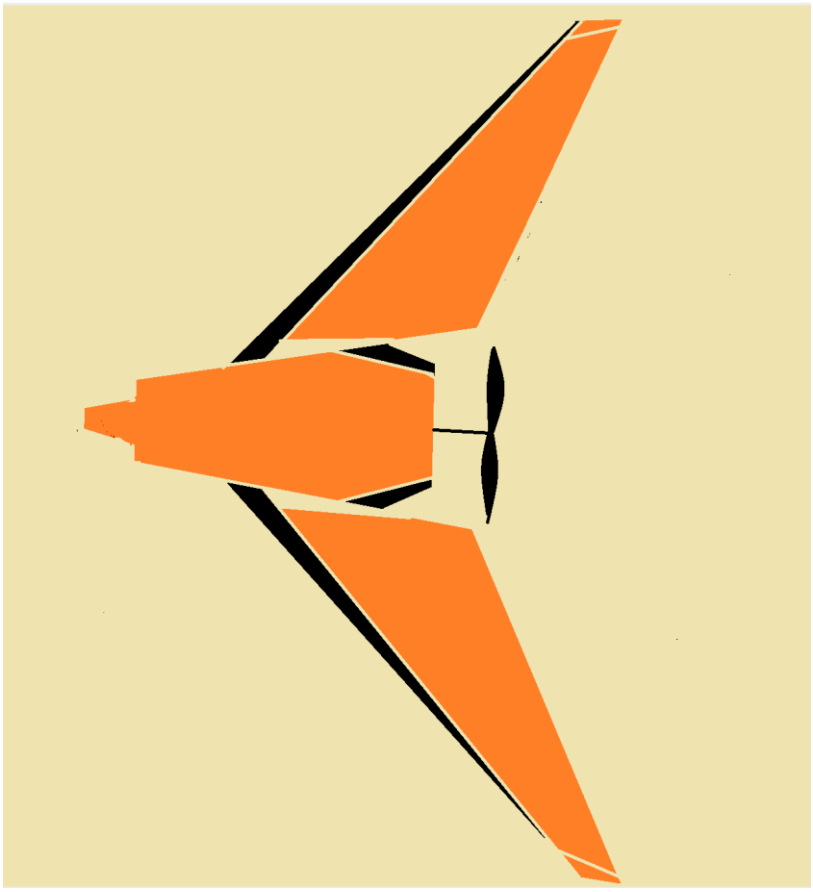


Optimering och analys av bromskraft för kontrollerade ballistiska landningar av drönare avsedda för sjöräddning

Examensarbete inom högskoleingenjörsprogrammet maskinteknik

Yalda Ataie
Erik Kilander

INSTITUTIONEN FÖR INDUSTRI- OCH MATERIALVETENSKAP
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2023
www.chalmers.se

Institutionen för industri- och materialvetenskap
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2023
www.chalmers.se

Optimering och analys av bromskraft för kontrollerade ballistiska landningar av drönare avsedda för sjöräddning

Yalda Ataie
Erik Kilander

CHALMERS

Optimering och analys av bromskraft för kontrollerade ballistiska landningar av drönare avsedda för sjöräddning

Yalda Ataie
Erik Kilander

© Yalda Ataie, Erik Kilander. 2023

Handledare: Fredrik Falkman, Innovation, Svenska Sjöräddningssällskapet

Examinator: Peter Hammersberg, Institutionen för industri- och materialvetenskap, Chalmers Tekniska Högskola

INSTITUTIONEN FÖR INDUSTRI- OCH MATERIALVETENSKAP
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2023

Förord

Detta examensarbete genomfördes av Yalda Ataie och Erik Kilander, under vårterminen 2023 som en del av utbildningen till maskinteknik högskoleingenjör på Chalmers tekniska högskola. Detta arbete omfattar 15 högskolepoäng och har utförts i samarbete med Svenska Sjöräddningssällskapet och med stöd från Chalmers tekniska högskola. Examinatorn Peter Hammersberg på institutionen för industri- och materialvetenskap vid Chalmers tekniska högskola har varit en viktig stöttepelare för detta arbete. Fredrik Falkman på Sjöräddningssällskapet har varit oerhört samarbetsvillig och hjälpsam och har stöttat oss under projektets gång.

Vi skulle vilja tacka Peter Hammersberg som har agerat som handledare och examinator och har stöttat oss under hela arbetsprocessen, vars expertis och erfarenhet har hjälpt oss att utföra arbetet på ett framgångsrikt och effektivt sätt.

Sist men inte minst vill vi tacka Fredrik Falkman, vår handledare på Sjöräddningssällskapet för allt stöd och hjälp som vi har fått under projektets gång.

Sammanfattning

Svenska sjöräddningssällskapet (SSRS) har efterfrågat konceptutveckling av deras befintliga drönare, speciellt dimensioneringen av drivlina. Anledningen till detta är för att förbättra och utveckla drönarens manövrering och landningsförmåga. Många drönare som existerar idag har ett brett användningsområde där de klarar av att manövreras smidigt vilket kan möjliggöra kontrollerade landnings- och startförlopp. God duglighet vid varierande väderförhållanden samt energieffektivitet och optimala aerodynamiska egenskaper är exempel på andra eftertraktade egenskaper hos drönare, speciellt under längre flygningar. Problematiken är att manövrering och energieffektiviteten under flygning framåt är två motstridiga krav, varav dessa är beroende av aerodynamiken och hur framdrivningen sker.

Sjöräddningens nuvarande drönarkoncept är av typen flygande vinge, med stora vingar och skjutande propeller, vilket bidrar till bra flygegenskaper och god energieffektivitet. Målsättningen är att kunna flyga ut till sjöss och fotografera platser där räddningsassistans krävs. I och med detta är det av intresse att kunna utföra ballistiska landningar med drönaren, jämfört med glidande landningar, något som skulle innebära att drönaren hade kunnat landa kontrollerat på en båt eller en bestämd plats.

För att möjliggöra dessa landningar skall dragkraften från propellern utnyttjas så att drönaren kan bromsas in i höjdled, genom att skifta om rotationsriktningen.Tidigare utförda arbeten kring denna ide har tagit fram de sluthastigheter och dragkrafter som kan uppnås då den befintliga drönarkonfigurationen används. Slutsatsen har varit att det inte varit möjligt att landa vertikalt genom ballistiska landningar då drönarens nuvarande drivlina använts.

Projektet behandlar tester för mätningar av dragkrafter genom att ta fram en förstudie med information om varje drönarkomponent, mätredskap, mätsystemanalys samt försöksplanering. Testerna har som syfte att verifiera att simulerade förlopp överensstämmer med ett verkligt fall, vilket kan åstadkommas genom att undersöka huruvida beräknade värden på dragkrafter och hastigheter konvergerar mot mätresultaten vid fysiska tester.

Framtagna tvådimensionella simuleringar har gett en förenklad systemkarakteristik som används för att visualisera beräknade förlopp och rörelsebanor i luften. Resultatet är att drivlinan kommer att behöva utveckla minst 12 Newtons dragkraft, utöver enbart luftmotståndets bromskraft, vilket skall ske vid reverserad rotationsriktning. Vidare har ett lämpligt förslag på försöksplanering presenterats, med särskilt intressanta faktorer och hur dragkrafter påverkas av dessa i olika stor utsträckning. Ett samband mellan strömstyrka och dragkraft är i fokus för mätningar under testerna, där ett konkret önskvärt mätvärde på dragkraft är förutbestämt av de utförda beräkningarna.

Abstract

The Swedish Sea Rescue Society (SSRS) has suggested conceptual development work on their presently used drone, specifically focusing on the powertrain configuration. The reason for this is to improve and develop the maneuvering and landing abilities of the drone. Many of the drones currently used have a wide range in areas of use, they have great maneuvering abilities that enable controlled landing- and starting runs. Good capabilities at varying weather conditions, energy efficiency and optimized aerodynamics are other examples of coveted characteristics, which is especially true for longer flights. The problem is that maneuvering and energy efficiency are two conflicting requirements that are both dependent on the aerodynamics as well as on the powertrain.

The currently used drone is a fixed wing drone, with large wings and a pushing propeller that enable good flying abilities and high energy efficiency. The goal is to fly out at sea and take photographs of places where rescuing help is needed. This suggests that the drone should have the possibility to execute a ballistic landing, rather than a glide landing, which means that the drone is able to land in a controlled manner, on a boat or another predetermined spot.

In order to achieve this new type of landing the drag force from the propeller is being used to reduce the speed of the drone, by reversing the direction of rotation. Previous thesis works based on the same idea have presented the final velocities and drag forces that the currently equipped drone can achieve. The conclusion from these thesis works is that vertical ballistic landings are in fact not possible if the currently used powertrain is not upgraded.

The project also discusses tests regarding the evaluation of drag forces, which is done in a feasibility study containing information about each drone component, measuring tools, measuring system analysis and trial planning. The purpose of the tests is to verify the virtual simulations, which can be determined by judging whether or not the theoretically obtained values do in fact converge towards the measured values from the tests.

Two dimensionally designed simulations have yielded simplified system characteristics used to visualize modeled trajectories. The result is that the powertrain needs to deliver a minimum of 12 Newtons worth of drag force, additional to the drag force from the air resistance, and is to take place during reversed direction of rotation. Furthermore, a suggested design of experiments is presented, containing particularly interesting factors and magnitude of effects on drag forces they provide. The planned tests are meant to focus on the relationship between current levels and resulting drag force, where a concrete desirable measured value of drag force is predetermined by performed calculations.

Innehållsförteckning

1. Inledning 8
   1.1 Bakgrund 8
   1.2 Syfte 8
   1.3 Avgränsningar 9
   1.4 Frågeställningar 9
   1.5 Mål 9
      1.5.1 Primära mål 10
      1.5.2 Sekundära mål 10
   1.6 Rapportens disposition 10
2. Teori 11
   2.1 Bakgrund 11
   2.2 Vanligt förekommande varianter av drönare 11
      2.2.1 Fixed- Wing drönare 12
      2.2.2 Multi- Rotor drönare 12
      2.2.3 Fixed- Wing hybrid VTOL 12
   2.3 Förhållningsregler och lagar för flygning av drönare 12
   2.4 Framdrivningssystem 13
      2.4.1 Lyftkraft och dragkraft 13
      2.4.2 Drivlina: propeller, motor, ESC 14
      2.4.3 Propeller 15
      2.4.4 Stigning och avanceringstal 16
      2.4.5 Windmilling 17
      2.4.6 Skjutande och dragande propeller 17
      2.4.7 Motorn 18
      2.4.8 ESC (Electronic Speed Controls) 18
      2.4.9 Verkningsgrad 19
3. Metod 21
   3.1 Tillvägagångssätt 21
   3.2 Teoretisk beräkning av dragkraft 21
      3.2.1 Ballistisk landning 21
      3.2.2 Modellering av landningsförlopp 22
      3.2.3 Luftmotstånd och dragkraft 23
      3.2.4 Luftmotstånd och resulterande dragkraft 24
      3.2.5 Approximationer 25
      3.2.6 Utveckling av mätförfarande för att utvärdera bromsförmåga 26

4. Resultat 27
4.1 Beräkningar och simuleringar 27
4.1.1 Simulering utan luftmotstånd 27
4.1.2 Simulering med luftmotstånd 29
4.1.3 Effekt 33
4.2 Tester 35
4.2.1 Tidigare genomförda tester 35
4.2.2 Tänkbara landningar 36
4.2.3 Frågeställningen 36
4.2.4 Komponenter 37
4.2.5 Testförfarande 40
4.2.6 Säkerhet 41
4.2.7 Upplösning och parametriskt diagram 42
4.2.8 Mätsystemanalys och reliabilitet 43
4.2.9 Försöksplanering 44
5. Diskussion 47
5.1 Resultatdiskussion 47
5.2 Felkällor 48
5.3 Rekommendationer på vidare arbete 49
6. Slutsats 50
6.1 Besvarande av frågeställningar 50
6.2 Sammanfattning 51
Referenslista 53
Bilagor 56

1. Inledning

Det här kapitlet innehåller bakgrund till problemet beskrivet, tillsammans med syfte, avgränsningar och frågor som skall besvaras, med avsikten att ge läsaren en inblick i arbetet.

1.1 Bakgrund

Det Svenska Sjöräddningssällskapet (SSRS) grundades 1907 och är en ideell förening som arbetar med att rädda människor som drabbas av fara längs den svenska kusten. Drönare är ett viktigt och avgörande verktyg för sjöräddningsarbetet, där implementering av dessa har stora fördelar i samband med räddningsuppdrag. SSRS drönare har förmågan att söka av stora områden till sjöss vilket ökar chansen att upptäcka nödställda personer på kort tid eller att hitta något föremål som har gått förlorat till sjöss. Föreningen har ett pågående forskningsprojekt där de vill utveckla sitt koncept för drönare så att de kan implementeras i sjöräddningsarbetet i framtiden.

Tidigare examensarbete vid Chalmers och andra högskolor och universitet har utgått från sjöräddningens drönare och resultaten från dessa examensarbete utgör en del av den insamlade informationen för detta arbete. I projektet analyseras möjligheten att skapa bakåtdrivande kraft hos den befintliga drönaren med målet att drönaren ska kunna vertikallanda samtidigt som den flyger framåt. Dessutom ska drönaren klara av att landa på bestämda platser utan att skadas.

1.2 Syfte

Många drönare som existerar idag har ett brett användningsområde där de klarar av att manövreras smidigt vilket kan möjliggöra kontrollerade landnings- och startförlopp. God duglighet vid varierande väderförhållanden samt energieffektivitet och optimala aerodynamiska egenskaper är andra eftertraktade egenskaper hos drönare, speciellt under längre flygningar. Problematiken är att manövrering och energieffektiviteten under flygning framåt är två motstridiga krav, varav det senare är beroende av aerodynamiken och hur framdrivningen sker.

Syftet med detta examensarbete är att ta fram ny kunskap om framdrivning och manövreringsmöjligheter med avseende på drivlinan, där målet är att drönarens manövrering ska förbättras när grunddesignen hålls oförändrad. Genom att utföra beräkningar, simuleringar samt förstudie inför framtida prototyptester kan befintlig kunskap om hur drönarens drivlina bör bestyckas och dimensioneras ytterligare byggas på och utvecklas.

Framtagning av ny information om vilka komponenter som skall användas är ett sätt att komma vidare från kunskapen om vad som händer då ursprungliga komponenter används, vilket finns beskrivet i tidigare arbeten. Nästa steg i utvecklingen är att ta reda på möjliga alternativa utföranden, både genom att ta fram matematiska modeller och sedan ta fram en lämplig försöksplan för tester. Därigenom bidrar arbetet även till att utveckla och strukturera upp experimentella mätningar så att de kan användas som underlag till konceptutveckling. En

analys av mätsystem tas fram för att bestämma vilka parametrar som är viktiga att mäta upp, där även upplösningen hos mätdatan samt säkerhet vid utförande diskuteras.

Samtliga steg utgör en förstudie till tester, och dess fördel är att framtida tester har en grund att utgå från så att rätt faktorer i testet varieras och att mätdatan samlas in och analyseras korrekt. Sammantaget kan sägas att syftet är en vidareutveckling av konceptutvecklingen av drönaren genom att ta fram matematiska modeller och att strukturera upp ett tänkt mätförfarande för att senare enklare kunna utföra fysiska tester som används för att verifiera beräknade värden på dragkrafter.

1.3 Avgränsningar

Drönartyper andra än fasta vingtyper kommer ej att behandlas. Aerodynamiska egenskaper som beror på drönarens geometriska design kommer inte heller att vara i fokus, enbart det resulterande luftmotståndet är av intresse. Tänkta flyg- och landningsförlopp är tagna från idealfall där eventuella vindhastigheter har konstanta värden. Optimering av drönaren innebär i detta arbete att dess prestanda och egenskaper ska förbättras.

Den ekonomiska optimeringen innebär främst att undvika överdimensionering av särskilt kostsamma komponenter, men mer utförliga ekonomiska kalkyler kommer inte att ingå. Utförandet av tester ingår ej i arbetet, enbart förundersökning som innefattar analys av säkerhet, mätsystemanalys, försöksplanering och problemformulering. Baserat på projektets förutsättningar med avseende på säkerhet, otillräcklig kompetens inom elektronik samt projektets tidsram beslutas att ett utförande av tester lämnas som framtida arbete.

1.4 Frågeställningar

- Hur kan ballistiska landningar av drönare med fasta vingar möjliggöras genom lämplig dimensionering av komponenter i drivlinan?
- Vilka komponenter behöver uppgraderas i drivlinan för att bromskraften skall bli tillräcklig för ballistisk landning?
- Vilka parametrar skall mätas upp vid tester avsedda för att mäta dragkrafter?
- Hur bör det till testerna hörande mätsystemet och försöksplanering vara utformade så att relevanta storheter kan mätas upp och utvärderas?

1.5 Mål

Det fundamentala målet med arbetet är att optimera val av komponenter i drivlinan hos drönare så att en större bromskraft går att utvinna. Målet innefattar dessutom att nuvarande komponenter ska analyseras utifrån prestanda och durabilitet, vilket sedan används för att ta fram kraftfullare komponenter som kan skapa den önskade bromskraften.

