrar eller tidigare nämnda Multi-Rotor drönare. Det finns exempel på Fixed-Wing drönare som klassificeras som VTOL fordon, det är dock oerhört ovanligt om inte icke-existerande att en Fixed-Wing drönare med endast en propeller har dessa funktioner, de vanligaste Fixed-Wing drönare med VTOL funktioner har tre rotor/propellrar och inkluderar möjligheten att vinkla dessa rotor/propellrar 90 grader, detta innebär att dom kan användas som horisontella propellrar vid lyft och landning och sedan vrida rotorerna/propellrarna till vertikal position för att flyga.

2.3 Propellern mekanik

Propellern, dess funktioner och mekanik har stor påverkan även i detta projekt men är också väldigt specifikt för varje uppsättning propellrar då utformningen av propellrarna har direkt påverkan på hur de presterar i båda rotationsriktningarna. Naturligt är propellrar främst avsedda för att utvinna framåtdrift och är därför också naturligt sämre på att utvinna kraft bakåt. Då detta projekt främst fokuserar på att undersöka dagens uppsättning av komponenter på drönaren kommer genomgående teoretisk diskussion kring propellerns mekanik inte diskuteras, istället kommer testerna och undersökningarna i projektet visa på hur pass mycket prestanda och effektivitet propellrarna utvinnet i bakåtdrift i just detta fall.

2.4 Electronic Speed Control (ESC)

Är en typ av styrdon som är ett komplement till motorn och reglerar vad motorn ska göra.

2.5 Bromsning/Motrotation

Att kunna bromsa eller vända rotationsriktning på en propeller kan tänkas självklart, trots det är möjligheten att kunna vända rotationsriktning i en Fixed-Wing drönare inte en självklarhet. Givens och Coopmans (2020) studie [6] säger "it is indeed possible to reverse the spin direction of the motor itself with a simple software command in the motor electronic speed control (ESC), even though it is not possible with the majority of commercially available ESCs." Majoriteten av kommersiella ESCer har alltså inte stöd för att vända rotationsriktning på motorn.

Tidigare arbeten har haft väldigt lite fokus på SSRS drönarens möjlighet att bromsa eller motrotera då det inte har varit relevant för något tidigare syfte och detta innebär att det finns väldigt lite tidigare data på hur mycket motrotation som kan utvinnas. Den information som tidigare finns är dock fortfarande mycket intressant, i [4] arbetet av Hellekant nämner hon att hennes tester visade en ungefärlig drivkraft på hälften jämfört med 'korrekt' rotationsriktning. Anledningen till att detta är intressant är att även Givens och Coopmans i [5] (2020) nämner en utvunnen kraft i motrotation på ca hälften, mer exakt 47% i sitt exempel.

Mängden utvunnen kraft i motrotation jämfört med i vanlig drivriktning är oerhört svår att förutspå då det beror på en väldig mängd olika faktorer. Kombinationen av ESC, Motor, Propeller och luffförutsättningar som alla saker i sig har en mängd faktorer som påverkar möjligheten att utvinna bromsning, detta innebär att tester nästan måste utföras för varje kombination som anses relevant. Det skulle vara mycket intressant om en drivlina optimerad för framåtdrift kan förväntas få ut ca hälften av den kraften i bakåtdrift och om detta kunde ytterligare visas med tester av flera olika

kombinationer av komponenter hade det kunnat användas som en mycket god grund för filtrering av rimliga motor/ESC och propellerkombinationer.

2.6 Drönaren idag

2.6.1 Aeronaut Cam Folding 9x7 Propellrar

I [6] av Magnusson och Sönniksen framtogs en optimal drivlina, i deras tester visade propellerstorleken 10x7 sig bäst och valdes. I dagsläget används propellrar av storleken 9x7 då de enligt Fredrik på SSRS fungerade bättre i verkliga flygtester.

Dessa propellrar ska klara av en max RPM mellan 13000-16000, siffran varierar lite beroende på försäljningssida.

2.6.2 iFlight XING X2806.5 1300KV Motor

Den befintliga motorn hos drönaren idag. Nedan ses en tabell innehållande den tekniska datan för motorn, tagen från iFlights hemsida, se [7].

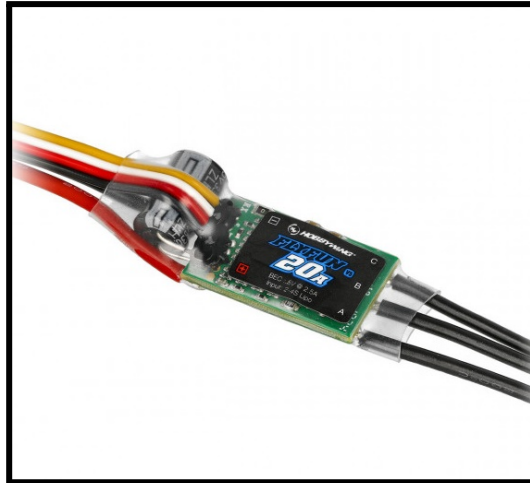
Technical Datas	
KV	1300
Configu-ration	12N14P
Stator Diamter	28mm
Stator Length	6.5mm
Shaft Diameter	5mm
Motor Dimension(Dia.*Len)	Φ 33.7*21.5mm
Weight(g)	51.2
Idle current(10)@10V(A)	≤1.3
No.of Cells(Lipo)	3~6S
Max Continuous Power(W)30S	1156.3
Internal Resistance	44.3mΩ
Max Current(30S)	48.18A

Figur 2.1. Teknisk Data för motorn

Den viktigaste datan att notera från tabellen för detta arbete är begränsningarna på ström och kraft. Mer specifikt max 48.18 Ampere i 30 sekunder för motorns 'burstgräns' alternativt 1156.3 Watt i 30 sekunder.

2.6.3 Hobbywing FLYFUN 20A V5 ESC

Denna ESC har den relativt sällsynta möjligheten att ta in input som vänder rotationsriktning på propellrarna, den har en kontinuerlig strömtillförsel på 20 A och har ett max på 30 A.



Figur 2.2. Hobbywing FLYFUN 20A V5

2.6.4 LG INR18650MJ1 - 3,6V-3,5Ah-10A x 8 Batterier



Figur 2.3. LG INR18650MJ1 Batterier

2.6.5 Material: EPP Skum

Drönaren är i huvudsak gjord av EPP-skum. I dagsläget finns inga genomgående hållfasthetsberäkningar på drönaren, däremot finns det ett tidigare arbete av [8] Nilsson (2021) som undersöker säkerheten hos drönaren vid olika olycksfall så som t.ex. krockar med andra föremål. Detta arbete diskuterar hållfastheten på EPP-skummet. Materialet har inte en bestämd densitet utan det varierar väldigt mycket beroende på hur skummet är framtaget, i dagsläget är

densiteten hos skummet som används för drönaren inte bestämt, däremot anses drönaren tålig, i detta fall skulle det betyda att den klarar att släppas från ca 50 cm fritt fall utan risk för skada.

2.7 'Windmilling'

"A propeller that is rotated by air flowing over the blades rather than powered by the engine." - [9] Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, Us Department Of Transportation (2012).

Att 'Windmilla' är alltså en term som i detta fall beskriver situationen då drönarens propeller inte drivs av motorn utan istället av lufthastigheten som rör sig mot eller ifrån drönaren. Termen refererar till vindkraftverk vars propellrar precis som i detta specifika tillstånd inte drivs av en motor, i alla fall inte i huvudsak och inte traditionellt, utan av vinden.

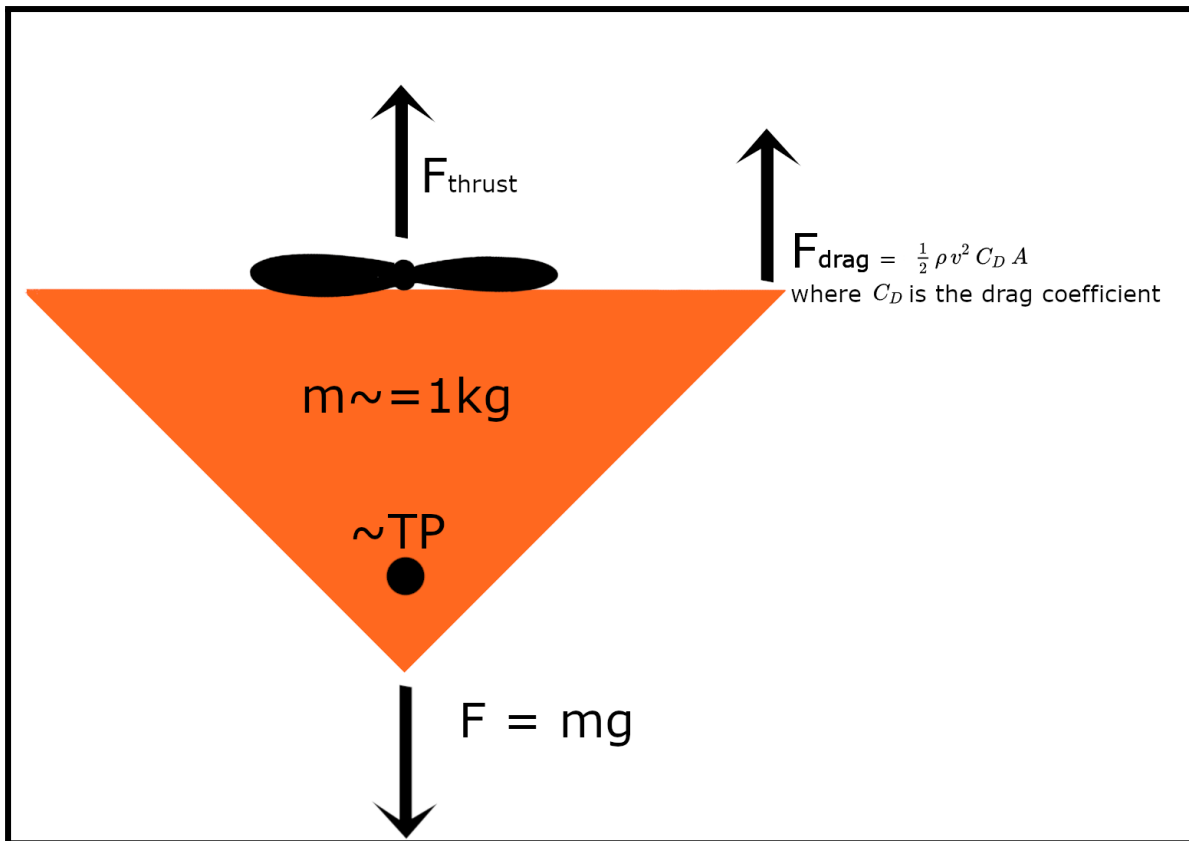
Detta innebär att om drönaren har motorn avstängd men håller en hastighet så kommer propellern fortfarande att snurra på grund av vinden som går igenom propellern, generellt kommer propellern som resultat av detta snurra i 'rätt' riktning, d.v.s samma riktning om den snurrar när propellern används för att föra drönaren framåt.

I ändamålet för detta projekt finns det en potentiell problematik med windmilling. Om drönaren är på väg att försöka bromsa måste motorn tvinga propellern att vända rotationsriktning för att bromsa, då propellrarna är valda för att maximera drivkraft framåt är de naturligt mycket mindre effektiva på att gå baklänges och det blir mycket svårare för motorn att driva propellrarna på grund av luftmotståndet propellrarna upplever när de roterar fel. Om drönaren t.ex. redan rör sig framåt i ca 15 m/s betyder det att motorn inte bara ska kunna snurra propellern med motrotation i statiskt läge och bromsa drönaren utan måste även övervinna all vindkraft som försöker driva propellern åt 'rätt' håll.

Detta innebär att det finns ett samband mellan hur mycket motrotation som kan utvinnas relativt till hur fort drönaren rör sig i luften där det kommer vara svårare att utvinna motrotation ju fortare drönaren rör sig.

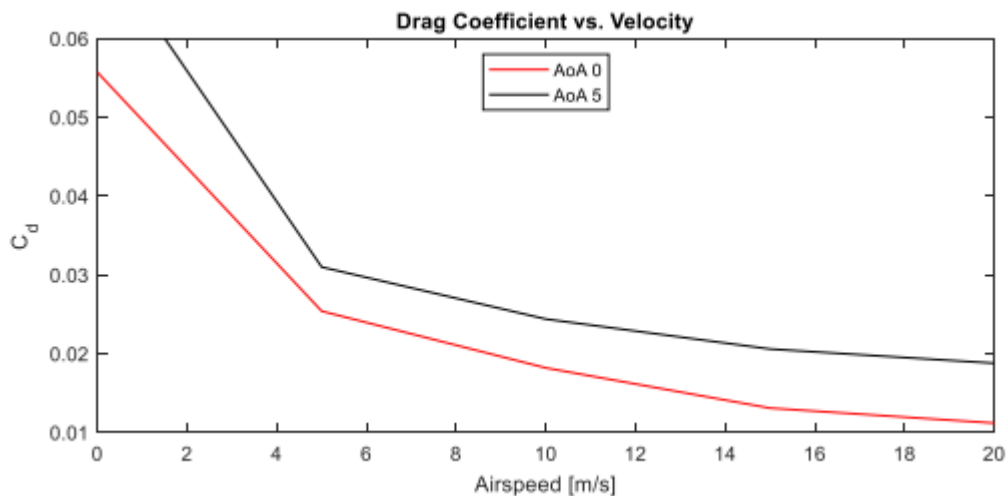
2.8 Krafter vid vertikallandning

Krafterna som påverkar drönaren under en vertikallandning kan summeras till tre huvudsakliga krafter, Fthrust som beskriver kraften som propellern skapar, Fdrag som är en sammanfattning av det totala luftmotståndet och F som är massan på drönaren multiplicerat med gravitationen, se figur 2.1.

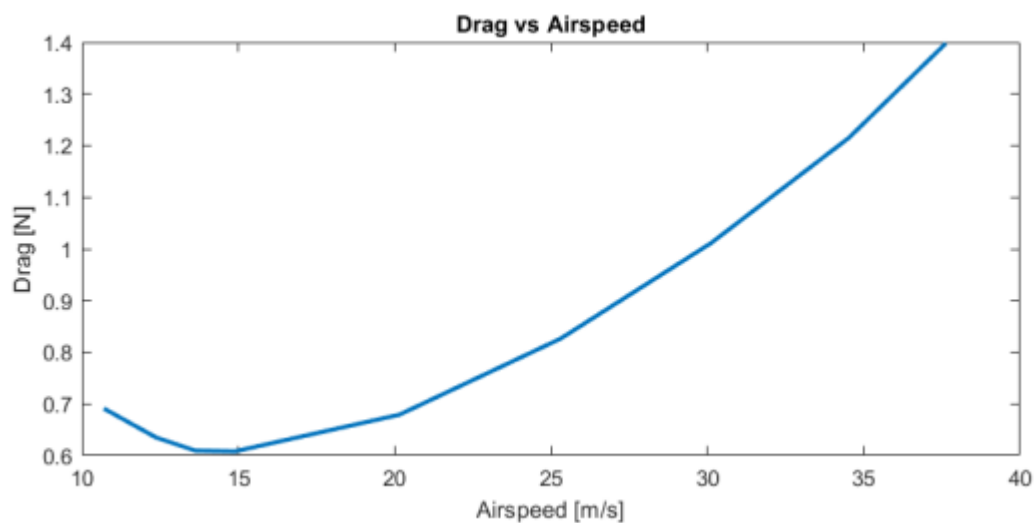


Figur 2.4. Frilagd drönare vinklad rakt nedåt med utritade krafter.

För att drönaren ska kunna klara av att stå stilla i vinkeln enligt figur 2.1 måste F_{thrust} och F_{drag} tillsammans övervinna drönarens fullständiga vikt, för att kunna bromsa från en starthastighet större än noll till noll måste dessa två krafter vara större än endast drönarens vikt. Observera att storleken på F_{drag} är beroende av både hastigheten och dragkoefficienten, där hastigheten är varierbar och dragkoefficienten är beroende av ett flertal variabler men är starkt relaterad till hastigheten på objektet i rörelse. I ett tidigare arbete [10] av Petterson (2020) som utvecklade en prototyp för SSRS drönaren presenteras ett flertal grafer som relaterat till Dragkraften.

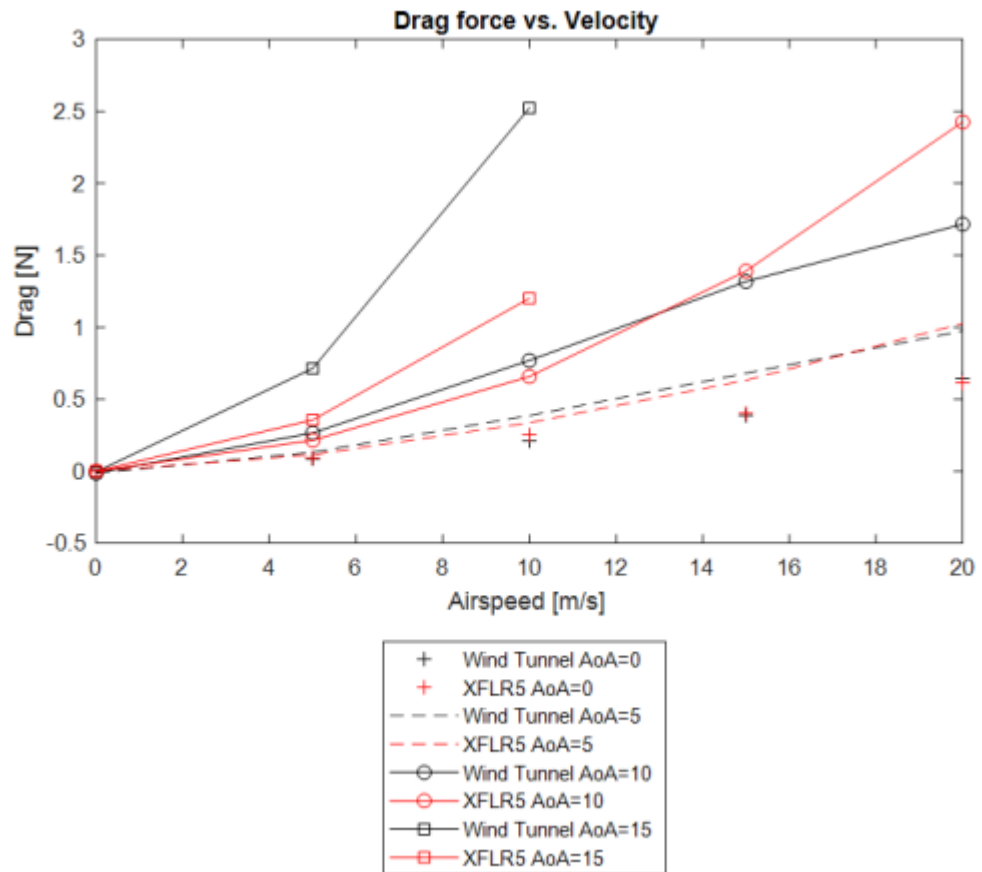


Figur 2.5. Dragkoefficient relativt vindhastighet för drönaren



Figur 2.6. Dragkraften relativt vindhastighet för drönaren

Dragkraften är direkt relaterad till hastigheten på ett objekt, detta innebär att dragkraften vid en hastighet på 0 m/s alltid är 0. Denna figur togs fram och presenterades i ett arbete som fokuserade på värden vid 15 m/s och högre då det är drönarens förväntade hastigheter under normalfall, vid 15 m/s förväntas anfallsvinkeln för drönaren vara nära 0, detta innebär att dragkraften är som lägst. Generellt sätt så förväntas dragkraften alltid öka med ökad hastighet. I figuren ovan så syns det att dragkraften går ner mellan hastigheterna från 10 m/s till 15 m/s, detta är ett ovanligt samband och förklaras med att anfallsvinkeln för drönaren är högre vid lägre hastigheter vilket leder till resultatet som visas ovan. Jämförelsevis finns det i samma arbete av [10] Petterson (2020) en figur som visar dragkraften under simulerade förhållanden.



Figur 2.7 Simulerad dragkraft relativt hastighet vid olika anfallsvinklar.

I figuren syns mer konstanta samband mellan dragkraften relativt hastigheten på drönaren under samtliga anfallsvinklar. Längst ner i grafen finns en oritad linje av plus-tecken, denna linje visar sambandet för en anfallsvinkel på 0 grader.

Värt att notera är att drönaren har genomgått små förändringar i modellen sedan detta arbete, trots det är dessa siffror de mest representativa siffrorna för både dragkoefficienten och dragkraften i olika hastigheter för dagens drönare, speciellt med tanke på att drönaren är så pass aerodynamisk att den totala påverkan av dragkraften är så liten att även då små ändringar har genomförts har det relativt låg påverkan på de totala krafterna som påverkar drönaren.

2.9 Gränshastighet (Terminal Velocity)

Även kallat jämviktshastigheten är den maximala hastighet ett objekt kan uppnå då dragkraften blivit så stor att den motverkar accelerationen av gravitationskraften vilket resulterar i att objektet som färdas genom fluiden får en konstant hastighet. Dragkraften på ett objekt som färdas igenom en fluid, t.ex. faller genom luften, kommer att påverka objektet i motsatt färdriktning på

grund av luftmotståndet objektet upplever. Eftersom dragkraften blir större då hastigheten ökar kommer ett objekt som faller fritt genom luften nå en hastighet då dragkraften är lika stor som gravitationskraften. Detta leder till att resultaten av de två motriktade krafterna blir noll, vilket också leder till att accelerationen av objektet som färdas genom luften blir noll.

Formeln för att beräkna gränshastigheten följer:

$$V_t = \sqrt{\frac{2mg}{\rho A C_d}}$$

2.10 Vindtunneln

Chalmers Laboratory of Fluids and Thermal Science, Chalmers tekniska högskola, som ursprungligen byggdes 1964 innehåller i dagsläget flera moderna vindtunnlar. För att läsa mer om dessa eller om avdelningen överlag vänligen referera till [11]



Figur 2.8. Bild tagen på monterad testrigg i vindtunneln

3. Metod

Detta kapitel beskriver hur arbetet har genomförts.

3.1 Tillvägagångssätt.

Detta projekt kan indelas i fem olika huvuddelar.

1. Genomgående förundersökning samt planering av arbetet
2. Fastställande av kunskapsgränsen hos SSRS på marknaden och hos andra utvecklingsprojekt i dagsläget.
3. Testning med hjälp av testtrigg och vindtunnel på Chalmers laboratorium
4. Utvärdering, sammanställning och diskussion av resultat
5. Övergripande utvärdering, analys, slutsats och fortsättningsdiskussion

För en mer detaljerad planering vänligen se Gantt-schemat i bilaga 1.

3.2 Testkomponenter

3.2.1 Propeller

För testerna användes Aeronaut Cam Folding 9x7, samma som den befintliga drönaren använder.



Figur 3.1 Aeronaut Cam Folding 9x7 Propellrarna

3.2.2 Motor

Samma som för propellern användes samma motor som hos den befintliga drönaren hos SSRS, se kapitel 2.6.2.



Figur 3.2 iFlight XING X2806.5 1300KV

3.2.3 ESC, ZTW Mantis 65A ESC 2-6S (SBEC 5A)

ESCn som användes under testerna skiljer sig en del från den SSRS använder i sin nuvarande uppsättning för drönaren, samtidigt som ESCn generellt inte ska ha någon påverkan på drönarens prestanda hade den ESCn som användes vid vindtunneltesterna inte funktionalitet att utföra direkt motrotation, detta resulterade i att propellern istället monterades åt fel håll, detta leder till att alla resultaten på testerna effektivt blir detsamma som om man gav direkt input att motrotera men innebär också att denna ESCn inte hade kunnat vara ett alternativ för drönarens riktiga uppsättning då den ESCn som i slutändan används måste ha funktionalitet för att byta rotationsriktning genom input då detta ska göras mitt under en flygning.

Den största skillnaden är att denna ESCn klarar betydligt mycket högre Ampere, ESCn som användes i testerna klarar upp till 85 Ampere medan ESCn som används av SSRS idag endast klarar upp till 20 Ampere med ett max på 30 Ampere i ca 10 sekunder innan den brister. Några av testerna kördes i upp till nästan 40 Ampere vilket innebär att den befintliga ESCn skulle gått sönder vid de nivåerna.



Figur 3.3 ZTW Mantis 65A ESC 2-6S (SBEC 5A)

3.2.4 Strömkällor

3.2.4.1 Nätaggregat

Testtriggen som var monterad i vindtunneln var ursprungligen endast kopplad till ett nätaggregat som strömkälla, detta nätaggregat var sedan begränsat till ca 20 Ampere som max på grund av de tester som hade körts innan. På grund av att testerna för detta arbete krävde mer ström införskaffades en ytterligare strömkälla i form av LiPo-batterier.

3.2.4.1 Batteri

För att kunna bedöma hur mycket kraft som gick att utvinna från kombinationerna av komponenterna som kördes i testerna krävdes det högre nivåer av ström än vad nätaggregatet klarade av. För att lyckas med det användes ett 4-celligt XT90 LiPo batteri.



Figur 3.4 TopFuel LiPo 20C ECO-X 5000mAh 4S MTAG

3.3 Testrigg

3.3.1 RCBenchmark

Testriggeren är från företaget RCBenchmark, denna rigg klarar av att mäta väldigt många olika typer av data, när testerna körs så visar RCBenchmarks mjukvara en live-feed på all data den mäter och genom mjukvaran kan man sedan välja att spara och skriva ut viss data till ett excelark. Generellt gjordes detta genom att man startade testet och gick upp till den Strömnivå, RPM eller annan faktor man ville mäta och startade sedan insamling av data genom input i mjukvaran, generellt sparade man ca 100 dataceller per test och dessa dataceller skapades över ett span på ca 6 sekunder.