1.5.1 Primära mål

- Beräkna vilken ny kraft som behöver övervinnas om drönarens uppdaterade komponenter bidrar till en ökad totalvikt hos drönaren.
- Modellera och simulera landningsförlopp där dragkrafter och resulterande retardationer och hastigheter bestäms.
- Tag fram och kvantifiera erforderliga dimensioner på motor, fartreglage och propeller baserat på matematisk modell, så att ballistiska landningar kan uppnås.
- Utveckla kunskaper om testförfarande genom analys av mätsystem och utförande av tester, samt framtagning av försöksplaner.

1.5.2 Sekundära mål

- Ge idéer för vidare arbete i form av förslag om nya förbättringsmöjligheter.

1.6 Rapportens disposition

Det första kapitlet i rapporten innehåller inledning där problemet introduceras och målbilden definieras. På detta följer teoridelen innehållande bakgrundsinformation kring ämnet, där drönarens funktion och ingående komponenter förklaras. Nästa del är metod- och utförandebeskrivning där arbetsgången beskrivs i olika delsteg. Efter det kommer en del som behandlar de teoretiska beräkningarna som utgörs av matematisk modellering och visuella simuleringar i form av diagram och grafer.

Därefter behandlas möjliga testförfaranden och hur dessa kan genomföras i form av en förstudie, här finns även en beskrivning av hur mätresultatet kan struktureras och analyseras. Avslutningsvis tolkas resultatet i en diskussion och slutsats där hela arbetets resultat sammanfattas och viktiga mätresultat tas upp och analyseras.

2. Teori

2.1 Bakgrund

Drönare är en vanlig benämning på obemannade luftfartyg, som styrs genom olika slags fjärrstyrning. Under de första åren då de utvecklades, under 1900 talet, användes de inom militären. Numera är de mer vanligt förekommande inom civil användning, där syftet är att nå avlägset belägen natur och andra svåråtkomliga områden. En annan stor användning är inom lantbruk, där drönare kan hjälpa till att övervaka stora landbruksfält och på så vis kunna utvärdera hur bevattning eller skördning ska skötas. Drönare används nu för tiden även för produktleveranser såsom post eller livsmedel.

En drönare består typiskt av liknande komponenter som ett vanligt bemannat flygplan, förutom förarhytt, ECS (Environmental Control System), och viktiga livsuppehållande system. För att flygningen ska vara möjlig krävs någon form av styrning, och kan ske med olika grad av automatisering och självständighet. Antingen styrs drönaren på distans av en pilot, eller så sker manövreringen helt automatiskt med förinställda rutter, eller ett mellanting där vissa delar av manövreringen sker manuellt.

Det finns en mängd olika styrsystem för att skapa olika grad av automatisering. Med hjälp av lufttrycksmätning finns möjlighet att ha automatisk styrning av höjdnivån. Om en GPS används kan en förbestämd rutt följas, eller så kan drönaren programmeras för att följa ett objekt som rör sig, till exempel ett markbundet fordon som ska observeras. Normalt är att det finns ett inbyggt stabiliseringssystem som kan förbättra flygningens girningsprecision, hastighet eller landning.

Eftersom luftfartygen är obemannade kan de utformas på så sätt att de blir både mer energieffektiva och får smidigare manövrering. Vanligt förekommande syfte är att kunna övervaka, därav har drönaren ofta en kamera monterad, något som leder till att konstruktionen kan göras betydligt enklare, då krav på säkerhet och robusthet blir lägre. Eftersom kraven på säkerhet är mindre viktigt går det att experimentera mer fritt med design och utformning av flygaren. Beroende på vilka egenskaper som eftersträvas existerar ett flertal typer av förekommande framdrivningssystem. En elektrisk motor är oftast fullt tillräckligt för drönare som inte har stora och tunga nyttolaster, exempelvis missiler, vilket kan förekomma inom militären. [1]

2.2 Vanligt förekommande varianter av drönare

I dagsläget finns det olika typer av drönare som i sin tur klassificeras i tre olika huvudkategorier: fixed- wing, multirotor, samt VTOL (Vertical Takeoff and landing). Drönarens flygtid är relaterad till dess storlek, vilket innebär att större drönare ger längre flygtid. Att olika drönare har olika former kan bero på hur mycket vikt de ska bära och även deras effektivitet och varaktighet. Följande del kommer att diskutera mer om olika typer av drönare och vad de är avsedda för. [2]

2.2.1 Fixed- Wing drönare

Fixed- Wing modell analyseras i detta projekt och är den aktuella typen av drönarmodell som används idag av SSRS. Fixed- Wing modell är en typ av drönare som är byggd av två långa styva vingar som ser ut och fungerar likt ett konventionellt propellerflygplan. Det som skiljer denna typ av drönare från de andra är att de inte kan stanna och hovra i luften på grund av deras vertikala propellrar samt att de behöver en landningsbana för att kunna starta och landa. Fördelen med Fixed- Wing drönare är att de har längre flygtider med ett genomsnitt på 16 timmar. Dessutom kan de flyga i väldigt höga höjder och även bära mer vikt, eftersom konstruktionen hos dessa drönare är mer robust och rigid, uppnås en stabilare flygning. Att flyga stabilare på grund av en viss design gör att det går att lasta tyngre, samt att flyga i mindre förlåtande väderlek. Vid flygning ute till havs, även nära kusten, kan onekligen resultera i hårdare väder, och kraven ökar därav på luftfartygets stabilitet.

En drönare med fast monterad vinge har fördelen att inte kräva energi enbart för att kunna hålla sig i luften, utan det räcker med den framdrivande kraften från propellern som verkar i horisontell riktning och skapar hastigheten i denna riktning. Det innebär att energi sparas, vilket i många fall är en viktig fördel. Nackdelen är att det är dyrt att tillverka drönare med fasta vingar samt att det behövs träning för att kunna manövrera dem. Fixed- Wing drönare används bland annat inom kommersiell industri. En annan variant av UAV(Unmanned Aerial Vehicle) är ett obemannat luftfartyg som används inom militären.

2.2.2 Multi- Rotor drönare

Den populäraste typen av drönare är Multi- Rotor drönare som har flera horisontellt monterade rotorer, detta för att få en bättre vertikal start och landning. De är billiga och enkla att tillverka och är den vanligaste typen av drönare. Vanligtvis har de fyra, sex eller åtta rotorer och quadcopters med fyra rotorer är då den populäraste typen av Multi- Rotor drönare. Att ha fler rotorer än en gör att det blir enklare att manövrera och kontrollera dem. Dessutom har de förmågan att hovra i luften och är mycket stabila. Nackdelen med denna typ av drönare är att de har begränsad flygtid på omkring 15–30 min och de har inte förmågan att flyga på högre höjd. Oftast kan de återfinnas bland annat inom jordbruk, flygfotografering, konstruktion, videoinspelning och säkerhet. [5]

2.2.3 Fixed- Wing hybrid VTOL

Genom att skapa en hybrid mellan drönare av typen med fixerade vingar och multirotor typen, har ett mellanting som kallas för VTOL drönare tagits fram, alltså Vertical Take-off and Landing. VTOL är en variant av den fixerade ving drönaren som har egenskapen att kunna landa och starta i vertikalled, samtidigt som den bibehåller sin karakteristiska förmåga till långa och stabila flygningar. Hybriden VTOL är en ny innovation som fortfarande är under utveckling, vilket innebär att konceptet ännu inte har någon betydande utbredning i dagsläget. [3]

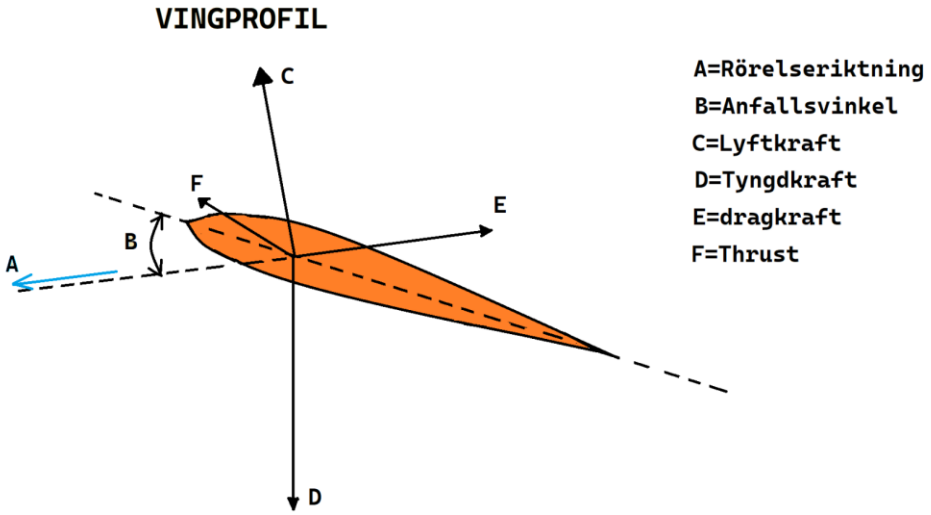
2.3 Förhållningsregler och lagar för flygning av drönare

Drönare skapar stora möjligheter och nya sätt att övervaka områden på. I Sverige finns det ett antal regler att förhålla sig till vid drönarflygning så att övervakningen inte utnyttjas på fel sätt eller innebär kränkning av integritet hos privatpersoner. Det skiljer en del i hur reglerna ser ut

beroende på hur flygningen går till. Om drönaren flyger högre än 120 meter över havet alternativt då den befinner sig utom synhåll krävs särskilt tillstånd. Givetvis är det förbjudet att flyga med drönare på sådant sätt att detta innebär en risk för människor, djur eller egendom. Det innebär att det också är förbjudet att flyga på så vis att drönaren hamnar i vägen för andra luftburna farkoster. [4]

2.4 Framdrivningssystem

2.4.1 Lyftkraft och dragkraft



Figur 1. Vingprofil med resulterande krafter. [17]

För att en luftburen farkost ska kunna flyga krävs det någon form av uppåtriktat verkande kraft som motverkar tyngdkraften och denna kan skapas på flera sätt. Ett flygplan kan användas för att förklara principen för flygförmågan hos drönare med fixerade vingar.

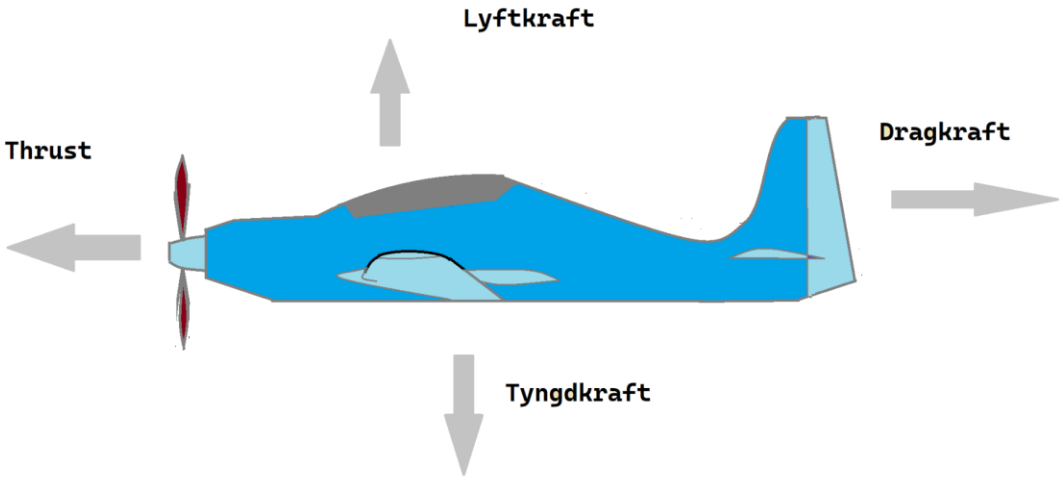
När en fluid, i detta fall luft, strömmar över en kropp uppkommer krafter och moment som verkar på kroppen. En kraft i fluidens hastighetsriktning, alltså en luftmotståndskraft, det vill säga dragkraften, uppstår tillsammans med en kraft riktad normalt mot denna. Den normalt riktade kraften kallas för lyftkraft. Krafterna är beroende av kroppens geometri samt frontalarea, trycket, den aktuella fluidens densitet, samt hastigheten hos fluiden. Kroppens utformning bestämmer den dimensionslösa konstanten C, en konstant för lyftkraft respektive dragkraften. Formeln för att beräkna dessa två verkande krafter lyder enligt strömningsmekaniken som

$$F = C.A.\rho.\frac{1}{2}.v^2$$

där A är frontalarean hos kroppen, ρ är densiteten och V är fluidens hastighet relativt kroppen. För att få den normala kraften väljs konstanten för lyftkraft istället, men samma formel i övrigt används för beräkningen. [21]

För att få ut maximal lyftkraft och minimal dragkraft så väljs formen på vingen, och en lämplig anfallsvinkel hos den strömmande fluiden på så vis att en tryckskillnad uppstår. På ovansidan av vingen får fluiden en högre hastighet än på undersidan vilket gör att trycket blir positivt undertill och negativt på ovansidan. Tryckskillnaden skapar i sin tur den uppåt verkande kraften på flygplanet.

Vid flygning av luftfartyg som bygger på denna princip gäller att den uppåtriktade lyftkraften måste överstiga den konstant nedåtriktade tyngdkraften hos flygplanet, eller drönaren. Tyngdkraften definieras som kroppens massa multiplicerat med tyngdaccelerationen enligt Newtons andra lag. Alltså finns en övre begränsning i hur stor vikt farkosten kan tillåtas ha. Dess vikt beror på vilket material som konstruktionen är gjord av, hur stora och kraftfulla motorer och andra komponenter som används och dessutom på den fria lastens massa.



Figur 2. Verkande krafter på ett konventionellt propellerflygplan vid flygning i horisontalled. [17]

När vanlig framåtdrivning av flygplanet sker, är det dragkraften som ska minimeras för att inte förbruka mer energi än nödvändigt. När ett flygplan flyger med konstant höjd och konstant hastighet är lyftkraften lika stor som tyngdkraften och dragkraften från propellerns verkan(thrust) är lika stor som dragkraften. Dragkraft har en bromsande verkan på flygplanet, men kan på grund av just denna effekt vara till nytta i andra fall, till exempel då en inbromsning i färdriktningen eftersträvas. För att åstadkomma en lyckad vertikal landning bör en snabb reducering av hastigheten ske, tillräckligt för att kunna landa mjukt och kontrollerat på marken i vertikal riktning. I den situationen är dragkraften från luftens inverkan på vingarna fördelaktig då den ger ett bidrag till den önskade inbromsningen.

2.4.2 Drivlina: propeller, motor, ESC

Drönare med fasta vingar är fokus för detta arbete där dess drivlina ska optimeras. Flyg- och landningsförmågan är beroende av drönarens aerodynamik samt framdrivningssystem. Ju bättre aerodynamiken är desto bättre kan luftmotståndet utnyttjas så att drönarens prestanda

och effektivitet förbättras. En drönare med strömlinjeformad kropp ställer lägre krav på motoreffekt då luftmotståndet har optimerats. Om verkningsgraden är hög så utnyttjas motoreffekten på ett bättre sätt med mindre förluster i form av oönskat luftmotstånd.

Flygprestandan för drönaren påverkas, utöver den geometriska utformningen, även av vilket framdrivningssystem som används. Framdrivningen sker med hjälp av propellerkraft och vingarnas lyftkraft, där propellern drivs av en motor som styrs och kontrolleras av en ESC (Electronic Speed Controller) och energikällan är ett batteri som driver motorn. För att optimera drönarens prestanda bör dessa komponenter väljas på lämpligt sätt, och det finns många olika faktorer som spelar in i hur väl drivlinan klarar av att skapa den önskade propellerkraften. En fundamental storhet är delarnas vikt eftersom drönaren kommer kräva större motoreffekt ju mer den väger. Komponenterna måste först och främst vara kompatibla med varandra och även ge hög uteffekt med minimala förluster, alltså ska den totala verkningsgraden maximeras. Problematiken är att en större uteffekt innebär att propeller, ESC, batteri, och motor kommer bli både tyngre och större, vilket ökar drönarens vikt. För att få bästa möjliga prestanda behöver drivlinan väljas där dessa faktorer beaktas, och en viss avvägning mellan vikt och effekt är nödvändig.

2.4.3 Propeller

För att en luftburen farkost, exempelvis ett flygplan eller en drönare med fasta vingar ska kunna flyga krävs ett flertal komponenter, däribland en propeller. Propellern är en komponent som tillsammans med vingarna möjliggör lyftkraften hos luftfartyget och genom att propellern verkar i färdriktningen hjälper den till att skapa de två viktiga krafterna drag- och lyftkraft som verkar på vingarna då luften strömmar på dessa.