3.3.2 Matlab

För att hjälpa till med att smalna ner och förtydliga all insamlad data från testriggeren användes en kortare Matlabkod skriven av Yasser K. Alrifai, Chalmersstudent och Isak Jonsson, Forskare på Chalmers, som väldigt omtänksamt delade med sig av denna koden då den använts för ett tidigare projekt som använde testriggeren. Kodens huvudsyfte var att smalna ner och förtydliga datan som samlades in av RCBenchmark. Den råa datan från RCBenchmark

presenterar som nämnts tidigare väldigt många faktorer i väldigt många celler och detta innebär att varje test innehåller väldigt mycket data.

Huvudsyftet med matlabkoden var att selektivt välja de faktorer som man var intresserad av att titta på och att sedan beräkna ett genomsnittsvärde på dessa faktorer och att printa ut dem i ett enkelt sammanfattat format.

3.4 Vindtunneltester

Totalt genomfördes två olika vindtunneltester.

3.4.1 Det första vindtunneltestet

I det ursprungliga vindtunneltestet användes endast ett nätaggregat som strömkälla, detta nätaggregat hade en maxgräns på 15 Volt och 22 Ampere vilket inte räckte för att utnyttja ESC, Motor och Propellers max.

I det första testet kördes drönaren i motrotation från 0 RPM - Max möjlig strömtillförsel på 22 Ampere vid fyra olika flyglägen, 0 m/s, 5 m/s, 10 m/s och 15 m/s i vindhastighet.

Förutom problematiken med att det inte fanns nog med ström för att få ut den data som efterfrågades var dessutom motor och propeller felriggade för de ursprungliga testerna. Istället för att propellrarna var riggade som de skulle ha varit riggade vid en vanlig uppsättning av drönaren så hade de vänts åt motsatt håll relativt motorn. Tanken var att detta skulle göra det möjligt att köra propellrarna i ursprunglig 'rätt' riktning men då propellrarna omvänts skulle det ge data som representerade motrotation. Problematiken med detta var att kraften som utvanns gick åt fel håll relativt vinden som producerades av vindtunneln och det blev inte en bra representation av hur motorn och propellern skulle agera under ett riktigt flygfall. Trots dessa faktorer visade sig datan ganska lik de tester som kördes senare men valdes ändå att inte tas upp under resultat och diskussionskapitlet då de data som samlades in senare både var mer än tillräcklig för arbetet och även mer korrekta. De data som samlades in under dessa första tester finns dock fortfarande sparade och kommer att bifogas under bilagor ifall de skulle vara intressant för någon i framtida arbeten.

3.4.2 Det andra vindtunneltestet

I det andra vindtunneltestet kopplades det ursprungliga nätaggregatet ur och de tidigare nämnda LiPo batteriet kopplades in och batterierna ansågs klara av mängden ström som efterfrågades för testerna.

Testerna kördes sektionvis med pauser mellan för att ge motorn lite tid att svalna mellan testerna, detta blev nödvändigt då det märktes att motorn började ryka redan i första testet.

Alla tester genomfördes genom att först koppla motorn i syfte att rotera åt rätt håll, efter det ställdes rätt hastighet in i vindtunneln. När de första två faktorerna var färdiga så används RCBenchMark för att manuellt justera ESC'ns PWM (Pulse Width Modulation, eller Pulsbreddsmodulering på svenska) med en slider tills att eftertraktad strömtilförsel uppnåtts. Efter att riggen stabiliserat sig någorlunda vid en viss PWM startades en loggning av testresultaten, varje test siktade på att samla in ca 100 dataceller av information.

Alla tester genomfördes enligt ovan förutom testerna som siktade på någorlunda högre strömtilförsel(35-40 Ampere). Dessa tester genomfördes lite fortare och med lite sämre noggrannhet då det ansågs att det fanns en relativt stor risk för haveri hos någon av komponenterna, detta medför en något sämre precision i mätvärdena.

Till skillnad från det första testet så var nu hela uppsättningen komponenter riggade relativt varandra precis som de skulle vara riggade på drönaren själv. Det vill säga att riggen var riktad mot den anfallande vinden från vindtunneln samt att propellrarna också var riktade med en naturlig anfallsvinkel framåt. Då den ESCn som användes inte hade funktionalitet för att ändra rotationsriktning på propellrarna gjordes detta istället genom att koppla om motorn så att rotationsriktningen ändrades.

Testerna kördes i vindhastigheterna 0 m/s, 5 m/s, 10 m/s samt 15 m/s med en strömtilförsel på 20 samt 30 Ampere, dessutom gjordes alla dessa tester både i 'rätt' rotationsriktning samt motrotation genom att koppla om motorn mellan testerna, detta då det ansågs vara väldigt intressant för arbetet att kunna utvärdera hur pass mycket motrotation som gick att utvinnas relativt 'rätt' riktning vid varje läge.

Efter att alla dessa tester hade körts gjordes även tester vid 0 m/s med en strömtilförsel på upp till 40 Ampere, även dessa i både framåtdrift samt bakåtdrift. Dessa tester närmade sig en ström som motsvarade motorns burstnivå och gjordes därför endast i 0 m/s och under en väldigt kort period.

Utöver risken för att motorn skulle haverera fanns även en oro att propellrarna skulle splittras vid dessa hastigheter. Trots att endast en

max RPM på ca 11000~ uppnås i testerna var detta i motsatt förväntad rotationsriktning och hade därför en större påverkan på propellrarna.

3.4.3 Säkerhetsnotis

Dessa slutliga tester gjordes under kontrollerade förutsättningar med säkerhetsinstruktioner samt godkännande från Isak Jonsson, som var ansvarig forskare för laboratoriet.

Dessa tester gjordes med skyddande plexiglas från vindtunneln samt med brandsläckare på plats.

4. Resultat

Detta kapitel kommer att presentera den data som framtagits med hjälp av testriggen i Chalmers vindtunnel.

4.1 Resultat med strömtillförsel på 20 Ampere

Alla följande tester utgår från en mängd dataceller på ca 100 värden som sedan med hjälp av tidigare nämnd matlabkod tagit fram genomsnittliga värden på dessa 100 värden.

4.1.1 Vindhastighet 0 m/s motrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-4.866	8460.6	15.031	19.974

Figur 4.1 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 0 m/s, 20 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.1.2 Vindhastighet 5 m/s motrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-4.7078	8364.7	14.686	19.898

Figur 4.2 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 5 m/s, 20 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.1.3 Vindhastighet 10 m/s motrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-5.4516	8550.6	14.663	19.609

Figur 4.3 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 10 m/s, 20 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.1.4 Vindhastighet 15 m/s motrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-5.8765	8003.6	14.364	21.704

Figur 4.4 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 15 m/s, 20 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.1.5 Vindhastighet 0 m/s medrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
9.3479	9747.5	14.266	20.702

Figur 4.5 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 0 m/s, 20 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.1.6 Vindhastighet 5 m/s medrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
8.8717	9656.9	14.113	20.874

Figur 4.6 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 5 m/s, 20 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.1.7 Vindhastighet 10 m/s medrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
8.1963	9555	14.184	20.471

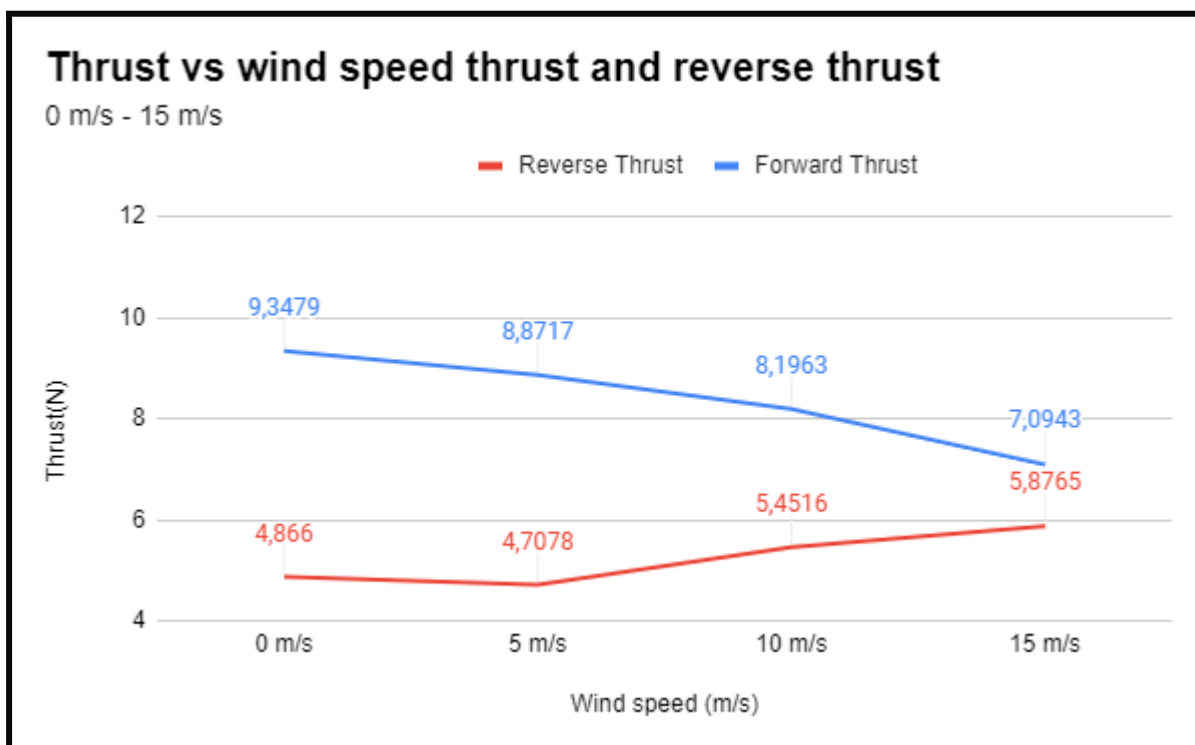
Figur 4.7 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 10 m/s, 20 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.1.8 Vindhastighet 15 m/s medrotation 20 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
7.0943	9518.5	14.131	20.257

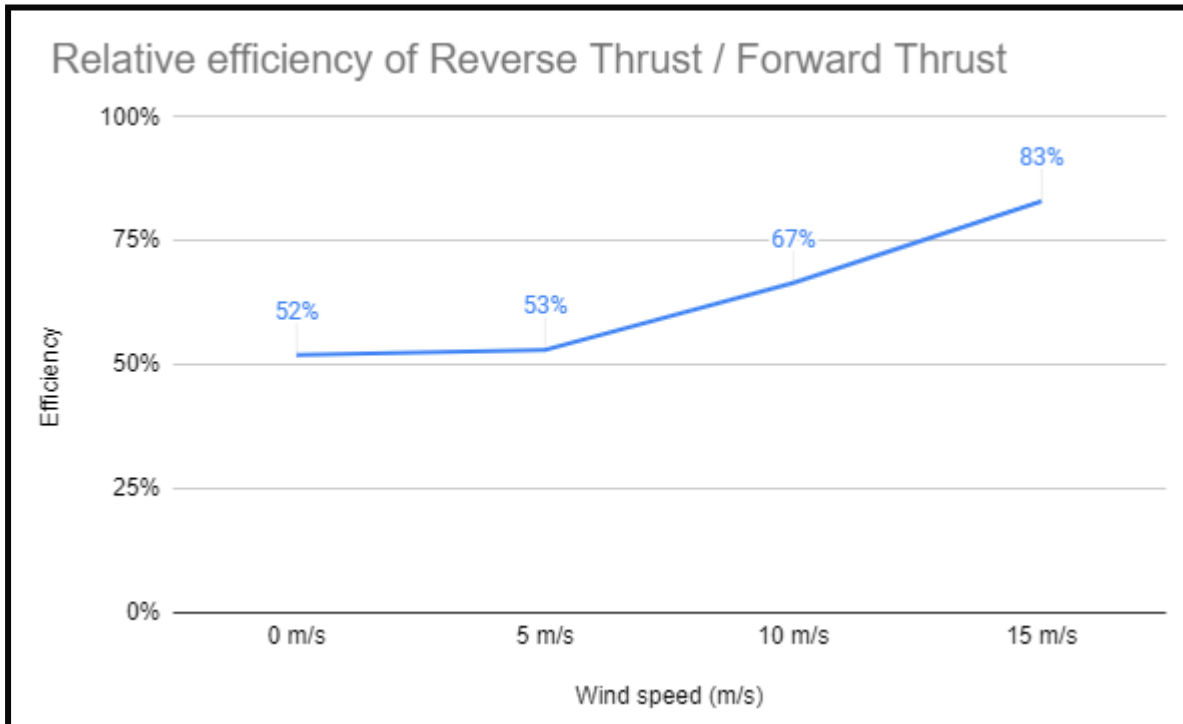
Figur 4.8 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 15 m/s, 20 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.1.9 Sammanfattande graf av med- samt motrotation vid 20 A



figur 4.9 Sammanfattande grav av utvunnen kraft för både med- samt motroterande propeller vid 20 A

4.1.10 Effektivitet hos utvunnen bakåt drivande kraft relativt framåt drivande kraft vid 20 A 0–15 m/s



Figur 4.10 Effektivitet av utvunnen bakåt drivande kraft relativt framåt drivande kraft vid 20 A, 0–15 m/s.