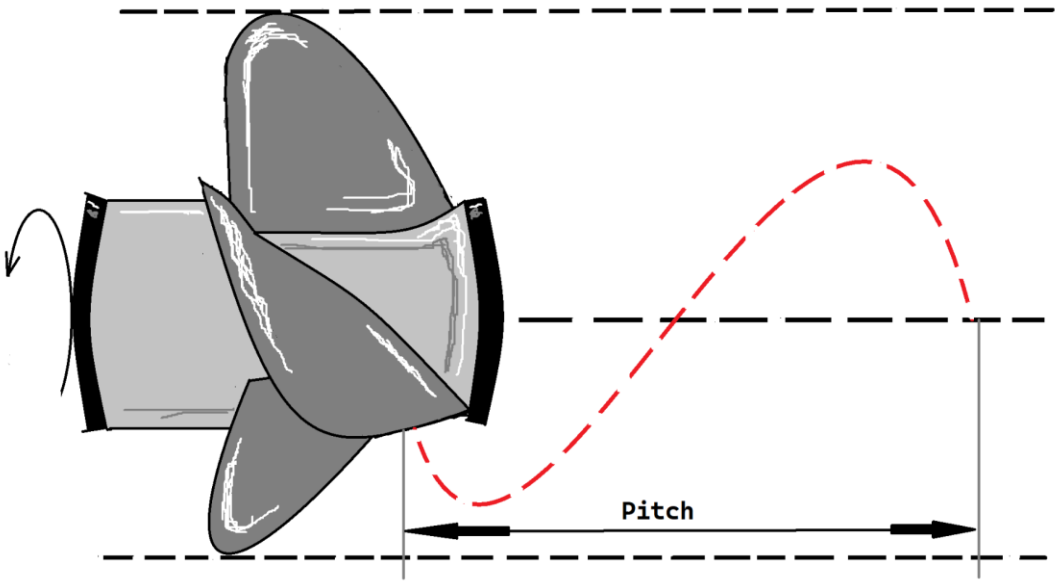
Propellern har stor betydelse hos en drönare där storlek, form och antal påverkar vilken hastighet och lyftförmåga som kan uppnås. Långa propellrar är mindre känsliga när rotationshastigheten ändras, dessutom skapar de stora dragkrafter som gör att de kan bära tunga laster även vid låga hastigheter. Propellrar med mindre diametralt omfång kan ändra rotationshastigheten snabbt men de kräver högre rotationshastigheter för att kunna generera mer dragkraft, därav är de inte optimala att användas hos tyngre luftburna farkoster.

En propeller, eller mer specifikt ett propellerblad, kan ses som ett specialfall av en vinge, och det går att mäta upp både dragkrafter och lyftkrafter för bladet. När motorn skapar propellerns rotation kommer den att driva fram planet genom att öka luftens hastighet på vingarna. Det innebär att den totala dragkraften och i sin tur även planets lyftkraft beror på både dess egen hastighet i luften så väl som propellerns rotationshastighet. För att få ut en så stor nyttig effekt av propellern som möjligt ska dess blad ha stor diameter samt lämpligt vald stigning, analogt med en flygplansvinge som ska ha viss längd och en viss lutning relativt luftens hastighetsriktning, som kallas anfallsvinkel.

Vanligtvis är propellrarna fast monterade på rotoraxeln och dess blad är rigida. Oftast består en propeller av tre eller fyra blad, men andra antal förekommer, beroende på propellerns användningsområde. Mindre till storleken flygande farkoster kan dock ha andra konfigurationer, ibland är bladen infällbara för att inte påverka luftmotståndet då de inte används, till exempel vid glidflygning. För drönare med fasta vingar räcker det med mindre propellerstorlek och färre blad, typiskt används två blad, som i vissa fall går att fälla in.

2.4.4 Stigning och avanceringstal

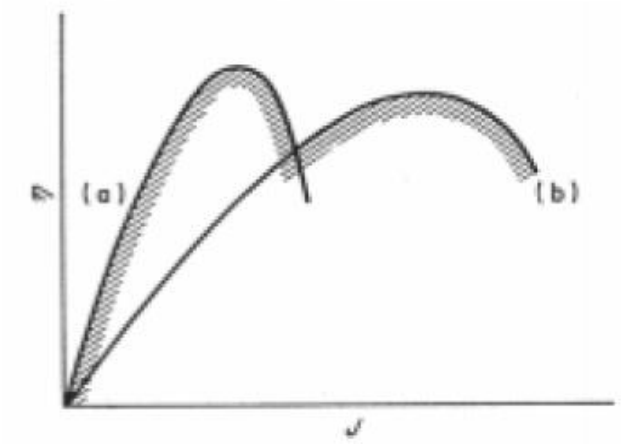
Propellerns karaktäristik påverkas av ett flertal faktorer, däribland stigningen. Geometrisk pitch, vanligen kallad stigning, är ett geometriskt förhållande hos propellern som är ett mått på hur långt flygplanet principiellt rör sig framåt efter ett rotationsvarv. En generell utgångspunkt är att ha stort värde på stigningen vid höga hastigheter och ett litet värde då flygningen sker med låg hastighet om syftet är att få största möjliga verkningsgrad för propellern. Stigningen kan i vissa fall ställas om under flygning för att verkningsgraden ska vara hög under hela flygningen.



Figur 3. Geometrisk pitch illustrerad för en båtpropeller. [17]

En propeller har alltid en viss stigning som är densamma som hos den tänkta skruvgängan som propellerbladen kan ses som en del av. Stigningen kan alltså uttryckas som den vinkeln som propellerbladet har till rotationsplanet för propellern. Verkningsgraden bestäms exempelvis utifrån förhållandet mellan ingångshastighet och utgångshastighet för fluiden, det vill säga hur mycket propellern har ökat den genomströmmande luftens hastighet. Verkningsgraden kan uttryckas som $\eta = \frac{v}{v_0}$ där v_0 är luftens utgångshastighet och v är ingångshastigheten. För att få optimal verkningsgrad bör propellern dessutom ha en tillräckligt stor diameter, så att varvtalet inte behöver vara alltför högt. Bladen är dessutom vridna till olika vinklar på olika avstånd från propellerns centrum, och för att få bäst effekt från propellern brukar bladen vara vridna så att de nästan står parallellt med flygplanets rörelseriktning vid centrum och längst ut är de nästan inte vridna alls.

En grundläggande parameter för dimensionering av propellrar är avanceringstalet J som fås genom att bestämma förhållandet mellan flygplanets hastighet och rotorbladens spetshastighet vinkelrätt mot flygplanets rörelseriktning. Per definition är $J = \frac{v}{n.D}$, där v är flygplanets hastighet, n är propellerns varvtal och D är dess diameter. Grafen nedan visar hur verkningsgraden beror på avanceringstalet, för olika värden på stigningen inses att det går att påverka verkningsgraden för propellern genom att ändra varvtal, flyghastighet och geometrisk pitch. [6]



Figur 4. Verkningsgrad η mot avanceringstalet J med två olika stigningar (a och b). [6]

2.4.5 Windmilling

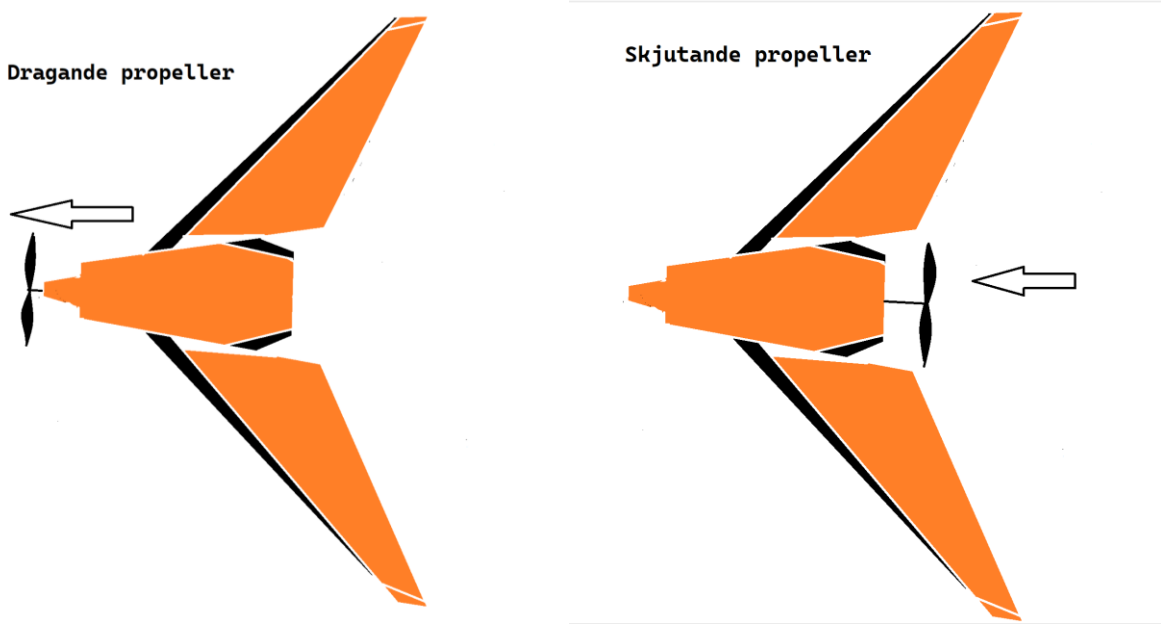
Ett fenomen som kallas windmilling handlar om att propellern roterar på grund av luftens påverkan istället för att den drivs runt av motorns kraft vilket är just syftet med ett vindkraftverk eller en väderkvarn, där man utnyttjar den uppkomna rörelseenergin från vinden med hjälp av en propeller. Fenomenet kan även förekomma när den motsatta effekten är önskvärd, som hos ett flygplan eller en drönare. Resultatet är att vinden, eller här luftens relativhastighet, driver runt propellern åt samma håll som motorn jobbar, dock enbart vid framåtdrivning.

Eftersträvas nu istället att skapa en bromseffekt genom att reversera motorn så behöver den nu arbeta mot effekten som uppstår på grund av windmilling och innebär att om drönaren ska bromsas in i vertikalled så behöver motorn, utöver tyngdkraften, nu även övervinna effekten av windmilling. Det går att påverka denna uppkomna effekt med hjälp av geometrisk pitch, och för att undkomma effekten från windmillingen ställs stigningen om så att propellerbladen hamnar parallellt med hastighetsriktningen vid flygningen vilket gör att propellern inte drivs runt av den strömmande luften. [6]

2.4.6 Skjutande och dragande propeller

Det finns två vanliga utformningar av drivlinan hos ett propellerdrivet fartyg, luftburet eller i vatten, mer specifikt hur propellern är monterad. Beroende på vilka egenskaper som har högst prioritet så kan propellern sitta monterad framför alternativt bakom sin drivaxel, förutsatt att drivaxeln är parallell med rörelseriktningen. Det vanligaste för ett propellerdrivet flygplan är att använda en dragande propeller som då sitter monterad framför drivaxeln, längst fram på planet. En dragande propellerkonfiguration förekommer sällan på båtar, vanligare är att dragande propellrar finns på propellerflygplan, zeppelinare och svävare.

Om propellern istället sitter baktill, vilket analyseras i detta arbete, kommer den att “skjuta fram” fordonet, och kallas då för skjutande propeller. Om propellern sitter efter drivlinan på detta sätt fås dels bättre sikt framåt, men det går att minimera fluidmotståndet genom att skapa ett mer strömlinjeformat flygplan. Nackdelen är att propellern sitter olämpligt till om det gäller en flygplanspilot som måste hoppa ut och nödlanda då det finns större risk att fastna och åka in i propellern om den sitter baktill på ett flygplan. Det är vanligt att båtar har denna typ av utformning, men det förekommer i viss utsträckning även hos flygplan. [7]



Figur 5 och 6. Olika placering av propeller; dragande respektive skjutande propeller. [17]

2.4.7 Motorn

I dagsläget används både bortslösa och borstade motorer för drönare. De bortslösa motorerna är mer kraftfulla och energieffektiva men de behöver ett fartreglage för att kunna kontrollera hastigheten. De används ofta för trafikundersökning och flygfotografering. Borstade motorer är generellt sett mindre kostsamma och därav vanligt förekommande hos småskaliga drönare.

En elmotor utför den energiomvandling från elektrisk form till mekanisk som krävs för att skapa rörelseenergi för framdrivningen av drönaren. De flesta motorer är av roterande typ, och då används en stator och en rotor, där den ena delen utgörs av en elektromagnet och den andra är lindad med koppartråd. De två axisymmetriska delarna roterar relativt varandra med hjälp av ett elektriskt inducerat magnetiskt kraftfält och på detta sätt uppkommer det önskade vridmomentet. Motorn som används i nuläget hos SSRS för framdrivningen hos drönaren är en borstlös elektrisk motor på 1300KV från iFlight. KV står för kilovolt vilket är ett mått på motorns kapacitet med avseende på rotationshastighet utan last, för en viss spänningsmatning. Om en elmotor på 1300KV drivs med 10 volts spänning kommer den i idealfallet, alltså i en förlustfri värld, att rotera med 1300*10=13 000 rpm.

Motorn är av typen borstlös som innebär att magneten roterar istället för kopparlindningen och den signifikanta fördelen som detta medför är att livslängden blir betydligt längre än för en motsvarande motor med roterande borstar, då inga ädelmetaller för strömöverföringen mellan borste och lindning krävs. Även verkningsgraden är vanligen speciellt hög för borstlösa motorer då konstruktionen bidrar till mindre friktionsförluster. [8]

2.4.8 ESC (Electronic Speed Controls)

En central komponent som drönaren är försedd med är en så kallad ESC, vilket står för electronic speed controller, och den svenska benämningen är fartreglage. ESCn har som

uppgift att styra motorns effektmatning så att varvtalet på så vis kontrolleras. Från ett styrdon får ESCn signaler för önskad hastighet hos motorn, och signalen modifieras genom att transistorer slås till och från i olika cykler. Likströmmen skickas till transistorerna som slås till och från, vilket gör att en sinusformad spänningskurva uppstår. ESCn bestämmer cykeltid och tillslagstiden för strömmen som påverkar hur mycket effekt motorn får.

ESC eller fartreglage har som uppgift att kontrollera hastigheten hos en drönare genom att styra hur snabbt eller långsamt motorn ska rotera. ESCn bestämmer hur mycket varv en motor ska ha, och de används för att ansluta batteriet till motorn avsedd för strömförsörjning.

Figur 7. ESC med ingående och utgående kablar. [16]

Motorn vilken fartreglaget avser styra är en borstlös likströmsmotor som drivs av trefasström. Dessa tre faser slår till och från i en lämplig följd så att motorns spolar i sin tur slås på och av vilket påverkar hur magneterna attraheras respektive repelleras och därmed snurrar runt motorn. ESCns uppgift är att kontrollera hur motorns tre spänningar verkar. Genom att sända ut “pulser” för tre spänningar till motorn i olika stora intervall kan ESCn styra hastigheten på motorn. [16]

ESCn fungerar som stabilisator för hastighetsvariationer hos elektriska motorer, men den har också möjlighet att skapa dynamisk bromsning samt reversering av motorn. En elektrisk motor kan tillfälligt ställas om till att agera som generator istället, och därmed utnyttjas en friktion som gör att rotationshastigheten hos motorn sänks. Metoden går under benämningen dynamisk bromsning och används i vissa fall för att bromsa elektriskt drivna fordon. Motorn är avsedd för att omvandla elektrisk energi till mekanisk energi i form av rotation. Den enda skillnaden vid dynamisk bromsning är att omvandlingen går åt andra hållet. Den mekaniska rörelseenergin tas upp av en generator med hjälp av ett magnetfält varefter elektrisk energi blir slutresultatet.

Idag används hos SSRS ett fartreglage som är dimensionerat för 20 Amperes ström, klarar under korta stunder upp till 30 Ampere samt även har egenskapen att kunna ställa om rotationsriktningen för propellern. Om det ska vara möjligt att landa vertikalt med en drönare krävs att motorn kan reverseras mitt under flygningen varför ESCn måste ha denna funktion. [9] [10]

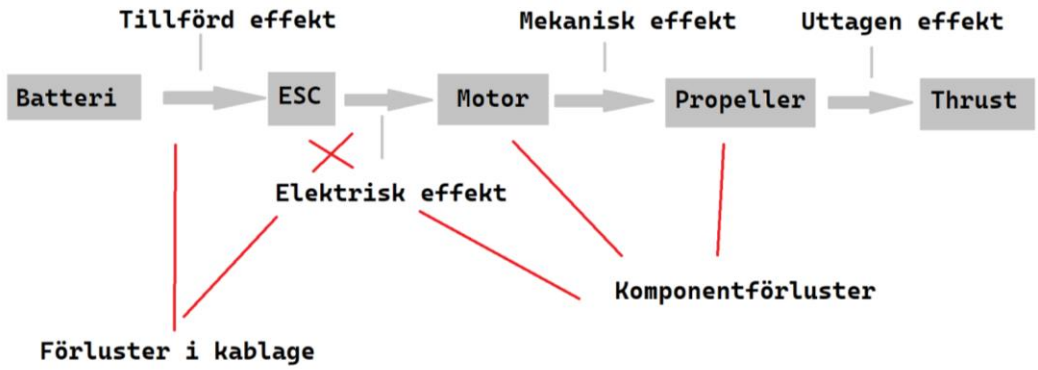
2.4.9 Verkningsgrad

Den ingående storheten är tillförd effekt i form av elektrisk ström, och den uttagna effekten är mekanisk effekt i form av dragkraft. Mellan dessa steg uppstår alltid vissa effektförluster som påverkar verkningsgraden. Verkningsgraden för drönarens drivlina involverar flera olika delverkningsgrader som kan bestämmas individuellt och sedan ge ett mått på den totala verkningsgraden hos systemet. De tre ingående komponenterna har sina egna verkningsgrader

som kan mätas upp genom att studera hur stora förluster som uppstår vid exempelvis kablar eller mekanisk friktion hos lager.

Verkningsgraden hos en elektrisk motor är inte ett konstant värde, utan varierar kraftigt beroende på det aktuella driftfallet, samt på storleken av motorns last. Det som generellt kan sägas är att verkningsgraden ökar då motorn körs med höga varvtal, jämfört med vid tomgångsdrift. När motorn går på tomgång, det vill säga utan last och med ett lågt varvtal så finns det alltid ofrånkomliga effektförluster på grund av en inbyggd tröghet som måste övervinnas vilket kräver energi, samtidigt som den “nyttiga” andelen av effekten ut är liten.

Verkningsgraden för motorn kan därmed öka då den tillförda strömmen ökas, men detta har andra konsekvenser hos olika delar i systemet som är viktiga att beakta. Högre strömstyrka kan innebära att ESCn jobbar mindre effektivt och inte ger en lika bra verkningsgrad och därmed kommer missgynna den totala verkningsgraden. Slutsatsen är att verkningsgraden för en drönare kan vara svår att bestämma, men är även svår att optimera då komplexiteten hos drivsystemet är hög och olika komponenter har olika optimala driftlägen. [11]



Figur 8. Tillförd och uttagen effekt med förluster längs vägen. [17]

3. Metod

I följande kapitlet beskrivs hur arbetet har genomförts samt kommer att tas upp vilka komponenter som kan testas. Fysiska tester behandlas genom att analysera möjligheter att genomföra mätningar och att fastställa vilka parametrar som skall mätas upp.

3.1 Tillvägagångssätt

1. Förundersökning, planering och avgränsning av arbetet
2. Teoretiska beräkningar
3. Förstudie om fysiska tester
4. Framtagning av försöksplanering och mätsystemanalys
5. Utvärdering och sammanställning

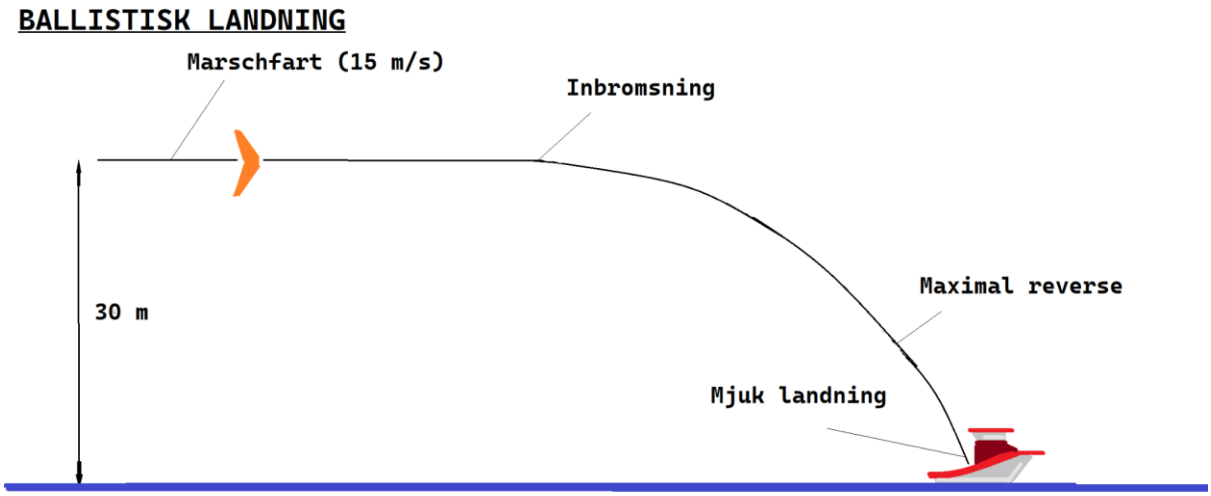
För en mer utförlig planering var god se Gantt-schemat i bilaga 1.

3.2 Teoretisk beräkning av dragkraft

3.2.1 Ballistisk landning

Rörelsebanan för drönaren då den landar kan jämföras med en typisk ballistisk landning. En ballistisk rörelse är en ostyrd kaströrelse hos en profil i luften, i detta fall en drönare som landar nästan vertikalt. Idén med att utnyttja en ballistisk landning är att det går smidigt och kontrollerat att landa drönaren exempelvis på en båt med betydligt bättre kontroll och manövrerbarhet än om den skulle landa i vattnet utan den vertikala rörelsen.

Drönaren kommer att bromsas in och ha en flygriktning som vinklas nedåt från den horisontella riktningen och till slut bli mer eller mindre vertikalt riktad, med nosen pekande nedåt. Den drönare som studeras, det vill säga en flygande vinge, har skjutande propeller, vilket möjliggör denna landning. Om drönaren glidflyger och landar i vattnet på vanligt vis kan det göra att det blir svårare att hämta upp den eftersom de är konstruerade för att kunna glidflyga långa sträckor innan de landar. Fördelen med vertikal landning är att detta problem försvinner vilket är särskilt fördelaktigt i situationer där all tidsbesparing är värdefull.



Figur 9. Ballistisk landning av drönare på en båt. [17]

3.2.2 Modellering av landningsförlopp

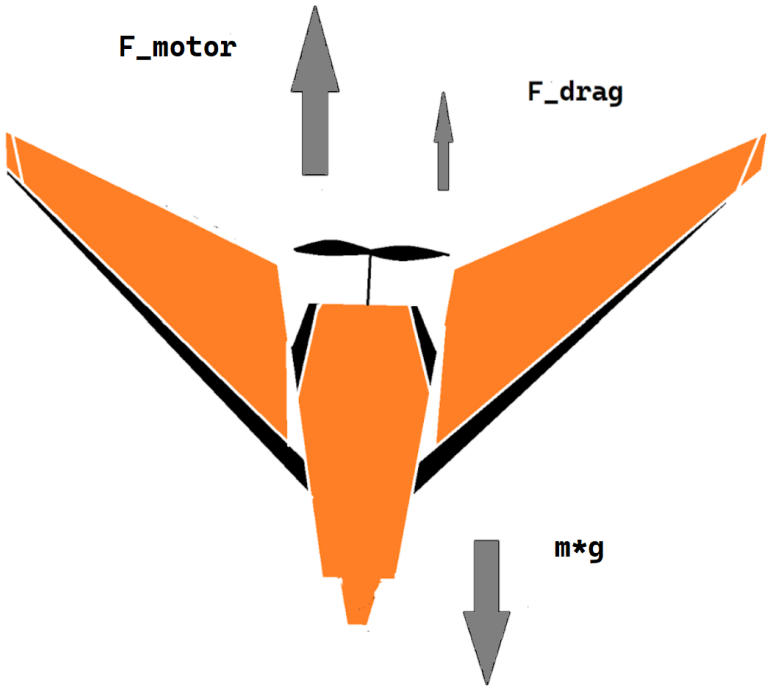
Det tänkta förloppet för den ballistiska landningen utgår från att en punktmassa, alltså en projektil med ospecificerad geometri, rör sig genom luften som inledningsvis har en horisontell hastighet på 15 m/s och en altitud på 30 m. Projektilen ska nu bromsas in för att sedan landa med en nedåtriktad hastighet som vid nedslag inte får överstiga hastigheten som den skulle haft då den släpps från en halv meters höjd. Hållfastheten för drönaren och dess komponenter är sådan att hastigheter som är maximalt 3 m/s, enligt beräkningen för ovan nämnda scenario, inte utgör en risk för skada, och därav används detta som övre gräns på sluthastighet.

Först beräknas den största tillåtna sluthastigheten, vilket är den nedåtriktade vertikala hastigheten då drönaren når marken, genom att utnyttja lagen om konservering av potentiell och kinetisk energi då inga yttre krafter verkar på kroppen. Drönaren approximeras här som en punktmassa (inget luftmotstånd), som släpps från vila på höjden 0,5 meter, och får accelerera från starthastigheten v_0= 0 m/s. Per definition gäller att den initiala lägesenergin omvandlas till rörelseenergi:

$$m.g.h = \frac{1}{2}.\, m.\, {v_1}^2$$

vartefter sluthastigheten löses ut enligt:

$$v_1 = \sqrt{2\,.\,g.h} = 3{,}132\ m/s$$



Figur 10. De på drönaren verkande krafterna vid vertikal landning. [17]

Enligt Newtons andra lag är massan multiplicerad med acceleration lika med summan av krafter i den riktningen. Nedåt verkar tyngdkraften m*g, och uppåt verkar kraften från propellern på drönaren (F_{motor}) samt den, på grund av luftmotstånd, uppkomna dragkraften F_{drag}. Motorkraften syftar här alltså till den kraft som drönaren påverkas av i rörelseriktningen från propellerns verkan. Dragkraften F_{drag} är proportionell mot hastigheten i kvadrat, där dragkoefficienten C_d beror av flera faktorer, bland annat drönarens geometri. För att kunna hovra statiskt i luften måste drönaren befinna sig i kraftjämvikt, vilket innebär att F_{motor} och F_{drag} tillsammans skall vara *lika stora* som tyngdkraften. För att kunna bromsa in och landa krävs att dessa två krafter måste vara *större än* tyngdkraften, de behöver tillsammans skapa en tillräcklig retardation (reverserad acceleration).

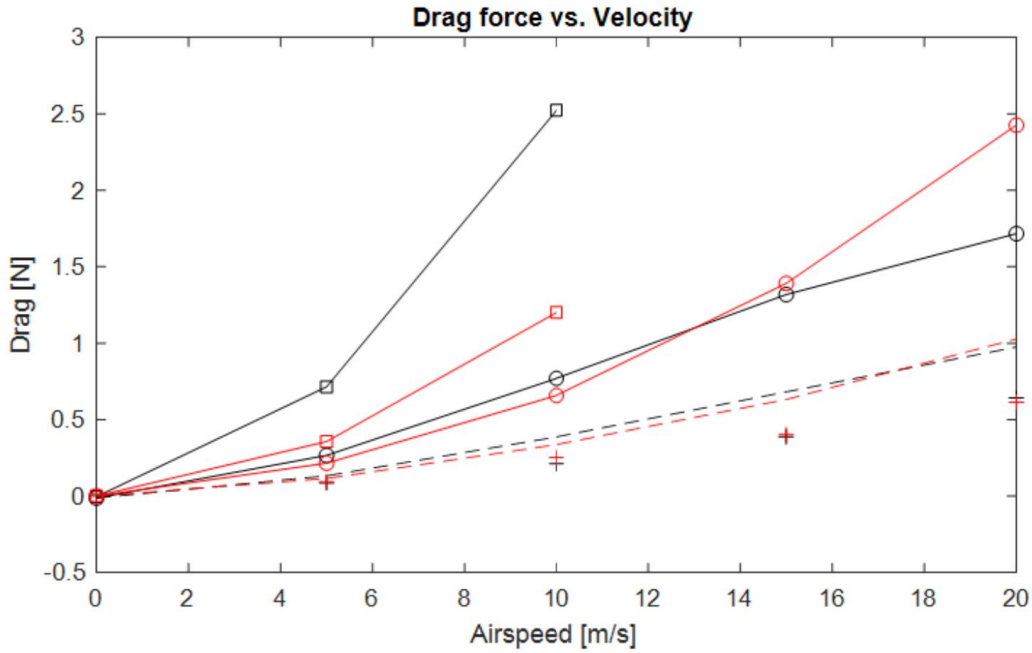
3.2.3 Luftmotstånd och dragkraft

Drönaren är aerodynamiskt utformad för att ha så gynnsam flygning i framåtriktning som möjligt, vilket innebär att dess kropp har en form som gör att luftens flöde utnyttjas på effektivt sätt. I detta fall är drönaren först och främst avsedd att flyga framåt och därför är målsättningen vid konstruktionen att maximera lyftkraften och minimera dragkraften. Från ett redan genomfört arbete av [12] Pettersson har drönarens form studerats och en kurva för dess dragkraft som funktion av hastighet är framtagen. När kurvan studeras noteras att dragkraften är starkt beroende av drönarens hastighet i luften, ju snabbare flygningen är desto större luftmotstånd fås. För att bromsa in drönaren vid ballistisk landning kan dragkraften istället vara till fördel, då den här verkar i samma riktning som propellerns kraft på drönaren.

Det kan inses att en högre hastighet vid inbromsningen innebär att dragkraften kan utnyttjas bättre så att motorn inte behöver stå för lika stor andel av bromsningsarbetet. Dock är det viktigt att inse att dragkraften är avsevärt mycket mindre än tyngdkraften, exempelvis vid en hastighet kring 30 m/s då den endast är omkring en tiondel av den motverkande tyngdkraften. Slutsatsen är att den största delen av bromsningsarbetet måste ske med hjälp av motorn.

I det tidigare utförda projektet av [12] Pettersson har samma typ av drönare, det vill säga en flygande vinge, testats där drag- och lyftkoefficientens koppling till flyghastigheten har studerats. Enligt formeln för drag och lyftkraft fås att dessa krafter beror på hastighet, area, fluidens densitet samt drag- respektive lyftkoefficienten. Från graferna för dessa två koefficienter noteras att värdet på dragkoefficienten minskar med ökande hastighet, medan lyftkoefficienten istället ökar då hastigheten ökar. Det visar att högre hastigheter vid flygning innebär bättre flygförmåga och minskat luftmotstånd sett till hur flygkroppen är aerodynamiskt utformad. Area och densitet är konstant, förutsatt att altituden är tillräckligt liten för att höjdskillnader vid flygning har minimal inverkan på skillnad hos luftdensiteten.

Vid tester som [12] Pettersson genomfört visar det sig att dragkraften påverkas markant av två viktiga parametrar, dels hastigheten hos luften relativt drönaren och även anfallsvinkeln. Med anfallsvinkel menas den vinkeln mellan vingen och riktningen för luftens hastighet. För att illustrera detta ändrades vinkeln från 0 till 15 grader, trots att det inte är realistiskt att flygningen sker där anfallsvinkeln blir så pass stor som 15 grader. Det visar sig att dragkraften vid hastigheter omkring 15–20 m/s hamnar mellan ungefär 0,2 Newton och 2,5 Newton beroende på hur anfallsvinkeln väljs. Mätresultaten innebär att det kan vara av intresse att testa dels olika hastigheter, men att även olika anfallsvinklar kan vara relevanta att testa för att ta reda på hur detta påverkar dragkraften.



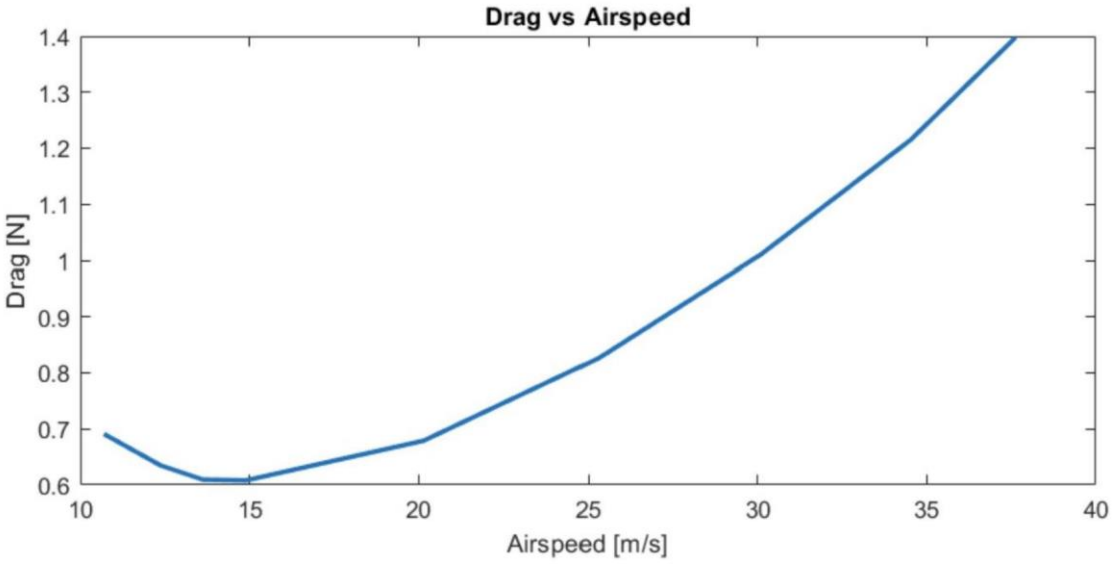
Figur 11. Dragkraft i förhållande till lufthastighet. [12]

3.2.4 Luftmotstånd och resulterande dragkraft

Drönaren har utformats på ett gynnsamt sätt med avseende på dess aerodynamiska egenskaper. Det innebär att geometrin är sådan att luftmotståndet är litet, vilket gör att dragkoefficienten blir liten. Motorkraften antas vara betydligt större än dragkraften, och i de första beräkningarna försummas dragkraften helt. För att beräkna dragkraft studeras tidigare framtagna värden på dragkoefficienten C_d. Dragkraften beräknas som dragkoefficienten multiplicerat med hastigheten i kvadrat, vilket innebär att denna kraft är beroende av den

aktuella hastigheten som drönaren har. Vidare leder det till att en större hastighet vid inbromsning kan tänkas leda till att större dragkrafter kan utnyttjas för att skapa inbromsning.