4.2 Resultat med strömtillförsel på 30 Ampere

4.2.1 Vindhastighet 0 m/s motrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-5.5962	9110.6	14.306	29.807

figur 4.11 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 0 m/s, 30 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.2.2 Vindhastighet 5 m/s motrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-5.7588	9231.3	14.156	28.62

figur 4.12 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 5 m/s, 30 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.2.3 Vindhastighet 10 m/s motrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-6.3419	9325.6	13.958	29.278

figur 4.13 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 10 m/s, 30 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.2.4 Vindhastighet 15 m/s motrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-6.9132	9096.8	13.954	29.521

figur 4.14 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 15 m/s, 30 A, motroterande propeller över 100 dataceller

4.2.5 Vindhastighet 0 m/s medrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
11.45	10707	13.728	29.864

figur 4.15 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 0 m/s, 30 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.2.6 Vindhastighet 5 m/s medrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
10.987	10680	13.619	30.213

figur 4.16 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 5 m/s, 30 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.2.7 Vindhastighet 10 m/s medrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
10.196	10532	13.692	29.133

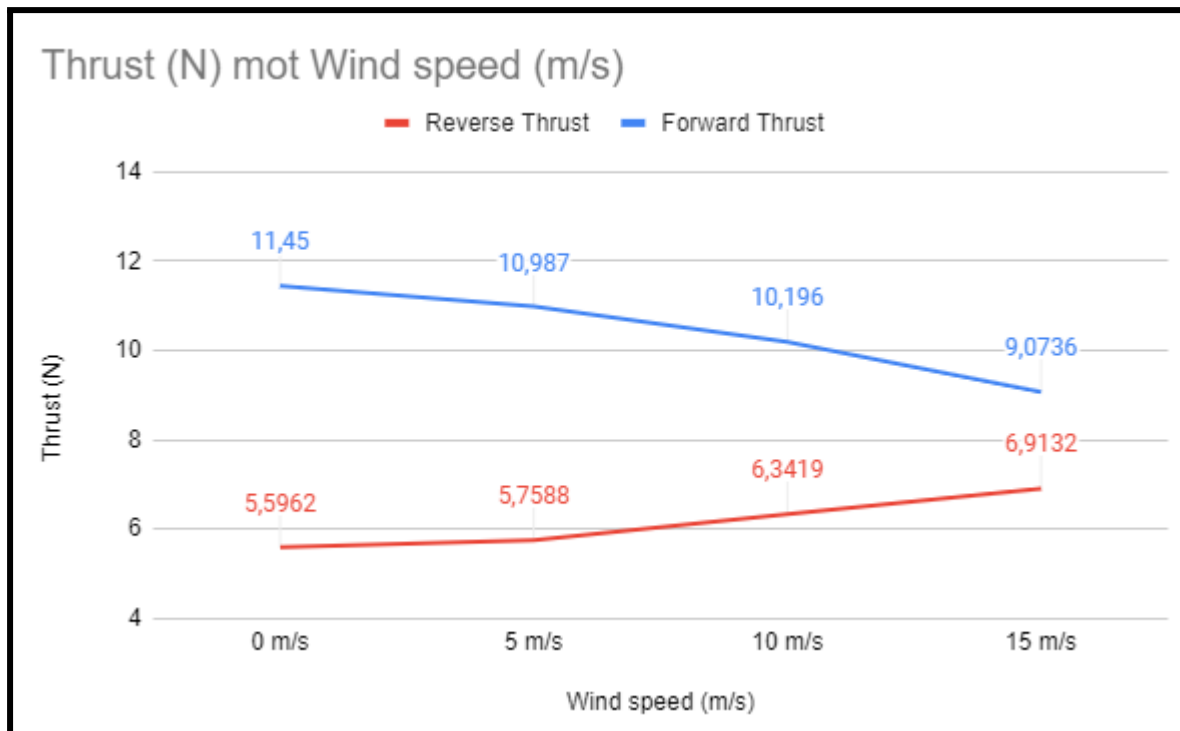
figur 4.17 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 10 m/s, 30 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.2.8 Vindhastighet 15 m/s medrotation 30 A

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
9.0736	10479	13.614	29.385

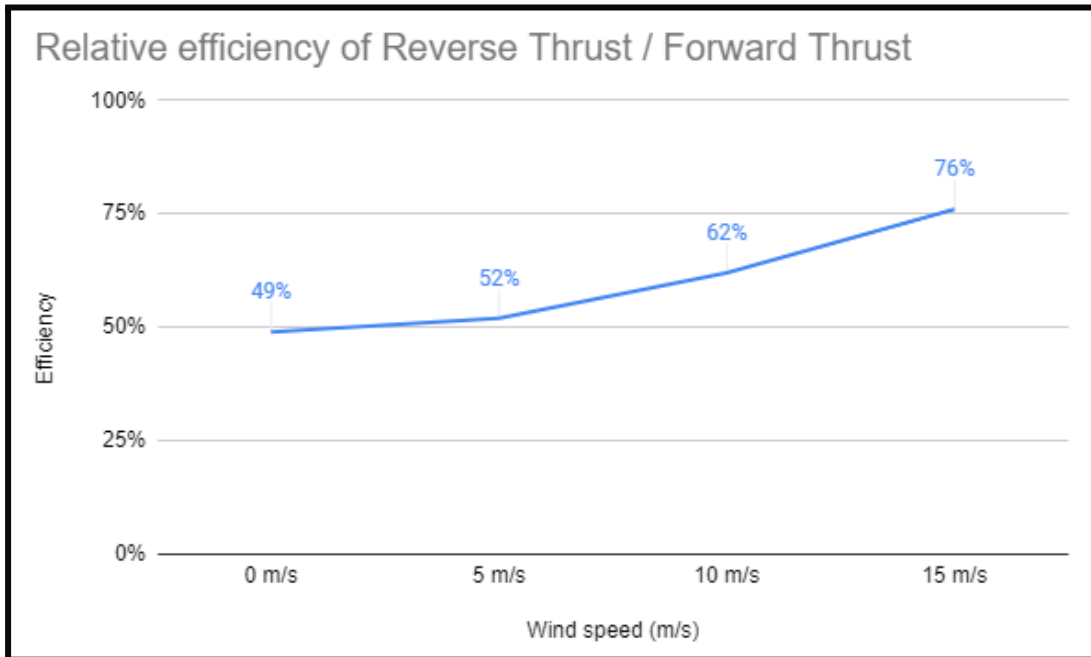
figur 4.18 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 15 m/s, 30 A, medroterande propeller över 100 dataceller

4.2.9 Sammanfattande graf av med- samt motrotation vid 30 A



Figur 4.19 Sammanfattande graf av utvunnen kraft för både med- samt motroterande propeller vid 30 A

4.2.10 Effektivitet hos utvunnen bakåt drivande kraft relativt framåt drivande kraft vid 30 A



Figur 4.20 Effektivitet av utvunnen bakåt drivande kraft relativt framåt drivande kraft vid 30 A, 0-15 m/s.

4.3 Resultat med strömtillförsel på 36-39 Ampere, vindhastighet 0 m/s mot- samt medrotation

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
-6.9014	10099	13.523	38.957

Figur 4.21 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 0 m/s, 39 A, motroterande propeller över 100 dataceller

Mean Thrust (N)	Mean RPM	Mean Voltage (V)	Mean Current (A)
12.942	11377	13.757	36.165

Figur 4.22 Genomsnittsvärden på Thrust (N), RPM, Spänning (V), Ström (A) vid 0 m/s, 36 A, medroterande propeller över 100 dataceller

Värdefull notering gällande resultaten från figur 4.20 är att strömnivån inte riktigt nådde hela 40 Ampere i medroterande riktning, eftersom att detta arbete fokuserar mestadels på motrotation är det inte ett stort problem utan kommer endast användas som en form av referens för motsvarande läge i motrotation. Det högsta noterade värdet i alla dataceller som användes för figur 4.20 visar ström på 37,44 Ampere och har då en thrust på 13.478... N.

5. Diskussion

Detta kapitel innehåller en resultatbaserad diskussion och potentiella felkällor

5.1 Resultatdiskussion

Trots att det är svårt att förutspå exakt under vilka förutsättningar drönaren kommer att befinna sig i finns det ändå några grundläggande förutsättningar att diskutera. Under vanlig flygning förväntas drönaren uppnå hastigheter på upp till 35 m/s, däremot förväntas drönaren aldrig ha behov att bromsa i dessa hastigheter utan kommer endast att utföra inbromsning då den redan gått ner till en cruise-hastighet på ca 15 m/s.

Det största målet med detta arbete är dock att utreda om det är möjligt för drönaren idag att teoretiskt utföra vertikallandning. För att lyckas med detta behöver drönaren klara av att övervinna några grundläggande fysiska förutsättningar.

Drönaren behöver minst klara av att bära sin egen vikt med hjälp av bromsande kraft. Då drönaren väger ganska exakt 1 kilo totalt innebär detta en kraft nedåt på ca 10 Newton förutsatt att drönaren har en starthastighet på 0 m/s. Som tydligt kan utvinnas ur alla genomförda tester kommer dagens motor/propeller-kombination aldrig i närheten av en bakåtdrivande kraft på 10 newton. Vid en strömtillförsel på 20 Ampere utvinns en bakåtdrivande kraft mellan 4.5–6 newton under olika vindhastigheter. Med en ökad strömtillförsel på 30 Ampere utvinns en bakåtdrivande kraft mellan 5.5–7 newton under de olika testade vindhastigheterna och slutligen vid 40 Ampere utvinns en maximal bakåtdrivande kraft på ca 7 newton.

Baserat på tidigare tester finns det en trend att utvinna mer motrotation vid högre vindhastigheter vilket verkar naturligt då ökad vind ger en naturlig bromsning och agerar i samma riktning som den bakåtdrivande kraften, möjligtvis kan man då argumentera för att det går att utvinna lite över 7 newton vid en ström på 40 Ampere. Det finns dock en del problematik kring detta.

Det går väldigt lätt att konstatera att även om en ökad lufthastighet hade gjort det möjligt att utvinna lite över 7 newton i bakåtdrivande kraft är detta trots det inte nära den minst krävande kraften på 10 newton.

Utöver det finns det problematik med att köra dagens uppsättning med en ström på 40 Ampere över en längre period. Dagens motor har en burst-gräns på ca 48 Ampere i 30 sekunder och det märktes under testning att det redan vid 40 Ampere var väldigt krävande för motorn, utöver det fanns det tydliga tecken på att flera komponenter fick arbeta väldigt hårt vid denna strömnivå som t.ex. propellrarna. Vid 40 Ampere uppnåddes en RPM på lite över 10 000 varv per minut och då detta är en god bit under propellrarnas förväntade gräns på 13 000 varv per minut måste det noteras att denna propellergräns är anpassad för rotation i rätt riktning då propellrarna upplever betydligt mycket

mindre luftmotstånd vid rotation. Därav anses det i dagsläget riskabelt att köra komponenterna i 40 Ampere över en längre period, speciellt i motrotation.

Utöver motorn och propellrarnas begränsningar så kan ESCn som i vanliga fall används för drönaren i dagsläget inte komma i närheten av en ström på 40 Ampere då den har en vanlig driftgräns på 20 Ampere och ett 'burst max' på 30 Ampere. Detta innebär att även om en strömtillförsel på 40 Ampere hade varit tillräcklig för att utvinna nog med kraft för att kunna bära drönaren är det i dagsläget inte möjligt att köra komponenterna med den nivån av ström.

Olika typer av möjliga landningar diskuterades med Fredrik Falkman på SSRS från jämn bromsning under hela landningen till att potentiellt låta drönaren bromsa in tills den börjar dyka naturligt av sin egen vikt och sedan utvinna en väldigt hög och intensiv bromsning precis innan landning för att dämpa stöten. Baserat på resultaten som framtagits kan man potentiellt lyckas bromsa drönaren jämnt under hela landningen under förutsättningar att detta görs under en strömtillförsel under en tidsperiod som inte riskerar haveri av komponenterna. Baserat på att den utvinna bakåtdrivande kraften inte är nära nog att ens bära drönarens egen vikt vid 40 Ampere som redan är en bit över vad dagens uppsättning komponenter klarar av verkar det osannolikt att drönaren skulle klara en väldigt intensiv typ av bromsning precis innan landning. Trots att testerna visar att bromsningskraften ökar marginellt vid högre hastigheter vilket skulle vara förutsättningarna om drönaren redan fått falla fritt en period kommer detta även innebära att den kraft som kommer att krävas för att plötsligt stanna drönaren är betydligt högre än 10 newton.