Från det tidigare testet i [12] Petterssons arbete som behandlar dragkraft för motsvarande typ av drönare har en kurva tagits fram för att visa hur denna kraft beror på luftens hastighet. Det kan konstateras att kraften är liten vid låga hastigheter och att det krävs en hastighet på ungefär 30 m/s för att uppnå en inducerad dragkraft på 1 N. Vid hastigheterna som drönaren har då den utför ett landningsförlopp, det vill säga vid maximalt 15 m/s kommer dragkraftens inverkan att vara mindre än 1 N. Värdena i grafen gäller enbart när väderförhållandena är sådana att vindens påverkan är minimal.



Figur 12. Dragkraft relativt lufthastigheten. [12]

3.2.5 Approximationer

För att förenkla beräkningen försummas initialt dragkraftens verkan helt. Drönaren som har testats av [13] Holmquist har en totalvikt på 1 kg. Massan påverkas av valet av komponenter i drivlinan, om en eller flera komponenter byts ut till en med högre prestanda innebär det att all eventuell viktökning måste tas i beaktning vid beräkningar och tester. Holmquist [13] fastställde att drönaren som väger 1 kg inte klarade av den efterfrågade vertikala landningen. Drivlinan kunde inte leverera tillräcklig bromskraft för att drönaren skulle få tillräckligt låg hastighet när den slog i marken. I detta arbete ska problemet i fråga undersökas vidare, vilket innebär att nya komponenter ska användas som gör att drönaren klarar av landningen. Det betyder också att vikten troligen kommer att öka, uppskattningsvis blir drönaren 0,1 kg tyngre.

Då drönarens massa är 1,1 kg kommer den nedåtverkande kraften som måste övervinnas bli lika med massan multiplicerat med tyngdaccelerationen g = 9,81 m/s^2. Värdet på tyngdaccelerationen varierar när objektet förflyttar sig i höjdled. När altituden ökar gör det att dragningskraften från jorden minskar vilket i sin tur ger en minskad tyngdacceleration. Den högsta höjd som drönaren har under hela landningsförloppet är 30 m, och det är tillräckligt lågt för att approximera tyngdaccelerationen till det konstanta värdet 9,81 (m/s^2).

3.2.6 Utveckling av mätförfarande för att utvärdera bromsförmåga

Under arbetets gång har tillgänglig mätutrustning varit i alltför dåligt skick, något som har ett flertal viktiga konsekvenser för personer som skall arbeta med utrustningen. Först och främst är testriggen ej monterad i avsedd lokal för tester, och komponenterna som skall testas är ej heller inkopplade. För att det skall vara möjligt att koppla in komponenterna samt ett batteri krävs att detta görs av personer med betydligt större kompetens och kunskap inom elektroniken som tillhör mätutrustningen än vad som är fallet i detta projektarbete. Den andra kritiska punkten är säkerheten vid tester.

För att utföra tester där säkerheten inte riskeras behöver ett säkrare nätaggregat användas, istället för det som i dagsläget finns monterat på testriggen. Även den roterande propellern kan vara en säkerhetsrisk, då det i oturliga fall kan flyga ut delar om en skadad propeller körs.

Huvudfrågan som skall besvaras i detta arbete blir därmed något påverkat av ovanstående förutsättningar. De fysiska testerna uteblir, och detta moment kommer alltså att behöva parkeras till dess att mätutrustning som håller måttet införskaffats. I detta projekt kommer istället testerna att planeras för, och en förstudie mätningar och resultatutvärdering tas fram. Innan det praktiska genomförandet av testerna kan ske måste en gedigen och utförlig planering finnas, där allt som skall mätas upp finns beskrivet. Kapitel 4 behandlar detta genom att diskutera och konkretisera parametrarna som är intressanta att mäta. Ett lämpligt sätt att strukturera upp mätningarna för att kunna få nyttig information och resultat är att utföra faktorförsök, vilket också beskrivs i kapitel 4.

4. Resultat

4.1 Beräkningar och simuleringar

4.1.1 Simulering utan luftmotstånd

För att bestämma hur stor motorkraft som krävs för att bromsa in drönaren tillräckligt snabbt, det vill säga innan den når marken, så simuleras förloppet med en tvådimensionell graf. Här kommer landningen att kunna ritas upp som visar hur rörelsen kan tänkas se ut, hur långt drönaren färdas och hur hastigheten förändras. Med hjälp av detta går det att beräkna hur stor acceleration som krävs för att den slutliga hastigheten ska vara acceptabelt liten. Observera att vid simulerade förlopp utan hänsyn till luftmotståndet gäller att värdet för dragkofficienten sätts till 0.

Först relateras hastigheterna (för det tvådimensionella fallet) till vinkeln för den initiala rörelseriktningen, som här blir 0 grader, som svarar mot en horisontell rörelse vid tiden t = 0. Här är V (= 15 m/s) den hastighet som drönaren har vid marschfart.

$$v_x = v.\cos\varphi$$
$$v_y = v.\sin\varphi$$

Vidare introduceras tre krafter: tyngdkraften, dragkraften(luftmotståndets inverkan) samt propellerns dragkraft. Den senare kraften ges ett *i tiden* konstant värde som korrigeras tills dess att ett godtagbart inbromsningförlopp uppnås.

$$m.g$$
$$F_d = C_d \,.\, v^2$$
$$F_{thrust} = \ldots [N]$$

Härvid kombineras dragkrafterna till en gemensam kraft, vilken sedan delas upp i två komponenter för x- och y-led, där även tyngdkraften läggs till, definierad som negativ i y-led.

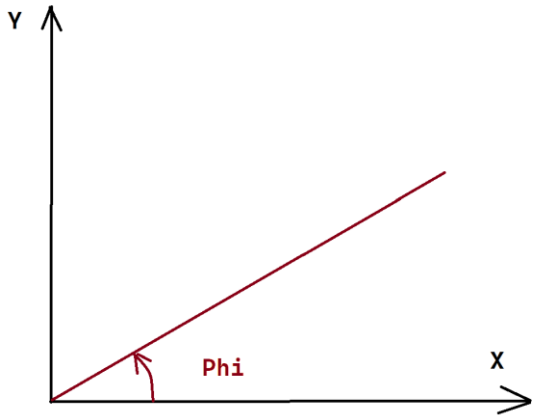
$$F_x = (-F_d - F_{thrust})\cos\varphi$$
$$F_y = -m.g - (F_d - F_{thrust})\sin\varphi$$

Nu kan Newtons andra lag användas för att berä kna accelerationen i x- och y-led genom att summera samtliga krafter i respektive riktning och sedan dividera med massan, vilket ger följande:

$$A_x = \frac{F_x}{m}$$
$$A_y = \frac{F_y}{m}$$

Viktigt att notera här är att tyngdaccelerationen ger upphov till den väldefinierade tyngdkraften, vilken till skillnad från övriga verkande krafter oavbrutet verkar i negativ y- riktning. Accelerationen i y- led beror även på vinkeln φ, varför accelerationen A_y inte är konstant, utan varierar med storlek och riktning på dragkrafterna.

Drönarens rörelse genom luften resulterar i att vinkeln φ förändras och om en ballistisk landningsrörelse ska modelleras korrekt måste även accelerationens x- och y-ledskomponenter uppdateras allt eftersom vinkeln förändras, från 0 grader till närmare - 90 grader. Motsvarande gäller även för läget och hastigheten, givetvis. En programmerad loop utnyttjas för att uppdatera dessa storheter, där tidssteg på 0,08 sekunder uppdaterar värdena utifrån vinkeln. Den initiala flyghöjden är 30 m och här definieras även x = 0 m.

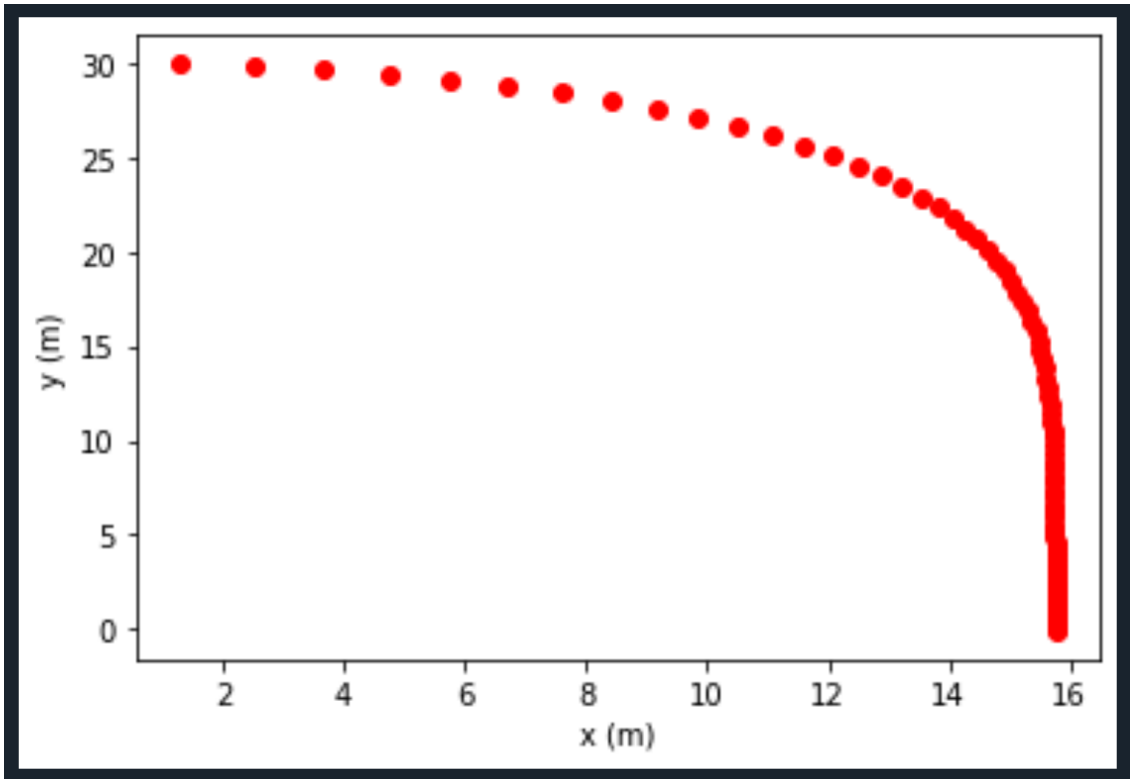


Figur 13. Vinkeln phi (φ) definierad som positiv i moturs riktning. [17]

Alltsammans plottas nu upp vilket genererar en graf som visar läget för varje diskret punkt, från tiden t = 0 till dess att y-värdet blivit 0 m (då drönaren landar på marken). Det går även att se hur hastigheten förändras eftersom avståndet mellan värdena i tidsstegen förändras där dessa har konstant värde. Tabellen undertill innehåller de hastigheter drönaren har precis i det ögonblick då den slår i marken, samt den totala tiden för förloppet, för en viss motorkraft.

Genom en iterativ utvärdering av olika värden på motorkraft har ett lämpligt teoretiskt värde framtagits. Simuleringen nedan visar att det krävs 12 N från motorn om drönarens hastighet ska bli strax under 3 m/s samtidigt som den ska bromsas in även i horisontalled för att på så vis förkorta flygtiden. Det är inte nödvändigt att drönaren har hastigheten 0 m/s då den landar och därför går det att bestämma en erforderlig motorkraft som innebär att hastighetskravet uppfylls utan att använda en onödigt stor motor.

Under ett antal inskränkningar uttryckt i form av approximationer ovan kan ett landningsförlopp modelleras likt figur 9, vilket är vad som därefter simuleras och redovisas i grafer med tillhörande beräknade värden på relevanta parametrar. Modellen gäller under förutsättningarna att väderförhållandena är ideala, det vill säga drönaren påverkas inte av väderlekens omväxling, samt att geometriskt uppmätta koefficienter för drag- och lyftkraft inte varierar med flyghastigheten, med andra ord är dragkoefficienten C_d en konstant, oberoende av hastigheten V. Märk väl att *dragkraften* är en funktion av hastigheten och C_d.



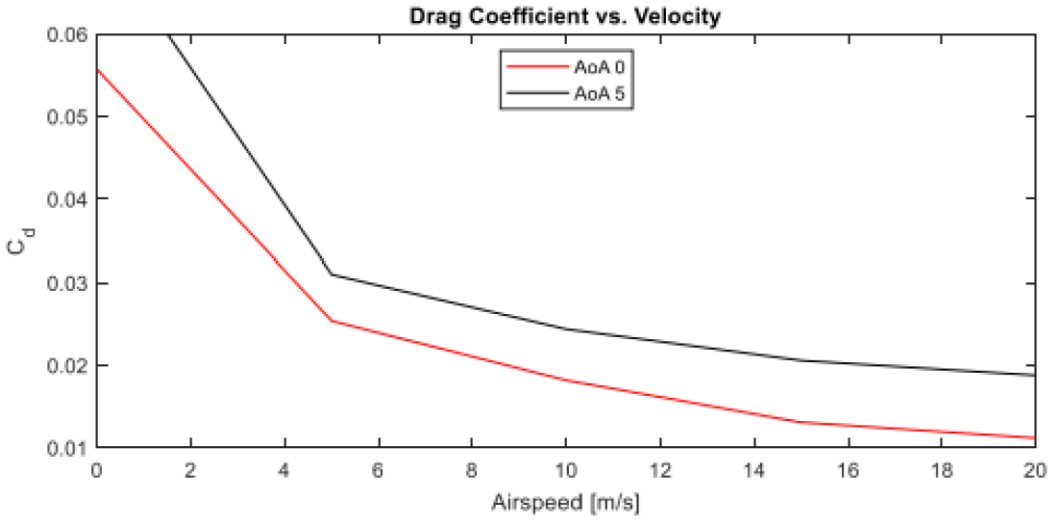

```
Horisontell förflyttning: 15.752813578874543 m
Horisontell sluthastighet: 1.763058057119513e-05 m/s
Vertikal sluthastighet: -2.479651030448172 m/s
Thrust/motorkraft: 12 N
Total flygtid: 6.080000000000004 sek
Storlek sluthastighet: 2.4796510305108495 m/s
```

Figur 14. Landningssimulering utan dragkraft, med tillhörande beräknade hastigheter.[17]

4.1.2 Simulering med luftmotstånd

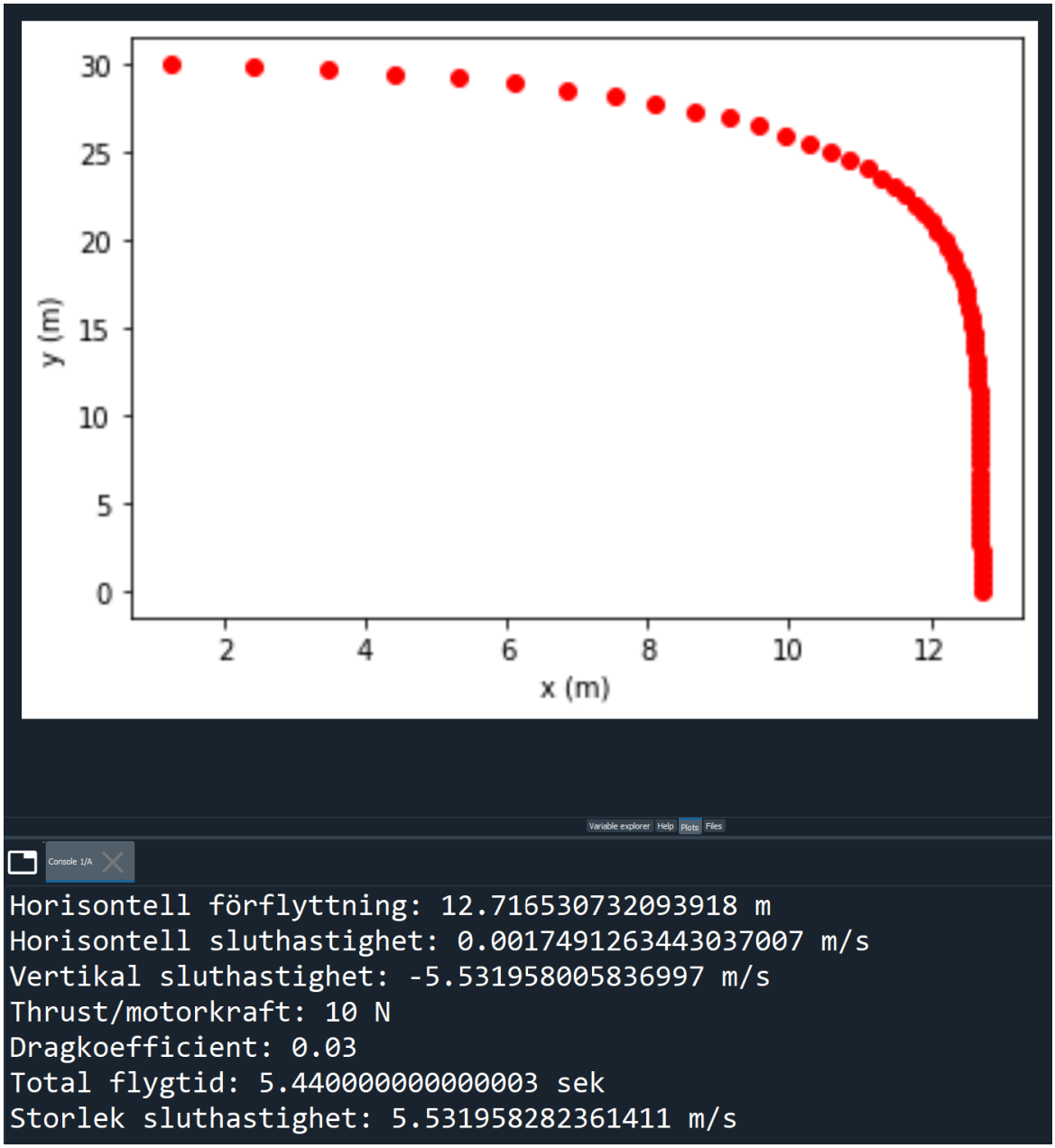
Om nu landningen simuleras där även luftmotståndet beaktas så kan en lämplig dragkoefficient väljas vartefter dragkraften beräknas som$F_d = C_d \cdot v^2$, med V som den aktuella flyghastigheten. Pettersson [12] har utfört ett arbete som har haft som syfte att ta fram och utvärdera olika designmässiga utformningar hos drönare av motsvarande typ, det vill säga en fixed- wing modell. Speciellt drönarens aerodynamiska egenskaper har varit i fokus i Petterssons [12] arbete och där framgår hur olika geometriska parametrar påverkas och varierar med den aktuella hastigheten som drönaren utsätts för då den färdas i luften.

Först och främst är det viktigt att inse att dragkraften är starkt beroende av hastigheten, så en högre hastighet vid inbromsning leder till att dragkraftens hjälp då blir större. Samtidigt är dragkraften en funktion av dragkoficienten, som i sin tur också varierar med flyg- eller relativa lufthastigheten, som innebär att en skarpare analys av dragkraftens påverkan kräver att även dragkoefficienten ses som en kontinuerligt föränderlig variabel under flygningens gång.

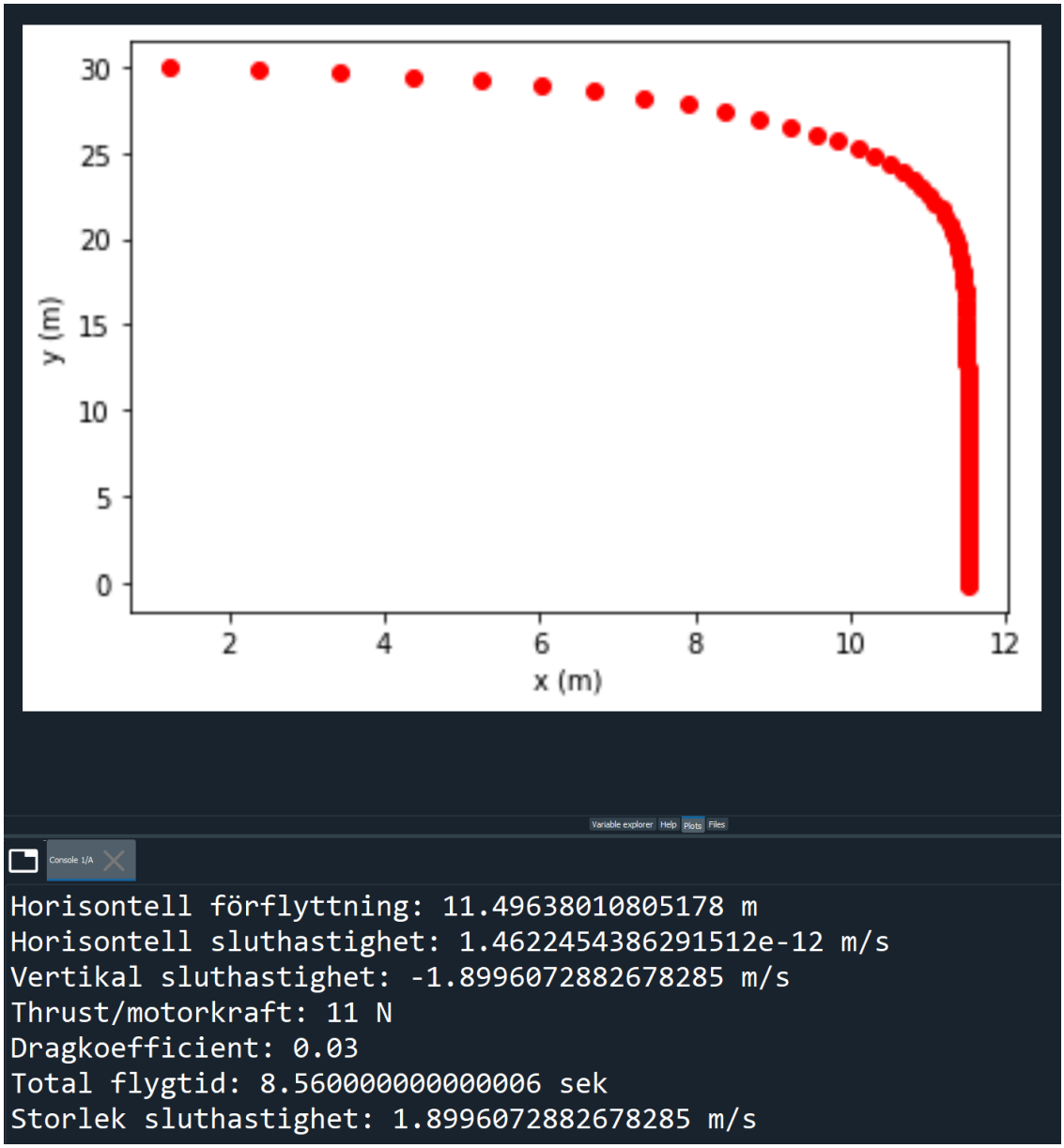


Figur 15. Dragkoefficientens variation vid olika lufthastigheter. [12]

För att ta fram simuleringen kommer dragkoefficienten här att ges ett konstant värde vilket baseras på det värde den har vid 10 m/s, enligt Petterssons grafer. Grafen visar hur C_d förändras då drönaren flyger med hastigheter från 0 till 20 m/s och där är dragkoefficienten som minst vid 20 m/s som då har ett ungefärligt värde på 0,01. Den blir större vid lägre hastigheter och som störst är den beräknad till ungefär 0,06, så det visar att dragkoefficienten i det studerade hastighetsintervallet uppvisar ett närmast omvänt proportionellt förhållande till lufthastigheten. Om nu C_d istället approximeras och sätts till det konstanta värdet 0,03 kan dragkraften ändå beräknas för att se hur stor påverkan som denna har på hela inbromsningen. Därefter går det att jämföra storleken på dragkraften från propellern med luftmotståndets kraft vilket kan utnyttjas för att ta reda på hur mycket luftmotståndet hjälper till vid ett inbromsningsförlopp.



Figur 16. Thrust=10 N. [17]



Figur 17. Thrust=11 N. [17]

Storleken på sluthastigheten får enligt beräkningar inte överstiga 3,132 m/s, vilket är vad absolutbeloppet av x- och y-komponenterna av hastigheten jämförs mot vid simuleringarna. Första simuleringen utan luftmotstånd resulterar i att 12 Newton genererar en sluthastighet på 2,49 m/s som är ett acceptabelt resultat. Om nu samma motorkraft används och kombineras med en dragkraft där dragkoefficienten C_d sätts till 0,03 får drönaren nedslagshastigheten 1,51 m/s. För att komma närmare ett optimalt värde på motorkraft kan nu dragkraften sänkas till 11 N där den slutliga hastigheten nu beräknas till 1,89 m/s. 10 N ger hastigheten 5,531 m/s och överskrider den maximalt tillåtna sluthastigheten, så följaktligen måste motorn själv bidra med mer än 10 Newtons dragkraft vid landningen.

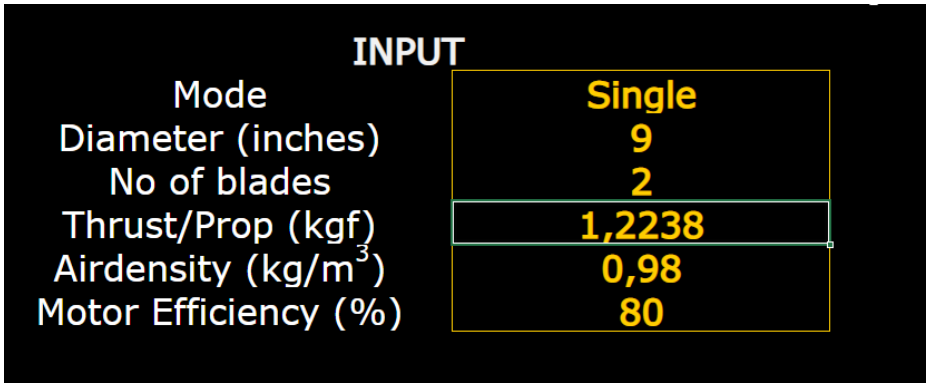
Två simuleringar är framtagna med luftmotståndseffekten inkluderad, där dragkoefficienten är 0,03 och motorkraften är 10 respektive 11 N för att jämföra med fallet då dragkraften inte tagits med i beräkningen (Jfr figur 14 med figur 16 samt 17). Enligt beräkningarna kan antagandet om dragkraftens positiva påverkan bekräftas då inbromsningen “får hjälp” av dragkraften och motorkraften därmed inte behöver stå för det totala arbetet. För att få tillräckligt låg sluthastighet kommer motorn att behöva skapa en kraft som är något större än 10 N även då dragkraften från

luften verkar, men värdet på 12 N från första beräkningen är en aning över minimigränsen, så det värdet kan anses vara aningen konservativt.

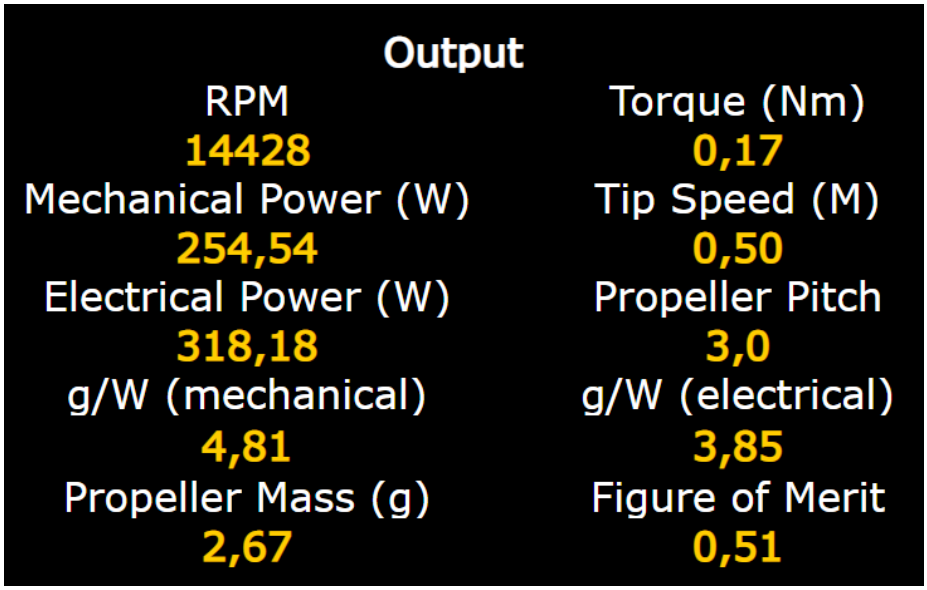
4.1.3 Effekt

Effekten som krävs vid en given storlek på dragkraft kan beräknas under förutsättningen att hastigheten hos farkosten är känd. Dragkraft är en reaktionskraft som kvantitativt kan beräknas med Newtons lag om aktion och reaktion (Newtons tredje lag). Mekanisk effekt är per definition en kraft multiplicerad med en sträcka dividerad med tiden som förflyttningen i fråga tar. Effekt är således ett mått på mekaniskt arbete per tidsenhet. Om nu effekten som krävs för att uppnå en viss dragkraft är av särskilt intresse är det enkelt att använda ett samband mellan kraft, sträcka och tid för att beräkna effekten.

Enligt en framtagen kalkylator för propellerns verkningsgrad kan effekter beräknas. Här sätts verkningsgraden till det mer realistiska värdet 0,8 (snarare är 1), och propellerns stigning samt diameter kan anges. Utöver detta kan även luftdensiteten varieras, som här får värdet 0,9 kg/m^3. Dessa parametrar är input, och kalkylatorn kan nu med dessa storheter kända, ge mått på effekt, vridmoment och varvtal.



Figur 18. Ingångsvärden för propeller-motor kombinationen. [19]



Figur 19. Beräknade värden på effekt med hjälp av existerande kalkylator. [19]

När verkningsgrad och luftdensitet korrigeras blir resultatet att en större effekt krävs då dragkraften är densamma. Effektens värde blir enligt ovan 254 W och motsvarande elektriska effekt blir 318 W, där dessa värden blir något högre jämfört med det förlustfria värdet och därav är dessa effekter mer konservativa. Här har dragkraften enheten kgf som står för kilogram-force och är densamma som dragkraften i Newton, delad med en faktor 9,8066. Varvtalet kan uttryckas i vinkelhastighet (omega) genom att multiplicera denna med Pi och dividera med 30, vilket ger en vinkelhastighet på 1510 rad/s. Produkten omega*vridmoment är ett ytterligare sätt att uttrycka effekten, följaktligen kan ovanstående storheter uttryckas på olika sätt beroende på vilken parameter som är av intresse.

Motorns effekt vid maximal thrust är på 1156 W, och är uträknat som en elektrisk effekt, då en trebladig propeller som har dimensionerats till 7 tum diameter och en stigning på 4 tum, används. Effekten kan beräknas som strömstyrka multiplicerat med spänning, och om batteriet är på 14 volt innebär detta att strömmatningen måste uppgå till 1156/14 = 83 A. Samtliga komponenter måste kunna utstå denna kortvariga, med ändå kraftiga överbelastning som detta medför, något som förklaras utförligare i senare kapitel om tester.

Ett tankeexperiment som går ut på att drönaren istället är utrustad med en jetmotor (utan propeller) innebär att en alternativ beräkning av effekten kan användas. Hastigheten hos drönaren mäts i sträcka dividerad med tid och om nu denna hastighet multipliceras med dragkraften fås precis effekten som krävs enligt följande:

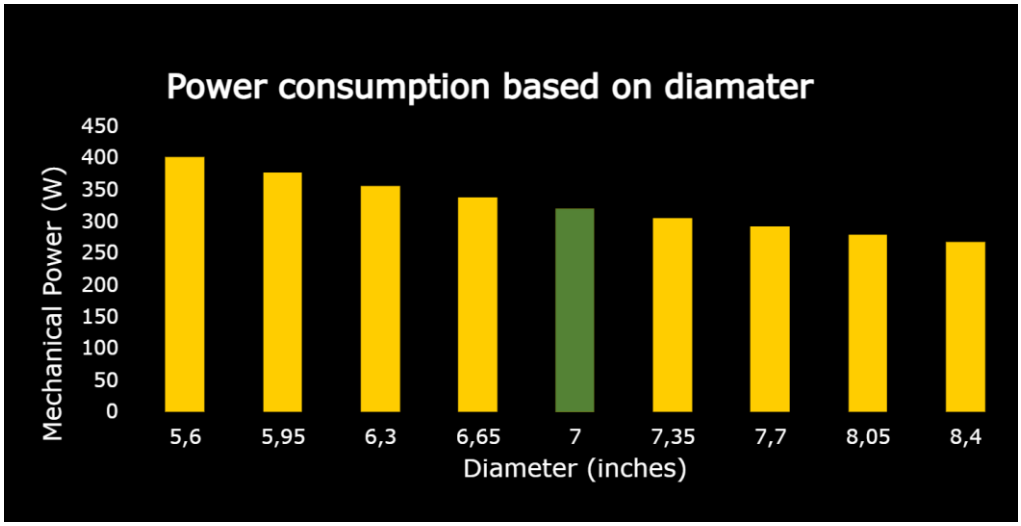
$$\mathrm{P} = \eta . \mathrm{T} . \mathrm{v}$$

P står för effekt, eta är verkningsgraden,T står för thrust och V betecknar hastigheten. Formeln gäller då hastigheten antas vara konstant i tiden vilket innebär att effekten blir approximativ. Ytterligare förenklat kan samtliga förluster i motor och drivlinan försummas, och därmed har vi en verkningsgrad på 100%, så eta = 1 kan användas. Under dessa ideala förutsättningar kan effekten beräknas ungefärligt till P = 1*15*thrust, och den hypotetiska kraft en jetmotor skulle behöva leverera då samma effektbehov gäller, blir:

$$T = \frac{1156}{15} = 77\ Newton$$

På motsvarande vis kan här effekten för 12 N dragkraft beräknas till 12*15 = 180 W, då en jetmotor driver drönaren. Syftet med beräkningen är att visa hur effekten kan beräknas på olika vis, och för att göra en mycket enkel jämförelse av hur stor effekt en konventionell propeller-motor-konstruktion kräver jämfört med en annan typ av framdrivningssystem. Utan att presentera några ingående utläggningar går det snabbt att inse att en jetmotor inte är ett realistiskt val av framdrivningssystem för en flygande farkost som väger omkring ett kilogram, men för större flygplan kan jetmotorer vara fördelaktiga.