5.2 Vilken påverkan har ESCn på motorprestanda?

Värt att notera är att trots att olika ESCs inte har en stor förväntad påverkan på hur mycket en kombinerad testtrigg kan prestera visar tester av RCMoelReviews (2015) i sin video "Does ESC choice affect motor power?" [12] att olika ESCs definitivt kan ha en påverkan på hur mycket som går att utvinna av en kombination komponenter.

Att svara på frågan i titeln på detta subkapitel är svårt, däremot kan det vara värt att ställa den frågan om en ny kombination av komponenter kommer testas.

5.3 Utvärdering av effektivitet utvunnen i bakåtdrift relativt framåtdrift

Ett mycket intressant mätresultat är effektiviteten hos den utvunna bakåtkraften relativt vanlig framåtdrift. Som kan ses i figur 4.10 samt 4.11 är effektiviteten av kraften bakåt mellan 49–52% relativt motsvarande situation i framåtdrift. Även vid mätvärden kring 36–39 Ampere håller denna relation vid statistiska förhållanden. Detta är mycket intressant då denna relation verkar vara ganska konsekvent inte bara i detta arbete utan även i [4] av Hellekant och dessutom [5] av Givens och Coopmans där båda dessa arbeten visar en relation väldigt nära 50%. Som tydligt kan ses i figurer 4.10 och 4.11 ändras denna relation då vindmotståndet ökar, detta verkar väldigt rimligt då motvind naturligt ökar svårigheten för framåtdrift och förenklar bakåtdriften. Trots detta kan sambandet vara värdefullt när potentiell diskussion om alternativa komponenter kommer på tal och kan möjligtvis användas som en grund för hur mycket bakåtdrift som kan förväntas.

5.4 Begränsningar på mätresultaten

5.4.1 Batteriladdning

En stor begränsning vid mätresultaten relativt ett verkligt flygfall är att batterierna som användes för att utvinna kraften i testerna för detta arbete alltid var laddade upp till minst 50% av sin maximala laddning inför testerna, detta innebär att ingen analys har gjorts på hur mycket kraft som finns kvar hos batterierna i slutet på en vanlig operation. Detta kan ha stor påverkan och vara begränsande för hur mycket kraft som kan utvinnas inför landning.

5.4.2 Mätvärden i vindtunnel

Värt att notera är att trots att testerna genomfördes i en vindtunnel är detta inte en exakt representation på hur komponenterna presterar under verkliga flygfall. Detta innebär att vissa mätresultat kan visa sig ha annorlunda prestanda i verkligheten.

5.4.3 Testriggen

Testriggen består mestadels av ihopkopplade komponenter som står på ett podium i vindtunneln, dessa komponenter är sedan kopplade till ett mätsystem, i detta fall RCBenchmark. Tyvärr har testriggen ingen drönarkropp monterad på sig, varken en drönarkropp som representerar drönaren som detta projekt arbetar med eller någon annan liknande drönarkropp, det är svårt att förutse exakt hur stor påverkan detta har på mätresultaten men det kan med säkerhet konstateras att det har en påverkan.

Detta stärker faktumet att mätvärdena kan visa sig något annorlunda om testerna kördes med en fullständig prototyp.

6. Slutsats

Detta kapitel sammanfattar och beskriver en övergripande slutsats baserat på tidigare kapitel och försöker med detta svara på de ursprungliga frågeställningarna.

6.1 Svar på frågeställning

6.1.1 Är det rimligt / teoretiskt möjligt för den nuvarande drivlinan att klara av en vertikallandning?

Baserat på resultaten verkar det osannolikt att drönaren i dagsläget klarar av en vertikallandning utan att ta skada. Det finns väldigt begränsat med tidigare studier på drönaren som undersöker vilka hastigheter drönaren kan landa i utan att skadas, i studien av [8] Nilsson undersöks risker vid olika typer av kollisioner med drönaren, dessa studier fokuserar däremot mestadels på hur mycket objekten som drönaren krockar med kan skadas och inte skadan på drönaren själv, därför är detta inte en helt applicerbar grund för att beräkna skadan på drönaren själv. När detta diskuterades lätt med Fredrik Falkman på SSRS bestämdes det att en stöt som motsvaras av ett fritt fall från 1 meter inte bör skada drönaren och används därför som en grundförutsättning för följande diskussion.

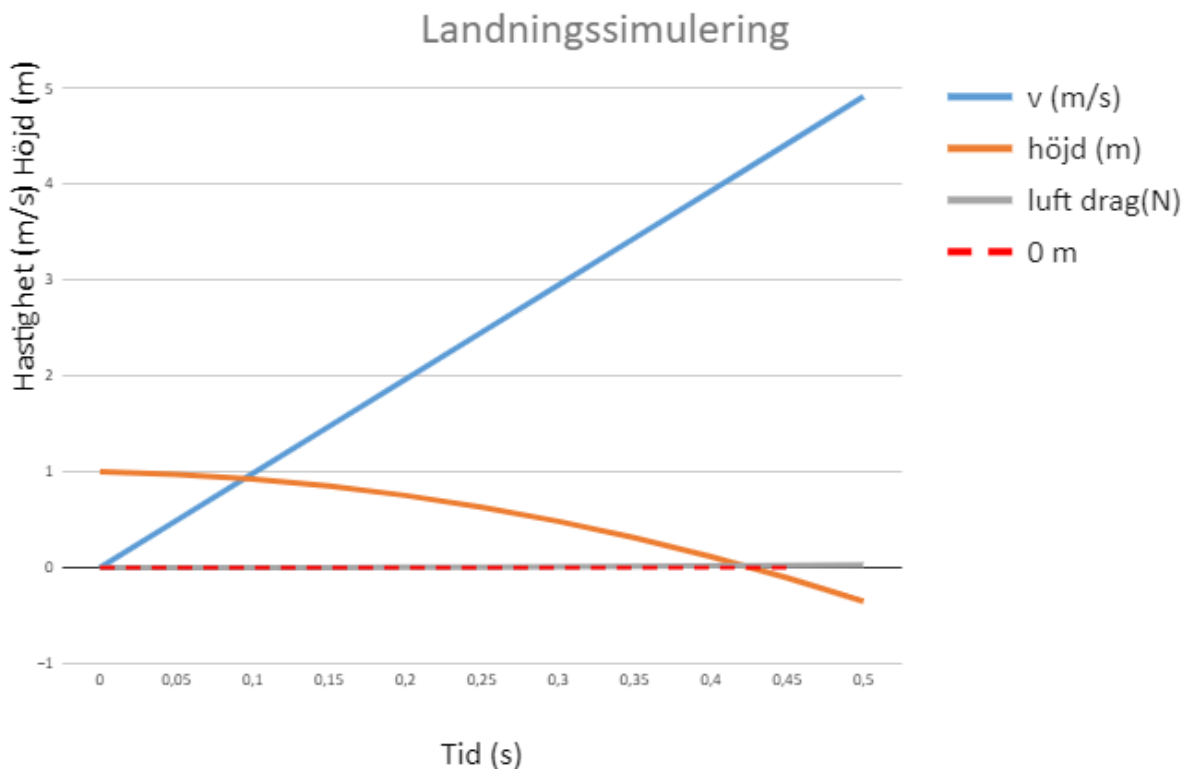
Beräkningarna nedan har som huvudsyfte att ge en översiktlig syn på några exempelfall drönaren kan befinna sig i. Dessa beräkningar genomfördes med en förenklad simulering av landningen gjord i excel. Simuleringen inkluderar konstanta värden som drönarens massa på 1 kilo och en starthöjd på 45 meter, sedan är tiden för landningen uppdelad i tidssteg på 0.05 sekunder per steg. Utöver dessa värden är nettokraften hos drönaren beräknad genom att ta tyngdkraften (9,82 Newton) minus motorkraften (Newton) minus dragkraften (Newton). Accelerationen är per definition $F = m \cdot a$ där $\rightarrow a = F/m$. Detta medför att vid massan 1 är $F = a$, detta är också fallet i exceldokumentet då accelerationen vid ett visst tidssteg tas fram genom att ta nettokraften vid samma tidssteg. Dragkraften har tagits fram genom att sätta in olika värden tills ett resultat har nåtts där sambandet hos dragkraften liknar värdena i de tester som gjordes av [10] Petterson (2020) och har i detta arbete presenteras tidigare i figur 2.6.

För att ha rätt värde på dragkraften under hela landningen har en konstant dragfaktor av värde $1,2 \cdot 10^{-3}$ använts, detta värde multipliceras sedan med den aktuella hastigheten i kvadrat. Det konstanta värdet på dragkraften togs fram genom att manuellt testa värden tills att den resulterande dragkraften ritade en kurva av värden som liknade kurvan som framtoogs av [10] Petterson (2020). Eftersom att Pettersons figur visar ovanliga värden mellan 10–15 m/s på grund av anfallsvinkeln hos drönaren användes värden senare i figur 2.6

som en referens för att dragkraftsrelationen i simuleringen stämmer överens med drönarens faktiska dragkraft. Denna relation gäller och är konsekvent för alla hastigheter i simuleringen och antar att anfallsvinkeln är noll grader hela tiden.

6.1.1.1 Fritt fall från 1 meters höjd

Om drönaren släpps i fritt fall från 1 meters höjd resulterar detta, enligt simulering.



Figur 6.1 Landningssimulering vid fritt fall från 1 meters höjd.

Utläsning av det exakta värdet vid marknivå är svårt att tyda i grafen men är väldigt lätt att läsa ut ur de konkreta värdena i simuleringen och är 3,93 m/s vid 0.116 meter från marken och 4,42 m/s vid -0,105 meter från marken. Detta ger en ungefärlig hastighet precis vid marken på 4.2 m/s.

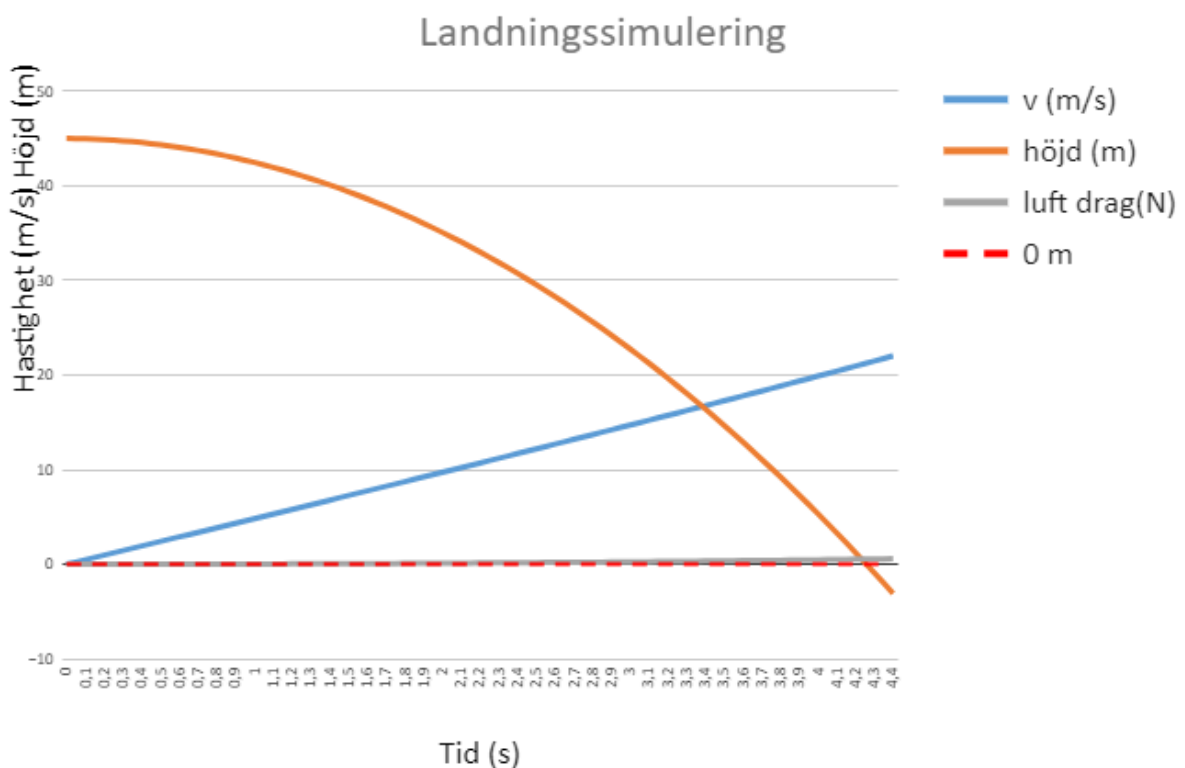
Detta kan sedan konverteras till energi med

$$\text{formeln för den kinetiska energin } E_k = \frac{1}{2}mv^2$$

och visar att energin vid landning är ca 8.82 Joule. (★)

6.1.1.2 Jämn inbromsning från 45 meters höjd med inhämtad inbromsningskraft vid 20 Ampere

På samma sätt gjordes en simulering för fallet då drönaren bromsar konstant under hela fallet på 45 meter. För att bäst representera vad som i dagsläget går att utvinna ur drönarens komponenter väljs bromskraften från testerna i 20 Ampere då ESCn i dagsläget klarar en normal drift i 20 Ampere. Den resulterande bromskraften estimeras till ca 5 Newton, detta då bromskraften varierar mellan ~4,7–5,5 Newton beroende på vindhastigheten.