Dimensionering av diametralt omfång på propeller har en viss påverkan på hur stor effekt som krävs, och i nedanstående graf har diameterstorlekar mellan 5,6 och 8,4 tum valts för att visa hur detta påverkar kravet på effekttillförsel. Trots att det fortfarande handlar om propellrar i samma storleksordning kan en ökad diameter innebära att effektbehovet minskar med 25%.



Figur 20. Effektbehovet minskar med ökande propellerdiameter. [19]

4.2 Tester

4.2.1 Tidigare genomförda tester

De tidigare utförda testerna av [13] Holmquist som arbetet utgår från har genomförts i vindtunnel med olika vindhastigheter och strömstyrkor. Dessutom har testerna genomförts vid både med- samt motrotation av propeller genom att ställa om motorns rotationsriktning med hjälp av ESCn. De vindhastigheter som har studerats i testerna har varit 0 m/s till och med 15 m/s. Strömstyrkan har varit 20, 30 respektive 40 Ampere, och samtliga kombinationer av vindhastigheter och strömstyrkor har mätts upp både vid med- och motrotation. Testerna har genomförts för att ta reda på hur stor motorkraft som erhålls vid olika strömstyrkor och vindhastigheter. Resultatet är ett mått på skillnaden i hur stor dragkraft som går att utvinna beroende på hur rotationen är ställd. Om vindens påverkan försummas fås från mätdatan att motrotation resulterar i att dragkraften blir ca 50% av vad den skulle vara vid medrotation.

Vindens hastighet gör att den totala kraften som går att utvinna minskar respektive ökar med omkring 2 N då hastigheten ökar från 0 till 15 m/s för med- och motrotation. När strömstyrkan i stället ökas från 20 A till 30 A, och sedan från 30 till 39 A, blir kraften som störst nästan 13 N, i jämförelse med 9,3 N vid 20 A och 11,45 N vid 30 A. Dessa värden gäller då vinden har hastighet 0 m/s och vid medrotation av propeller och motor.

Kraften vid bakåtdrivning relativ framåtdrivning är beroende av dels vindens hastighet, eftersom dragkraften alltid bromsar drönaren. Här kommer kvoten mellan de två krafterna att bli större då vindhastigheten ökas, eftersom dragkraften hjälper till då drönaren bromsas vid motrotationen och då är till fördel för inbromsningen. Utan någon vindhastighet fås att bromskraften blir drygt 50% av den vanliga kraften, och att den är 83% om drönaren flyger med hastigheten 15 m/s. Dessa värden är uppmätta vid 20 Amperes ström och vid 30 Ampere är den utvunna bromskraften relativt den framåtverkande något lägre men ökar på samma sätt då hastigheten ändras.

Resultaten från [13] Holmquists tester som är intressanta i detta arbete är först och främst hur stor kraft som fås vid de olika strömstyrkorna för med- och motrotation utan att beakta

vindhastigheten. Genom att göra förenklingen att sätta dragkraften till 0 och även bortse från vindens påverkan på propellern kan motorkraften beräknas och testas fram på ett enklare sätt. Enligt tidigare tester av [12] Pettersson är dragkraften för en motsvarande drönare vid hastigheter kring 15 m/s ungefär 1 N. Även om dragkraften beror på flera faktorer än vindens hastighet relativt drönaren så innebär det att det uppmätta värdet på motorkraften blir konservativt, och är egentligen ca 1 N större än vad som faktiskt skulle krävas om även dragkraftens verkan inkluderas.

4.2.2 Tänkbara landningar

Drönaren kan hypotetiskt utföra en vertikal landning på ett flertal tänkbara sätt, beroende på flygförhållanden eller den aktuella landningsplatsen. Det första fallet är då drönaren bromsas in med mer eller mindre konstant bromsverkan under hela landningen. Ett önskvärt mål är att förhindra att drönaren får upp för stor hastighet då den börjar flyga nedåt, eftersom det gör att det kräver ytterligare bromsverkan för att motverka detta. Om då bromsningen påbörjas från det att drönaren precis ska avvika från den horisontella flygningen och få en vertikal färdriktning med full bromskraft kan det innebära att den inte hinner få upp en alltför hög nedåtriktad hastighet.

En annan möjlighet är att inledningsvis låta drönaren dyka och mot slutet skapa en mer kraftig inbromsning under kort tid som sker först när drönaren är nära marken. Fördelen här är att inte behöva bromsa in drönaren under lika lång tid och därmed skulle det gå att överbelasta motorn i större utsträckning utan att den tar skada.

4.2.3 Frågeställningen

Går det att uppnå den erforderliga dragkraften 12 N om motorn överbelastas och drivs med 85 A istället för 40 A vid motrotation?

Det önskade resultatet från testerna är ett kvantitativt värde på dragkraften och syftet är att bekräfta de tidigare utförda teoretiska beräkningarna på samma parameter. Tidigare tester har visat att en tillräckligt stor dragkraft på ca 12 N går att utvinna om motorn körs med 40 Ampere under förutsättningen att medrotation gäller. Det tidigare testet bekräftar även teorin om att motrotation landar i en minskning av möjlig utvunnen kraft, där den under de mest gynnsamma förhållanden inte blir mer än ca 50% av den kraft som fås vid medrotation.

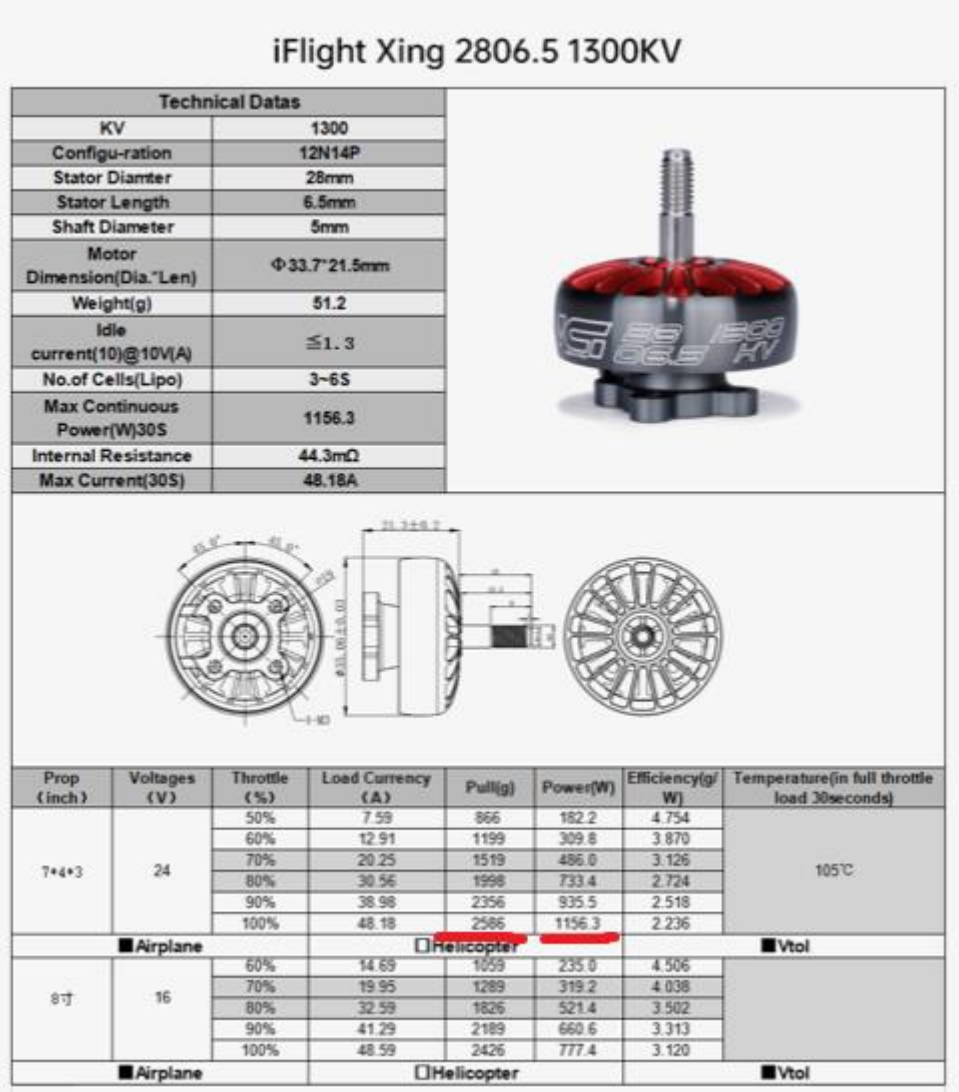
Propellern har en avsedd rotationsriktning som används vid normal flygning av drönare. Propellerns karakteristik är sådan att vid omvänd rotationsriktning så blir dess förmåga att skapa dragkraft betydligt sämre. När drönaren skall bromsas in så kommer det att krävas att propellern roterar i denna omvända riktning, varför mätparametrar vid specifikt motrotation behöver utvärderas.

Från de teoretiskt beräknade värdena för hastighet vid 12 Newtons reverse kraft inses att det är tillräcklig kraft för att bromsa in drönaren, så detta resultat kan användas för att komma fram till vad som ska mätas och testas i praktiken. Det är viktigt att vara medveten om att dessa värden tagits fram när luftmotståndet inte har beaktats. Eftersom dragkraften är ungefär tio gånger så liten som den totala bromskraft som krävs är det rimligt att göra generaliseringen att motorn

ändå behöver leverera liknande effektstorlek med eller utan dragkraftens påverkan. Då kraften från motorn beräknas så kan detta resultat ses som konservativt på grund av att när dragkraften sedan tillkommer, kommer denna att kunna kombineras med motorkraften och därmed öka den totala bromsande effekten.

Landningen av drönaren sker på kort tid, och en beräknad tid för hela förloppet är ca 6 sekunder. Det är den totala tiden från det att drönaren flyger normalt, det vill säga med en horisontell rörelse och med en hastighet på ca 15 m/s tills att den har landat, genom den ballistiska rörelsen, på marken. Att tiden för landningen kan göras så kort för med sig stora fördelar. Motorn och övriga komponenter har en viss nivå där de kan köras kontinuerligt utan att de tar skada genom till exempel termisk eller genom nötning uppkommen påfrestning. Om motorn eller ESCn överbelastas utöver den maximala lasten enligt tillverkaren, kommer dessa gå sönder förr eller senare och ju mer överbelastad en komponent är desto snabbare går den sönder. Eftersom landningen kan ske så pass snabbt som ca 6 sekunder kan problematiken med överbelastning ses som mindre avgörande då dess påverkan inte blir lika stor.

4.2.4 Komponenter



iFlight Xing 2806.5 1300KV

Technical Datas	
KV	1300
Configu-ration	12N14P
Stator Diamter	28mm
Stator Length	6.5mm
Shaft Diameter	5mm
Motor Dimension(Dia.*Len)	Φ33.7*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

Prop (inch)	Voltages (V)	Throttle (%)	Load Currency (A)	Pull(g)	Power(W)	Efficiency(g/W)	Temperature(in full throttle load 30seconds)
7*4*3	24	50%	7.59	866	182.2	4.754	105℃
		60%	12.91	1199	309.8	3.870	
		70%	20.25	1519	486.0	3.126	
		80%	30.56	1998	733.4	2.724	
		90%	38.98	2356	935.5	2.518	
		100%	48.18	2586	1156.3	2.236	
■Airplane			☐Helicopter			■Vtol	
8寸	16	60%	14.69	1059	235.0	4.506	
		70%	19.95	1289	319.2	4.038	
		80%	32.59	1826	521.4	3.502	
		90%	41.29	2189	660.6	3.313	
		100%	48.59	2426	777.4	3.120	
■Airplane			☐Helicopter			■Vtol	

Figur 21. Specifikationer för motorn, maximal thrust och effekt markerat. [20]

Det fysiska testet kommer innebära att den befintliga propellern och motorn kombineras med en större ESC för att se ifall det är möjligt att uppnå den erforderliga bromskraften på 12 N då motorn överbelastas. Motorn som använts vid tidigare tester är på 1300 KV, med maxeffekten 1156,3 Watt i 30 sekunder, och en strömförsörjning på maximalt 48 Ampere. Enligt motorns data går det dock att få ut maximalt 2586 g pull vid 88 Ampere, det vill säga då den överbelastas med nästan dubbelt så stor ström den klarar av enligt specifikationerna.

Tidigare tester av [13] Holmquist har visat att det går att få ut omkring 50 % av maxeffekten om motorn reverseras, vilket här skulle motsvara cirka 1,25 kg pull. I detta sammanhang kan pull tolkas som dragkraften från motorn som vid en inbromsning “drar” farkosten motriktat tyngdkraften och blir isåfall den kraften som motverkar tyngdkraften från drönarens massa på ca 1,1 kg. I teorin skulle motorn alltså kunna bromsa in en drönare som väger strax under 1,25 kg förutsatt att 88 Amperes strömförsörjning möjliggörs vilket i sin tur ställer höga krav på ESCn, som minst måste tåla en belastning på 88 Ampere.

För att ta reda på mer noggrant hur stor ESC som faktiskt behövs för att landningen ska vara möjlig kan flera ESCer testas för att slutligen kunna komma fram till den optimala lösningen. Det betyder att ESCn ska vara tillräckligt strömtålig för att klara av tillräcklig belastning samtidigt som dess vikt eller prestanda i övrigt inte är större än nödvändigt. Den tidigare använda ESCn är mindre än vad som krävs för framtida tester, den klarar inte av större ström än 85 Ampere, och väger 50 gram. Större och kraftfullare ESCer kommer kunna väga mellan 80 och 100 g beroende på modell. Drönarens vikt kommer därför uppskattningsvis att öka med ungefär 50 g, så beräkningarna som utgick från en totalmassa för drönaren på 1,1 kg är ur den aspekten giltiga, om än något väl tilltagna.

Figur 22. Fartreglage Hobbywing Skywalker 80A UBEC

Figur 23. Fartreglage Airplane-32 Series 120A 2-8

När motorn ska testas så ska den överbelastas med en ström på 88 Ampere, vilket är mer än vad testriggens nätaggregat klarar av att leverera och därför kommer ett Li-Po batteri att användas för strömförsörjningen. För att batteriet skall klara av uppgiften på ett bra sätt behöver det kunna leverera en viss mängd effekt utan att dess vikt är för hög. Effekten mäts i wattimmar, vilket kan beräknas genom att multiplicera batteriets kapacitet med spänningen. Nu finns utöver effektbehov dessutom kravet på låg vikt, därmed kan batteriets energitäthet uttryckt som specifik energi enligt följande, lämpligen användas:

Energitäthet = Wh/kg
*Wh = Ah*V*
Ah = amperetimmar

För drönaren i arbetet sker strömförsörjningen med hjälp av ett batteri, och för att beräkna dess prestanda uttrycks detta i form av energitäthet. Kapaciteten är 5000 mAh eller 74 Wh, och batteriet väger 439 gram, och energitätheten blir, vid maximal ström:

*5*85/0,439 = 968,1 (Wh/kg)*

Figur 24. VAPEX Li-Po Batteri 4S 14,8V 5000mAh 30C

Den tidigare använda propellern är tvåbladig med storleken "9x7" (9" diameter och 7”stigning) som klarar av rotationshastigheter upp till mellan 13 000–16 000 rpm. [13] Hastighetsgränsen gäller under förutsättningen att rotationen sker i den tänkta riktningen och inte vid motrotation, och andra sidan är inbromsningen ett mycket kort förlopp, varför det inte nödvändigtvis behöver utgöra ett problem. Inledningsvis är tanken att samma propeller som i tidigare tester ska användas även för kommande tester.

Enligt de teoretiskt framtagna värdena för propellerns effekt och varvtal har rotationshastigheten vid den aktuella inbromsningen beräknats till 14 428 varv per minut, och som hamnar inom det maximalt tillåtna spannet för vad propellern klarar av. Det högsta värdet är 16 000 rpm, så för att uppnå den tänkta dragkraften kommer propellern att behöva ligga nära sin maximala rotationshastighet. Vid tester kommer detta att vara viktigt att vara medveten om, skulle den kritiska hastigheten överskrids innebär det att propellern riskerar att gå sönder och därav krävs ytterligare säkerhetsåtgärder i form av exempelvis skyddsglas eller annan utrustning.

Figur 25. Aeronaut CAM Folding 9x7 propellrar

4.2.5 Testförfarande

Motorn kan bli överhettad till viss del då den överbelastas och temperaturen är därmed en kritisk parameter som behöver mätas och kontrolleras. När drönaren i verkligheten ska starta så slungas den iväg av en speciell launcher. Det sker på en tid mindre än en sekund och därför är det enligt motorleverantören möjligt att i detta ögonblick överbelasta motorn med 5 gånger större strömmatning än den är gjord för att klara utan att ta skada.