Figur 6.2 Landningssimulering vid konstant bromsning av värde -5 Newton med en total sträcka på 45 meter.

Som tydligt kan utläsas i figur 6.2 är lutningsvinkeln på hastigheten under hela landningen betydligt lägre under hela landningen vilket är ett resultat av den konstanta inbromsningen. Det är också tydligt att en kraft på -5 Newton inte räcker för att bromsa drönaren tillräckligt för att landa utan skada.

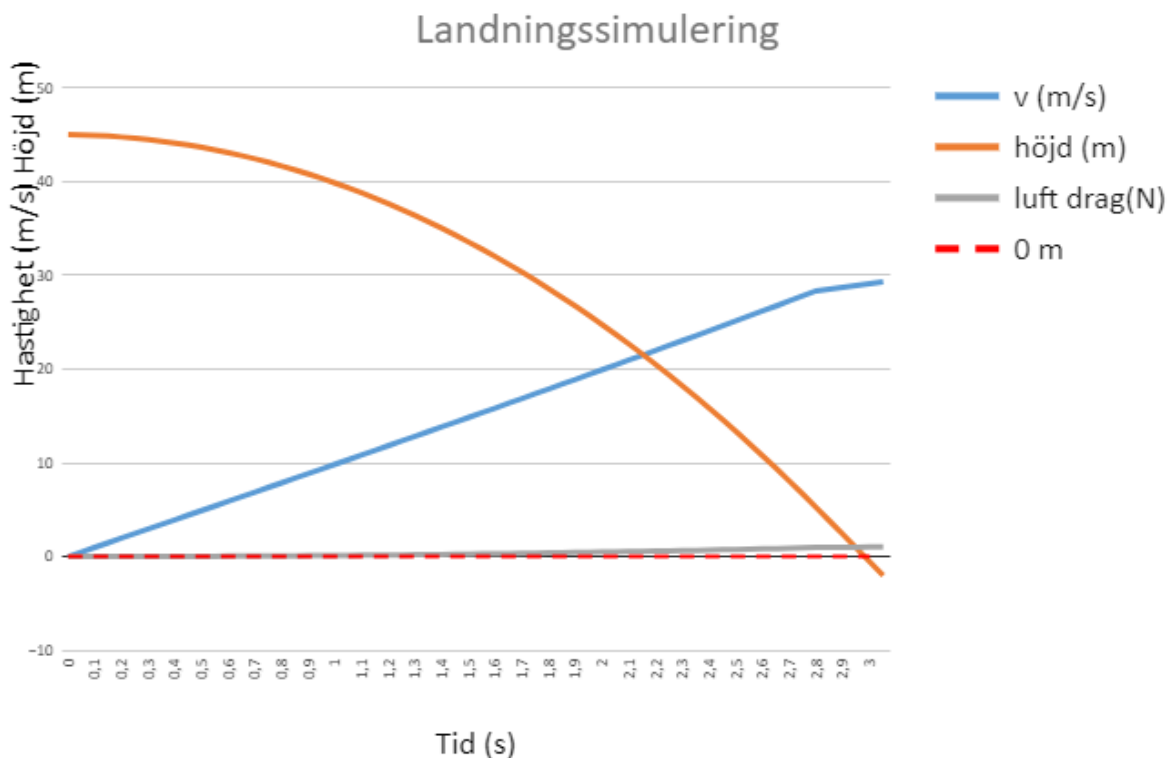
Hastigheten vid marknivå är i denna simulering ca 21.3 m/s vilket enligt samma energiberäkning som i det förra exemplet (★) ger ett energivärde på 226,8 Joule. (★★)

En jämförelse mellan de två olika fallen (★) och (★★) visar en faktor på 25,7 vilket är betydligt mycket högre än vad som eftersträvas för en skadefri landing.

6.1.1.3 Kraftig inbromsning av drönaren precis innan marknivå efter fritt fall på 45 meter

Förutsatt att motorn inte utför något arbete vid fallet och att potentiella krafter orsakade av 'windmilling', se kap 2.7 försummas kan en förenkling av fallet för drönaren under ett längre fritt fall simuleras.

För argumentets skull används en bromsande kraft på 6,9 Newton vilket är det högsta värdet som kunde uppnås under testning, vilket var vid en strömtillförsel på 40 Ampere. Detta kan anses rimligt då denna strömtillförsel endast skulle tillföras under en kortare period.

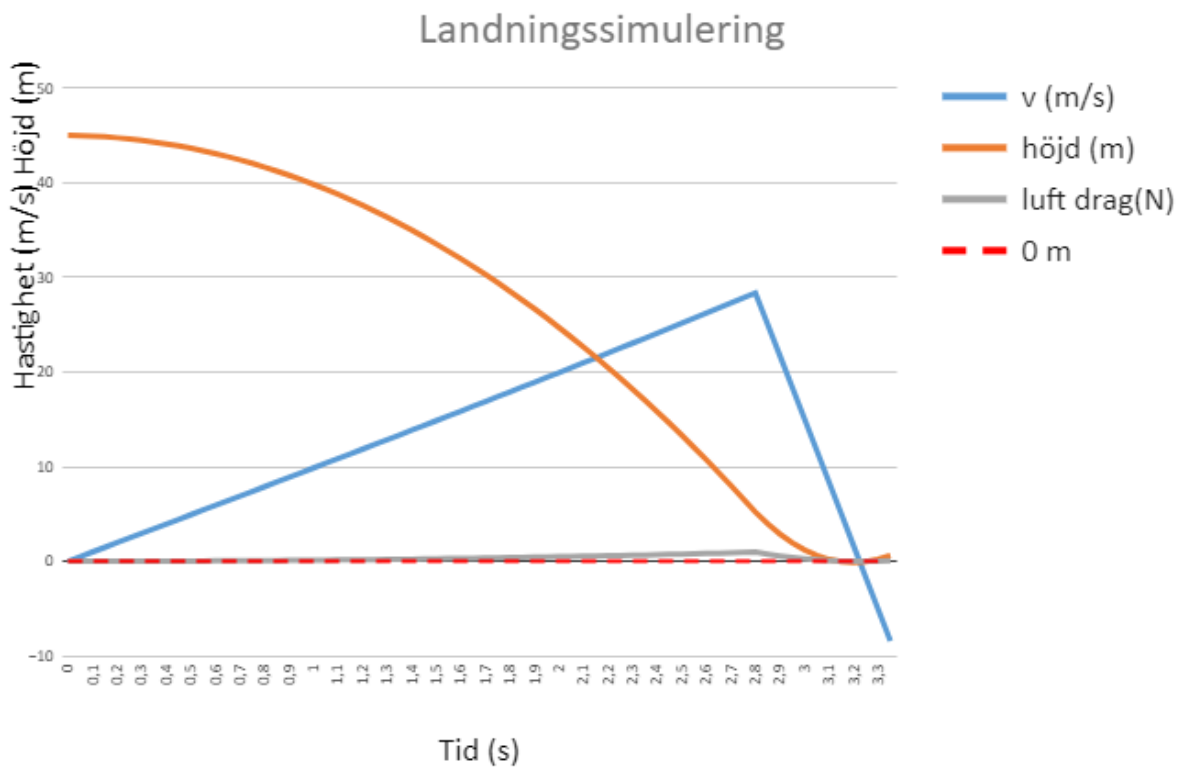


Figur 6.3 Landningssimulering vid 40 meters fritt fall följt inbromsning av värde -6,9 Newton över en sträcka på 5 meter.

Simuleringen visar att hastigheten då drönaren når marken är ca 29 m/s under dessa förutsättningar. Detta motsvarar en energi på 420,5 Joule vilket är klart högre än vad som eftersträvas.

6.1.1.3 Hur mycket inbromsningskraft krävs i teorin för att klara en kraftig inbromsning från en höjd på 45 meter där 40 av dessa 45 är i fritt fall?

För att förtydliga hur mycket kraft som i dagsläget saknas för att klara av en kraftig inbromsning enligt dessa förutsättningar görs även en simulering för detta fall, detta mestadels som en referens. För att ta reda på detta insattes utbildade gissningar på bromskraften i simuleringen tills att en hastighet som motsvarar den i sub-kapitel 6.1.1.1 uppnådes då drönaren når marken. Detta visade att en kraft kring -77 Newton skulle behöva utvinnas för att hinna bromsa drönaren tillräckligt fort över en sträcka på 5 meter.



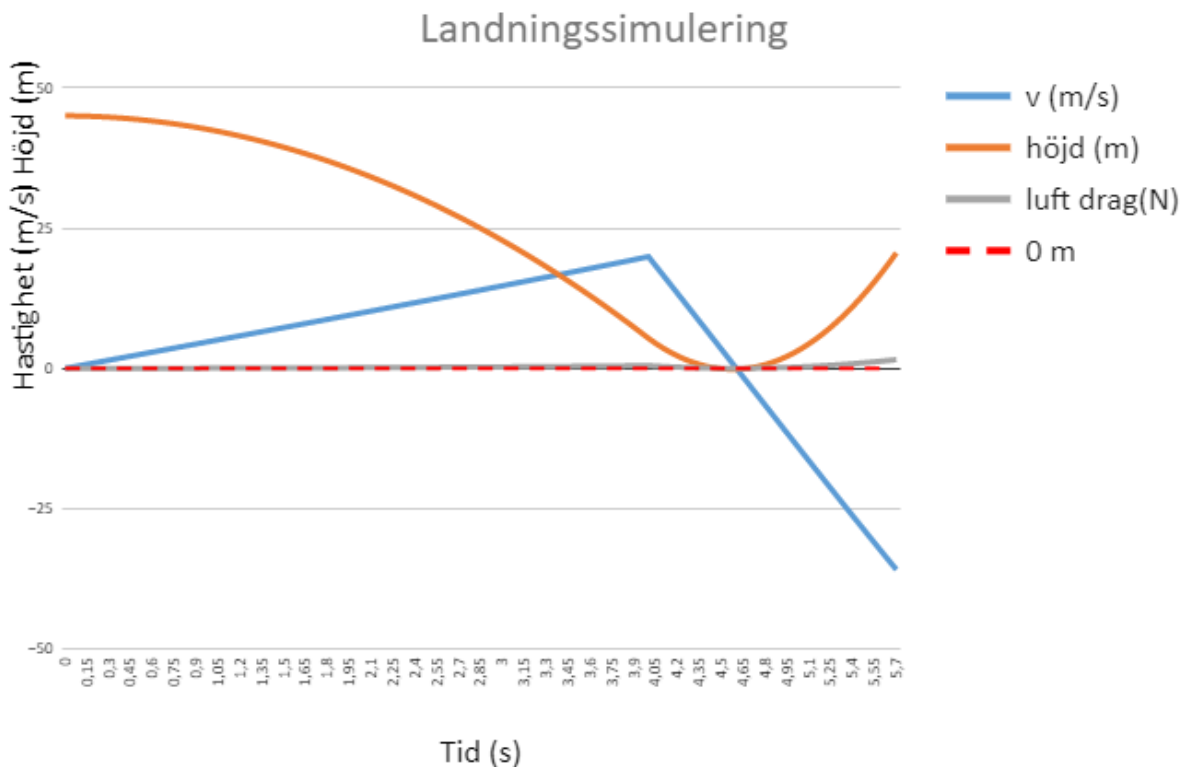
Figur 6.4 Landningssimulering vid 40 meters fritt fall följt inbromsning av värde -77 Newton över en sträcka på 5 meter.

Ur simuleringen kan värden på hastigheten precis vid marknivå utläsas och visar en hastighet på 4,99 m/s. Detta ger ett energivärde på 12,45 Joule (★★★) vilket i sin tur har en faktor relativt (★) på 1,41 vilket, om inte redan acceptabelt, är väldigt nära en acceptabel faktor.

6.1.1.4 Hur mycket inbromsningskraft krävs för att bromsa drönaren över en sträcka på 45 meter om den redan bromsat med en kraft på -5 Newton under de första 40 metrarna?

Eftersom att drönaren idag bör kunna utvinna -5N i bromskraft utan ha kritisk påverkan på komponenterna skulle det vara intressant att undersöka hur mycket inbromsningskraft som krävs för att bromsa drönaren tillräckligt under de sista 5 metrarna efter att den redan har bromsat under fallet.

Figuren nedan presenterar detta fallet.



Figur 6.5 Landningssimulering -5 Newton inbromsningskraft de första 40 metrarna av fallet följt av en inbromsningskraft på -43 Newton de sista 5 metrarna.

Simuleringen visar att en inbromsningskraft på ca -43 Newton skulle behövas för att komma ner i en hastighet mellan 3,4–5,06 m/s vid marknivå.

Summerat kan det konstateras att man i dagsläget inte kommer nära den inbromsningskraft som krävs och det är därför högst osannolikt att i dagsläget vertikallanda drönaren, iallafall med endast motorkraft.

svaret på frågeställning 1. är alltså att det inte är rimligt.

Dessutom verkar det osannolikt att någon kombination komponenter kommer att klara av kraven för att utföra denna typ av landning, speciellt då ökad kraft hos komponenterna nästan alltid medför ökad vikt.

Självklart kan flera andra faktorer ändras, så som landningsbana, anfallsvinkel under landningen och utöver det kan flera potentiella källor av kraft inkluderas för att underlätta landningen, några av dessa kommer att diskuteras i följande kapitel.

6.1.1.5 Tillförlitlighet på beräkningar

Beräkningarna vid de olika exempel som visas ovan genomgick flera olika versioner innan exceldokumentet som användes för simuleringarna skapades. Detta var på grund av att de ursprungliga manuella beräkningarna som utfördes för samma exempel inte verkade rimliga och inte var konsekventa. Resultaten i simuleringarna har dock visat sig väldigt konsekventa och anses vara bra representationer av värdena drönaren har under de exempel som beräknades, inom avgränsningarna och förenklingarna som gjordes. Den faktor som potentiellt skiljer sig mest från ett verkligt flygfall är dragkraften, samtidigt visas det tydligt i alla presenterade grafer att dragkraften har en väldigt liten påverkan. Detta innebär att även om det finns en liten felmarginal mot den faktiska dragkraften bör detta ha liten påverkan på resultaten i dessa exempel.

6.1.2 Frågeställning 2.

6.1.2.1 Om ja, vilka steg behöver tas för att ta vidare projektet och nå en verklighet då vertikallandningen är genomförbar på riktigt?"

6.1.2.2 Om inte, vilka möjligheter finns det att lösa problemet? Förslag på vidare arbete.

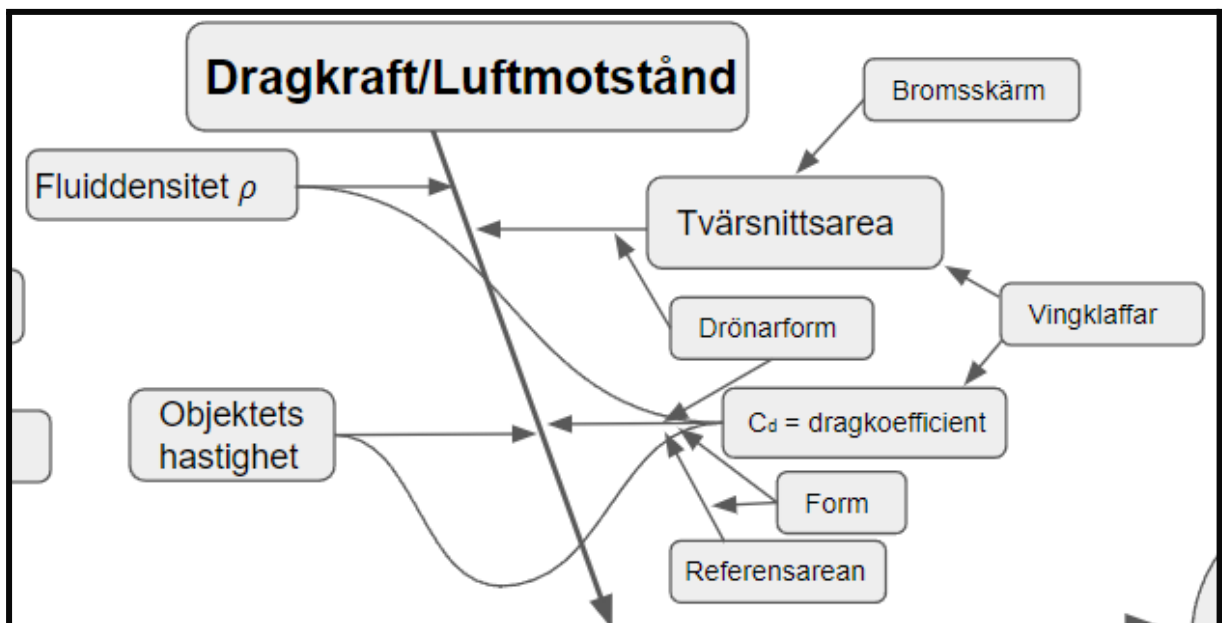
För att diskutera potentiella möjligheter, lösningar eller alternativ för vidareutveckling med målet att kunna vertikallanda drönaren gjordes ett fiskbensdiagram, se bilaga 1 för fullständigt diagram.

Fiskbensdiagrammet tar upp fyra stycken huvudsakliga punkter som kan vidareutvecklas för att arbeta med problemet.

1. Dragkraft/Luftmotstånd
2. Motorkraft (Bakåt)
3. Landningsdämpning
4. Väderpåverkan

Då detta arbete inte tar väderpåverkan i åtanke kommer den punkten inte diskuteras i detta kapitel.

6.1.2.2.1 Dragkraft/Luftmotstånd

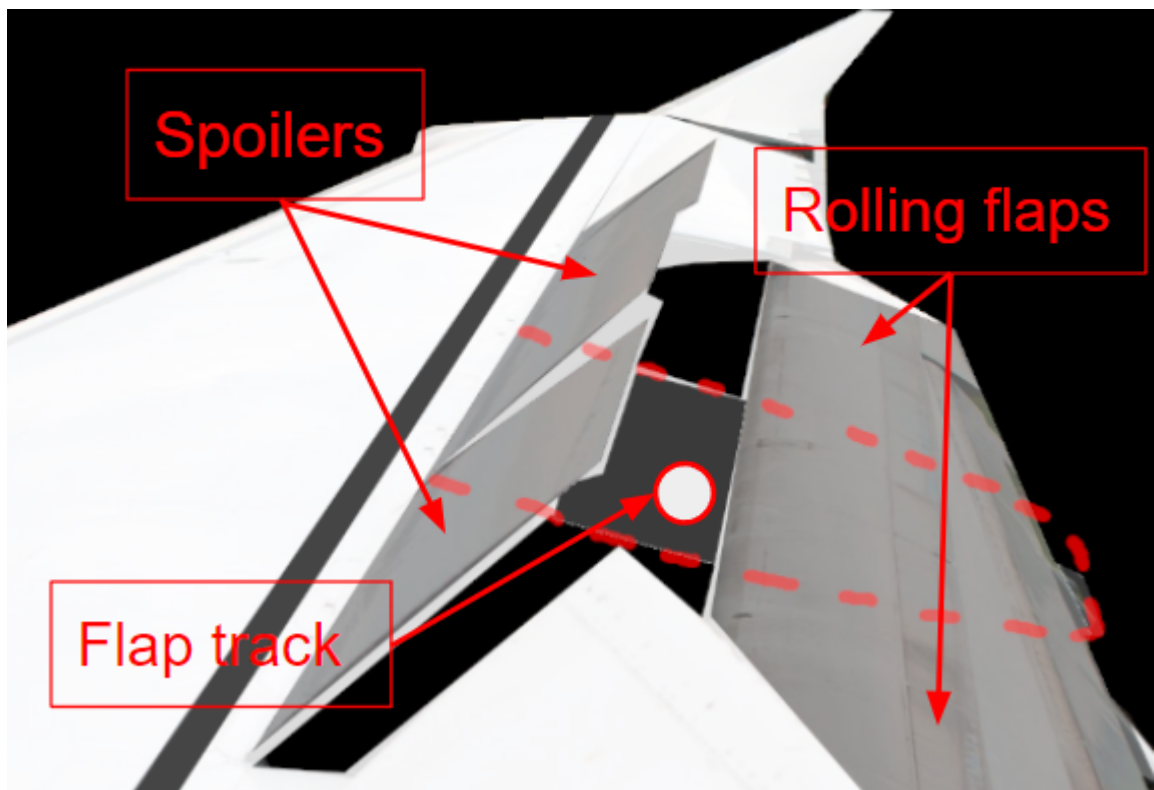


Figur 6.6 visar en inzoomad del av fiskbensdiagrammet med fokus på Dragkraft/Luftmotståndets partiet.

Då densiteten på luften är konstant och drönaren(objektets) hastighet är svår att anpassa specifikt för syftet att öka dragkraften eller luftmotståndet vid landning är dessa inte rimliga faktorer att försöka påverka.

Utöver det kan man titta på drönarens dragkoefficient, formen och som resultat dragkoefficienten på drönaren har tagits fram av [10] Petterson (2020) och är

designad för att vara så låg som möjligt för att möjliggöra maximal glideeffektivitet hos drönaren, detta är något som SSRS vill behålla då drönarens huvudsakliga uppgift fortfarande är att vara snabb och smidig. Detsamma går att säga om tvärsnittsarean på drönaren som bör vara så liten som möjligt. Detta innebär att en ökad dragkraft på drönaren endast skulle vilja utvinnas inför landning men inte under vanlig flygning. Detta är något som används flitigt med olika flygfarkoster. Exempel på hur detta utförs med flygplan är olika typer av vingklaffar.

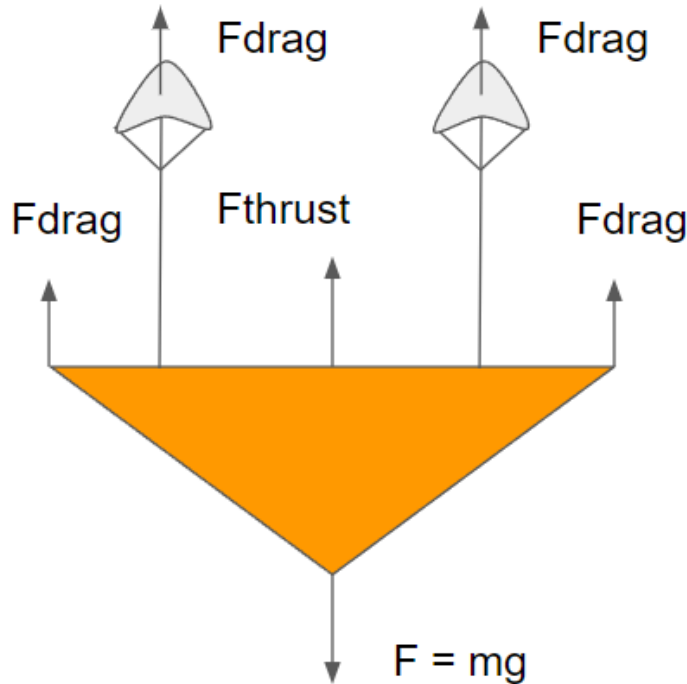


Figur 6.7 exempel på olika typer av luftbromsar hos ett typiskt passagerarplan.

En annan möjlig lösning till att öka dragkraften vid landning är att utnyttja en bromsskärm, detta används ofta i rymdfarkoster och dragracing. Huvudtanken är att en fallskärm fälls ut som kraftigt ökar luftmotståndet och bromsar därför farkosten.

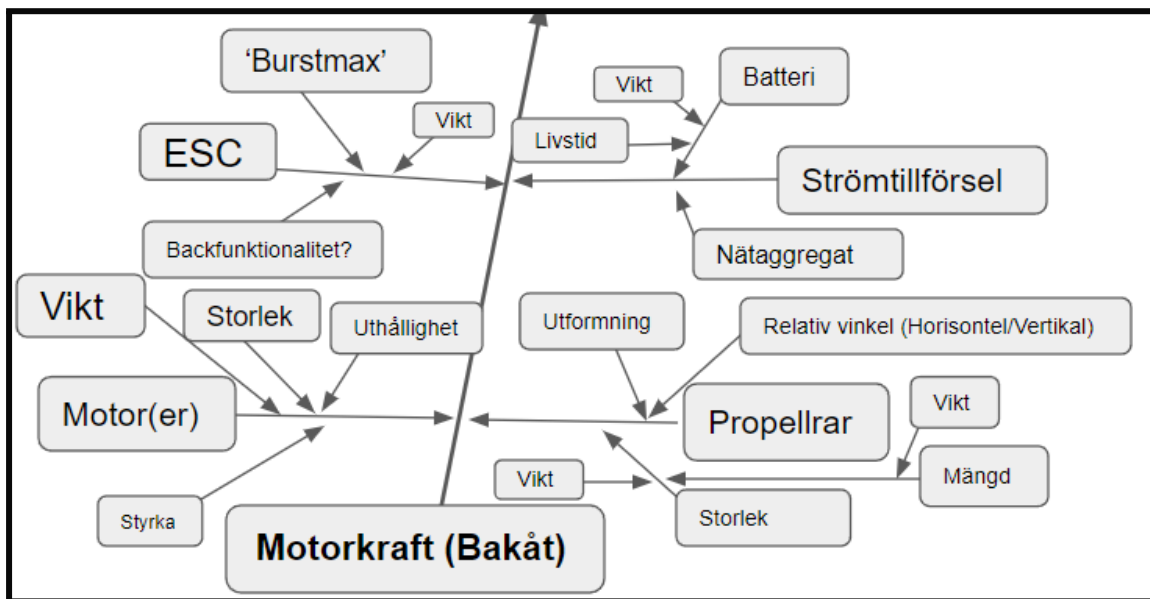
I drönarens fall skulle detta till exempel kunna vara ett par fallskärmar som släpps ut i samband med landningen. Problematiken med denna lösningen är att som nämnts flera gånger tidigare är dragkraften direkt relaterat till hastigheten, detta gäller även för fallskärmarna. Innebörden av detta är att även om fallskärmarna lyckas bromsa drönaren kraftigt kommer detta endast vara temporärt då effekten av

fallskärnarna kommer närma sig noll då drönarens hastighet närmar sig noll, detta innebär att direkt efter att bromsningen sker kommer drönaren i princip börja falla fritt igen. Detta innebär att det endast skulle kunna användas i syfte för att bromsa drönaren väldigt nära marken. Se figur 6.3.



Figur 6.8 visar ett exempel på ytterligare dragkraft utvunnen av att fälla ut små fallskärmar från drönaren inför landning

6.1.2.2.2 Motorkraft (Bakåt)



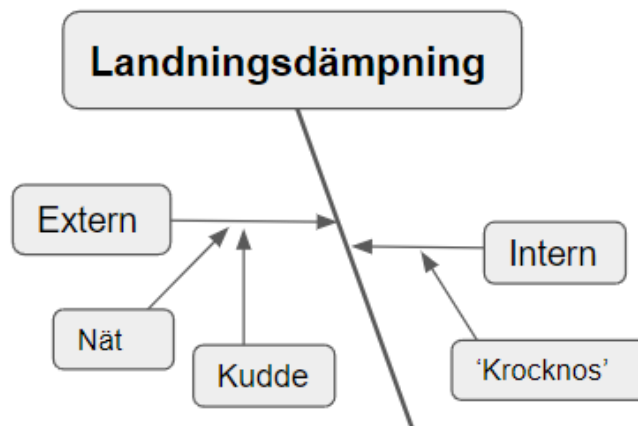
Figur 6.9 visar en inzoomad del av fiskbensdiagrammet med fokus på Motorkraft (Bakåt) partiet.

Det finns tydliga begränsningar i dagens komponenter när det kommer till deras hållbarhet under den höga ström som krävs för att utvinna tillräckligt med kraft för bromsningen. Den tidigaste begränsningen är dagens ESC som endast klarar drift på 20 Ampere och en kortare burst på 30 Ampere.

En självklar diskussion är att diskutera alternativa komponenter i form av motor och propeller och det är möjligt att en genomgående undersökning av kombinationer av dessa kan leda till ett resultat som låter drönaren utvinna mer inbromsningskraft. Problematiken med att kräva större krafter från motor och propeller är att det nästan alltid kräver större komponenter vilket i sin tur leder till ökad vikt på drönaren. Detta är något som direkt motverkar de tidigare målen vid utveckling av drönaren som fokuserar på effektivitet i framåt drift.

Något som används regelbundet i propellerplan är varierande stigning, detta innebär att propellrarna med hjälp av ett servo kan ändra attackvinkel hos propellern relativt rotorn. Ett tidigare arbete som undersöker detta specifikt för SSRS drönaren men inte med fokus på inbromsning är skrivet av [13] Somi och Waldén (2021). Trots att detta är en populär lösning och hade möjligtvis kunnat användas till att utvinna mer bromskraft visade det sig i deras arbete att det är svårt att få tekniken att fungera och hålla under drönarens flygförhållanden, speciellt med avseende på att mekanismerna måste vara så pass små relativt de krafter de utsätts för.

6.1.2.2.3 Landningsdämpning



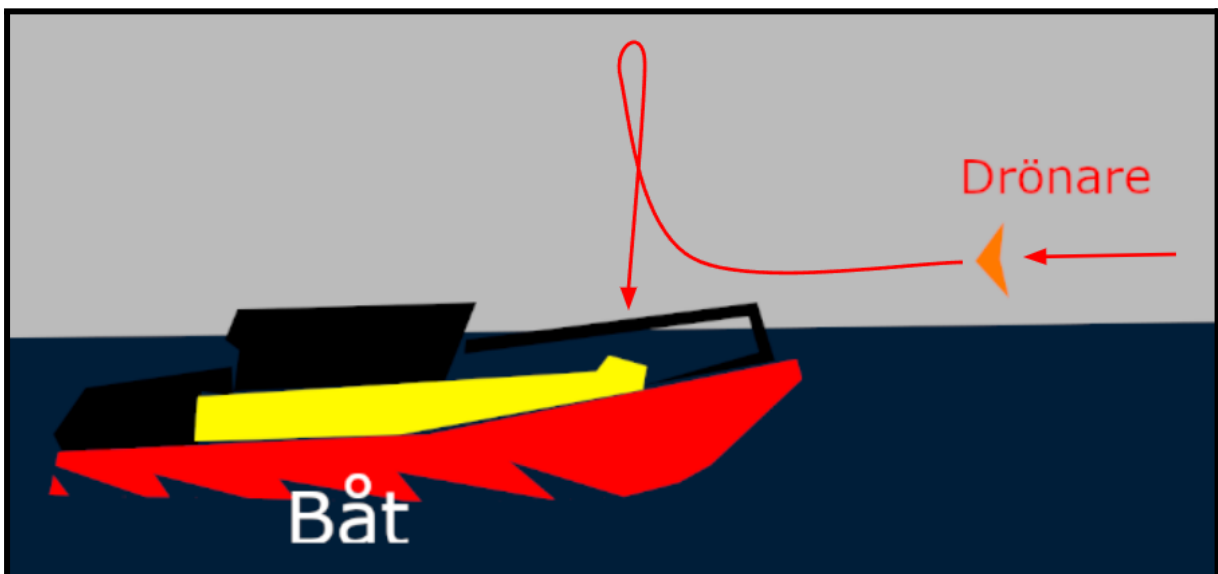
Figur 6.10 visar en inzoomad del av fiskbensdiagrammet med fokus på Landningsdämpning partiet.

Slutligen kan dämpning av landningen övervägas i form av landningsdämpning. Detta kan utföras både genom externa faktorer så som ett nät eller en krockkudde att landa i, alternativt intern dämpning genom att bygga in en form av 'krocknos' som assisterar med att absorbera energi från landningen.

Ett exakt värde på hur stor skillnad dessa landningsdämpningar kan tillföra med är svårt att säga, däremot så skulle externa dämpningar inte kräva någon form av effektivitetsförlust hos drönaren vilket är en fördel.

6.1.2.2.4 Ytterligare potentiell lösning

Under analysen av frågeställning 2 framkom ett ytterligare potentiellt intressant förslag på en lösning till landningsproblematiken. Anledningen till att det inte diskuteras i huvudsak är då det principiellt inte innefattar en traditionell vertikallandning men har ett resultat som är jämförbart. Förslaget är att undersöka möjligheten att utnyttja drönarens egen vikt för att bromsa. Detta genomförs genom att drönaren sänker sin altitud inför landning och tar sig nära mark- eller vattennivå och sedan kraftigt svänger uppåt precis ovanför sin eftertraktade landningspunkt. En illustration av detta syns nedan.



Figur 6.11 visar en illustration av potentiellt lösningsförslag för landning.

Tanken är att drönarens egen vikt agerar bromsmekanism i detta fallet. Med rätt bana bör man

kunna få drönaren att först flyga med nosen rakt uppåt, bromsas av sin egen vikt, tippa runt med hjälp av sin egen tyngdpunkt och sedan fritt falla den resterande längden. För att göra detta möjligt skulle genomgående analys och beräkning av bana behöva genomföras, men skulle potentiellt vara en möjlig lösning som inte kräver utbyte av någon komponent.

6.1.3 Sammanfattning av slutsatserna

Sammanfattningsvis anses frågeställningarna besvarade. Det är i dagsläget inte rimligt att vertikallanda drönaren utan allvarliga skador på drönaren, däremot anses det att en ordentlig nulägesanalys av drönarens inbromsningskapacitet har genomförts och att kunskapskanten för problemet har flyttats framåt.

Utöver det har flera potentiella utvecklingsriktningar föreslagits. Det är svårt att med säkerhet bestämma en typ av lösning för problemet och sannolikt kommer en kombination av nämnda och möjligtvis onämnda lösningar krävas för att göra vertikallandning en normalitet för drönaren.

Det kommer nästan med säkerhet alltid innebära någon form av effektivitetsförlust i framåt drift att utveckla drönaren tillräckligt för att möjliggöra vertikallandning och beslutet gällande vilka förluster som är värda att accepteras för att möjliggöra funktionen ligger i slutändan hos Sjöräddningssällskapet.

Förutsatt att vertikallandningsfunktionen är av tillräckligt stort intresse, är det viktigt att funktionen läggs till som ett funktionskrav/önskemål på det existerande konceptet. Detta för att funktionen ska tas i åtanke vid vidareutvecklingen av drönaren.

Då drönaren i dagsläget rimligtvis inte kan landa på en landyta då den kräver en väldigt lång landningsbana, något som inte finns tillgängligt generellt, skulle möjligheten att vertikallanda inte bara förenkla insamling av drönarna efter att de utfört en operation utan skulle även möjliggöra räddningsoperationer på land.

Referenslista

[1] - Magnus Johansson, "Framtidens sjöräddning växer fram på Gränsö" - [Linköpings Universitet]. - <https://liu.se/nyhet/framtidens-sjoraddning-vaxer-fram-pa-granso>

[2] - Kennedy Martinez, "Types of Drones : Explore the Different Types of Professional Drones", <https://www.dronethusiast.com/types-of-drones/>

[3] - "Fixed-Wing Hybrid VTOL UAVs - Electric & Petrol - for Endurance Operations", <https://www.unmannedsystemstechnology.com/company/elevonx/>

[4] - Hellekant, J (2020) - Test och utvärdering av framdrivningssystem för drönare avsedd för sjöräddning [Chalmers University of Technology]. Chalmers.se - <https://odr.chalmers.se/handle/20.500.12380/301764>

[5] - Givens, M W. Coopman, C (2020) - Exploring the Use of Reverse Thrust in a Dynamic UAS Landing Maneuver using Kinodynamic RRT [University of Colorado Boulder] & [Utah State University] . Tillgänglig med chalmers inloggning <https://ieeexplore.ieee.org/document/9213855> hämtad 2022-05-10.

[6] - Magnusson, M. Sönniksen, R (2021) - Optimering Av Drivlina För Drönare Avsedd För Effektiv Sjøräddning [Chalmers University of Technology]. Chalmers.se - <https://odr.chalmers.se/handle/20.500.12380/303674>

[7] - iFlight. (2022, 30 Maj). XING X2806.5 FPV. <https://shop.iflight-rc.com/xing-x2806-5-fpv-nextgen-motor-pro1001>

[8] - Nilsson, S. (2021). Flying Wing Drone Impact Study (Dissertation). Retrieved from <http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:kth:diva-305157>

[9] - Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, Us Department Of Transportation (2012) - FAA Aviation Maintenance Technician Powerplant Handbook (FAA-H-8083-32). En handbok (Volym 2).

[10] - Pettersson, E. (2020) - Design of a drone system for maritime search and rescue missions [Kungliga Tekniska Högskolan] kth.se - <http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:kth:diva-290180>

[11] "Chalmers Laboratory of Fluids and Thermal Science", <https://www.chalmers.se/en/departments/m2/simulator-labs/labs/chalmerswindtunnels/Pages/default.aspx>

[12] RCModelReviews. (2015, Mars 4). Does ESC choice affect motor power? [Video] YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=PgBSfwlY578>

[13] Somi, F. Walldén M (2021) - Utvärdering av varierande stigning för implementation inom flygplansdrönare [Chalmers University of Technology - Chalmers.se - <https://odr.chalmers.se/handle/20.500.12380/302603>

Bilagor

Aktivitet / Vecka	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Intro/Planering									Tentamen				
Förundersökning teori och teoretiska beräkningar									Tentamen				
Början av rapportsammanställning och rapportskrivning									Tentamen				
Aktivitet / Vecka	16	17	18	19	20	21	22	23	24				
Förberedelser och planering av tester i vindtunnel													
Fysiska tester följt av utvärdering av mätresultat													
Total sammanställning av arbete													
Marginal/reserv													
Avslut													

Bilaga 1 Gantt Schema representerar tidsdistributionen av olika delar av arbetet