För att kunna testa och utvärdera drönarens tänkta komponenter kommer en stationär testrigg av företaget RCBenchmark att användas. Numera heter företaget Tyto Robotics, och arbetar med att producera testutrustning och plattformar som används specifikt av produktutvecklare inom området obemannade luftfarkoster. Företaget säljer både fysiska riggar, alltså plattformar där drivlinans delar monteras, samt tillhörande mjukvara som används för kalibrering av mätdatan som erhålls från testerna. Via en ansluten dator och programmet RCBenchmark GUI kan datan från testriggen samlas och presenteras för att visa hur prestandan påverkas av olika parametrar.

Testriggen erbjuder möjligheter att optimera drönare och andra farkoster genom att samla och presentera direkta mätdata som sedan kan omräknas till önskade mätparametrar som kan fås genom till exempel en kombination av de direkta parametrarna. De direkta parametrarna som kan mätas upp direkt är bland annat thrust, moment, rotationshastighet, ström och spänning. Med kända storheter på dessa värden kan datorprogrammet sedan ta fram verkningsgrader för motorn eller propeller, beroende på vad som ska studeras. Både testriggen och RCBenchmark GUI är kompatibla med borstlösa DC motorer och en drönares systemkarakteristik kan då presenteras överskådligt och med relevanta mätparametrar redovisade. För given spänningsmatning blir motorns rotationshastighet en funktion av två variabler, nämligen belastningen i form av det mekaniska momentet, och den elektriska inputsignalen. För att ta reda på motorns prestanda och verkningsgrad så ändras de två variablerna genom att antingen skicka olika signaler från mjukvaran eller genom att byta propeller.

Det praktiska tillvägagångssättet för datainsamling består av att ansluta testriggen, med monterade komponenter, till datorprogrammet RCBenchmark GUI och sedan starta upp testningen. Under pågående test kan en live-feed av mätparametrarna visas och sparas ned i form av dataceller i ett excelark. Ett test genomförs under ett visst antal sekunder, specifikt beräknas testerna kunna vara i omkring 6 sekunder, och då kan diskreta värden sparas ned för att ta fram grafer eller diagram för att presentera mätresultatet. Om exempelvis 200 dataceller sparas ned för ett test som pågår ett fåtal sekunder kan mätresultaten få hög noggrannhet och mätkurvor för icke-konstanta parametrar hos dynamiska förlopp kan göras kontinuerliga.

Mätningen avser främst att bestämma hur stor motorkraften eller dragkraften kan bli då strömmen ökas upp till, och även över, motorns kritiska värde. Flera mätparametrar kan studeras och kombineras, specifikt kan data på verkningsgrader erhållas genom att den av motorns uttagna effekt är känd. Verkningsgraden för förslagsvis thrust blir alltså kraft genom effekt, vilket säger något om hur mycket nyttig kraft som fås för en viss utnyttjad effekt. Fördelen blir att olika verkningsgrader kan mätas upp för hela drivlinan, och inte enbart den separata verkningsgraden hos de olika ingående komponenterna.

Det andra sättet att testa om drönare klarar av att landa vertikalt är att testa den i vindtunnel, för att testa hur propellern fungerar i turbulensen bakom drönaren. För att utföra testet på ett lämpligt sätt krävs det att vindtunneln kopplas till nätaggregat eller batterier som klarar av den efterfrågade mängden ström. Det är viktigt att utföra testerna med korta pauser för att motorn ska hinna svalna mellan varje försök, dessutom förhindras motorn från att ryka.

4.2.6 Säkerhet

Vid utförande av tester är det först och främst viktigt att planera för, och vidta tillräckliga säkerhetsåtgärder. Utifrån tidigare tester kan vissa uppenbara säkerhetsrisker uppstå, där framförallt propellerns höga rotationshastigheter är viktig att vara medveten om. Det som kan hända är att propellern lossnar, eller att den går sönder varefter delar flyger iväg på okontrollerade sätt. När rotationen inleds är propellerbladen inte fullt utvikta, och om utfällningen sker för hastigt finns risken att den blir så pass snabb att bladens infästning skadas eller att bladen går sönder. Om tester körs med en propeller som redan har använts i tidigare tester måste dess kvalitet och pålitlighet ifrågasättas. Det kan vara svårt att i förväg veta ifall en propeller är skadad eller deformerad, och om den sedan körs i ett nytt test kan kunskapen kring dess funktionsduglighet vara otillräcklig.

Åtgärder för att minska riskerna och öka säkerheten gällande eventuella haverier kan vara att först och främst använda komponenter där tillståndet och eventuell tidigare användning är känt. Vid montering är det viktigt att komponenterna sitter korrekt monterade, det vill säga att de delar som inte skall röra sig verkligen sitter fast, och att propeller och motor faktiskt roterar helt jämnt.

Utöver detta kan skador förebyggas genom att montera skyddande skärmar kring propellern så att delar inte skall kunna flyga iväg. Särskilt viktigt är att skydd finns i radiell riktning eftersom den uppkomna centrifugalkraften inte leder till att delar lossnar och far iväg okontrollerat. För att personerna som skall utföra tester inte skall skadas är det självfallet en god ide att själva bära lämplig skyddsutrustning, som skulle kunna innebära skyddsglasögon.

Innan riktiga tester körs, bör samtliga komponenter även provköras utan propeller monterad, detta för att som testoperatör bli säker på hur utrustningen fungerar, och för att inget oväntat skall ske då roterande delar senare är monterade.

4.2.7 Upplösning och parametriskt diagram

Vid alla vetenskapliga tester och modelleringar är det viktigt att mätdatan har en upplösning som är vald på så sätt att den med tillräcklig noggrannhet blir användbar. Det innebär i detta projekt att det måste finnas tillräcklig upplösning i uppmätta parametrar så att felmarginalen inte blir för stor. Blir mätosäkerheten för stor, det vill säga då man inte vet vilket värde man befinner sig närmast, av två olika värden, kan resultatet inte anses vara empiriskt och därmed kommer det inte heller kunna användas som beslutsgrundande.

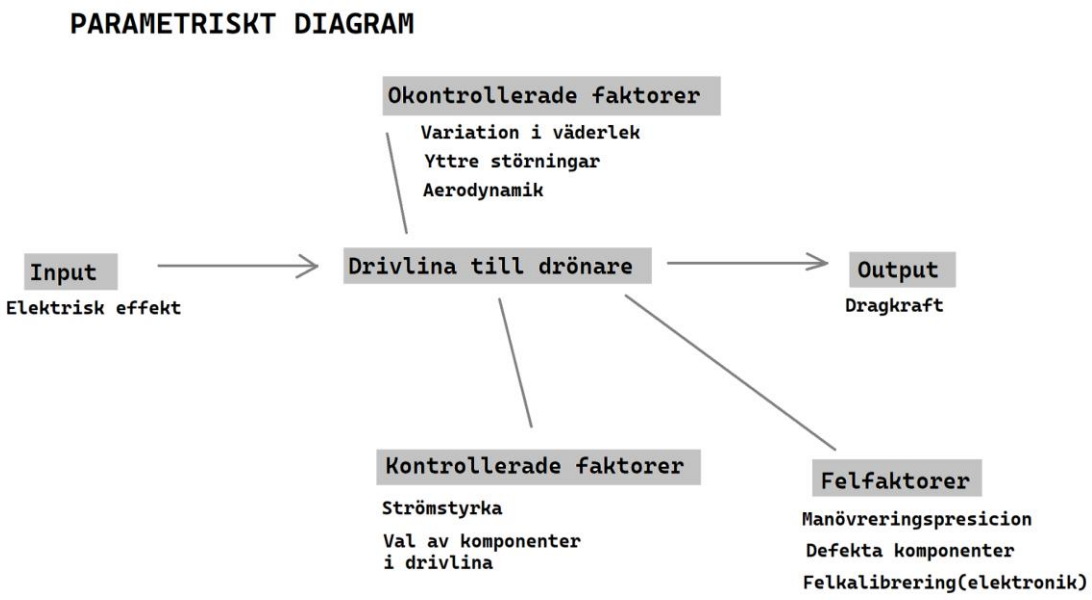
Graden av upplösning kan bestämmas genom att bestämma stegen mellan olika diskreta mätvärden. Är variablerna kontinuerligt varierande blir upplösningen i någon mening oändlig, men det är fortfarande enbart den teoretiska tolkningen av upplösning för en kontinuerlig variabel. Upplösningen vid testerna bör dessutom motsvara den hos simuleringar och framräknade värden, annars blir jämförelsen mellan teori och praktik inte rättvis. I utförda simuleringar har en kaströrelse beskrivit flyg- och landningsbanan för drönaren, vilken har presenterats tvådimensionellt, i form av en graf med diskreta värden uppdelade i ett antal steg(tidssteg).

För att ta fram ett kvantitativt mått på upplösningen i detta projekt så noteras först att hela förloppet är 6 sekunder långt, där tidsstegen är 0,08 sekunder vardera, därför fås en “upplösning” på 75. Således består simuleringen av 75 stycken mätvärden och sluthastigheterna som är av intresse är de sista värdena. Vid genomförandet av ett fysiskt test med verkliga komponenter som skall vara motsvarande förlopp bör alltså ca 75 olika mätvärden insamlas för att upplösningen skall motsvara den hos beräkningarna.

Ett parametriskt diagram är ett vanligt förekommande verktyg inom produktframtagning med olika faktorer som kan vara intressanta att presentera på ett överskådligt sätt. Nedan ses ett parametriskt diagram för den aktuella produkten och parametrarna har delats in i olika underkategorier för att få tydlig struktur. Här presenteras olika faktorer i ett sammanställt diagram för olika parametrar som är relevanta för projektet.

Input och output är två parametrar som är mer eller mindre rättframt, och kan mätas upp för att beräkna hur effektiv drönarens drivlina är och dess prestanda. Övriga faktorer som också är viktiga att förhålla sig till är det som kan kontrolleras och vad som är utom detta projekts omfattning vilket därmed blir okontrollerade faktorer. De okontrollerade faktorerna utgörs av drönarens aerodynamiska egenskaper, alltså den geometriska utformningen, samt väder och luftströmmar från andra flygfarkoster.

En felfaktor är en faktor som kan komma att inverka mycket på flygförmågan men inte förutses. Det handlar här om vem som styr drönaren och vilken manövreringsfärdighet som personen besitter. Dimensioner på motorn, fartreglaget och propellern innefattar givetvis ett flertal ytterligare parametrar vilka studeras och mäts upp i de fysiska testerna såväl som i de teoretiska beräkningarna.



Figur 26. Parametriskt diagram med uppdelning av faktorer. [17]

Parametrar som mäts upp:

Thrust (N)
Moment (Nm)
Rotationshastighet (RPM)
Spänning (Volt)
Strömstyrka (Ampere)
Vibration (g)
Vikt(kg)
Elektrisk effekt (W)

Parametrarna kan mätas upp och registreras i realtid, där de sedan kan sparas ned i 75 dataceller för ett test som pågår under 6 sekunders tid. Med datorprogrammet som tillhör testriggen kan grafer sedan tas fram som visar hur dessa parametrar varierar under testets gång. Speciellt intressant är att studera hur värdet på thrust varierar med strömstyrka.

4.2.8 Mätsystemanalys och reliabilitet

Det är viktigt att genomföra en grundlig analys av det mätsystem som ska användas för att mäta och analysera testresultatet. Felaktigheter och otillräcklig mätnoggrannhet kan minimeras om först mätsystemet optimeras och justeras innan tester genomförs. Samtliga variabler som skall studeras genom uppmätning i tester måste mätas på korrekt sätt. Ett korrekt sätt är naturligtvis högst beroende på i vilken situation mätningarna avser användas. En lämplig tillåten spridning på mätdatan bör fastställas innan mätningarna utförs, annars är det stor risk för att de resultat som erhålls vid mätning inte blir tillräckligt noggrant, alternativt att mätvärdena hamnar inom ett felaktigt spann och därmed inte heller bidrar med den information som eftersöks. [15]

För det aktuella testet kommer part-to-part att vara viktigt att ta hänsyn till. Det handlar här om olika ESCer som testas på likartat sätt och att resultatet ska bli detsamma oavsett vilken

komponent som används. Part-to-part bygger på att resultatet från mätningarna kan påverkas beroende på vilken komponent som testas, där det i detta fall innebär att olika ESCer jämförs och den komponent som klarar av att leverera det önskade resultatet slutligen återstår. För att ytterligare öka mätnoggrannheten kan samma test genomföras ett flertal gånger, vilket kallas för repetabilitet, där variansen kan uppskattas genom repeterade tester. Drönartestet kan därför utföras med samma operatör, samma komponenter och med samma kalibrering flera gånger där ett medelvärde på mätningarnas resultat tas fram. Metoden kan öka trovärdigheten för mätresultaten och eliminera eventuella misstag vid mätproceduren eftersom detta upprepas tills dess att mätvärdena har konvergerat. [15]

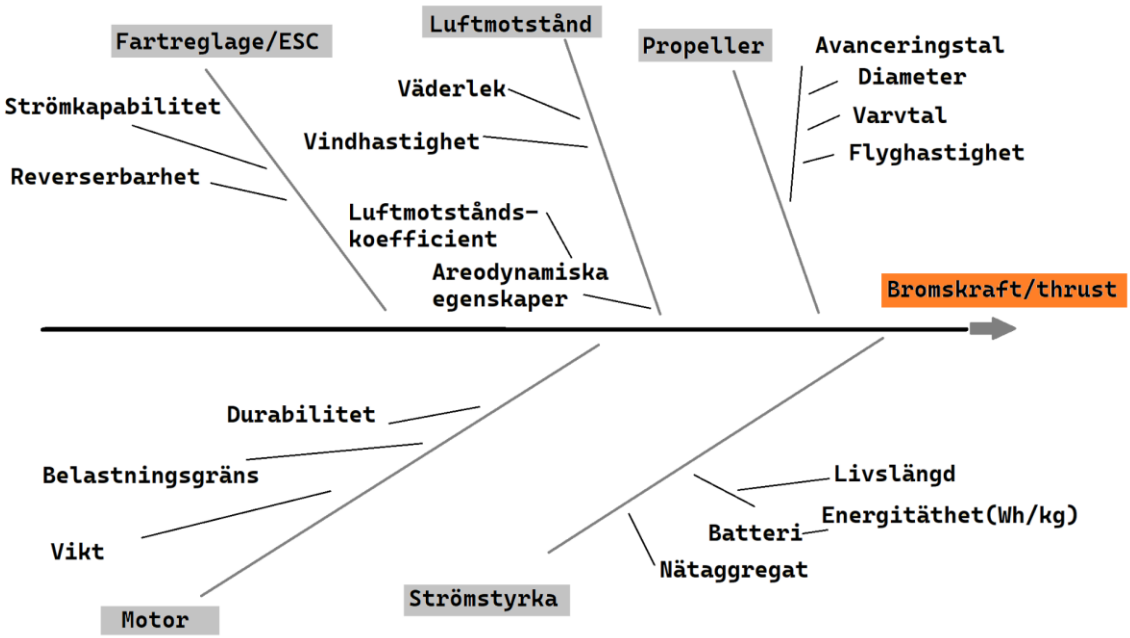
Ett test kan få bättre trovärdighet när det genomförs av olika operatörer med samma kalibrering. För att undvika den mätosäkerhet som alltid kan finnas när mänskliga operatörer sköter testet, genomförs förslagsvis testerna av två operatörer och eventuella skillnader i mätningarna sinsemellan beror på den mänskliga felkällan. Testet genomförs ett flertal gånger med ovan nämnda procedurer, så totalt är det antalet operatörer, antal faktorer samt antalet upprepade mätningar som ger det totala antalet tester som görs. I projektet är det två stycken operatörer, två ESCer, två rotationsriktningar och två stycken upprepade mätningar, där medelvärdet av de upprepade testerna är det använda värdet i mätresultatet.

Faktorerna tid och strömstyrka hålls konstanta under samtliga tester eftersom syftet är att bekräfta beräknade mätvärden då en förutbestämd tid och strömstyrka använts. Vidare gäller att rotationshastigheten är beroende av strömstyrkan som motorn matas med, så en konstant ström innebär även att rotationshastigheten blir konstant. Det som också påverkar rotationshastigheten är den valda riktningen för vilken propellern roterar, alltså kommer denna faktor att påverkas av både strömstyrka och rotationsriktningen, varav den senare parametern varieras mellan försöken.

4.2.9 Försöksplanering

Ett experiment kan, till skillnad från vanliga observationsstudier, tillåta att försökssituationen förändras genom att kontrollera och variera nivåer hos olika faktorer. Genom att kontrollerat ändra nivåerna på faktorernas värde kan deras effekter på resultatet erhållas. Faktorerna kallas oberoende variabler och responsvariabeln är beroende, vilket syftar på att responsen beror på nivåerna hos de ingångsvärden som används. Faktorerna har olika stora effekter på responsen, och nivåförändringar gör att olika faktorers effekter tydliggörs och därmed kan även olika faktorer har olika signifikans. Inom statistiken är signifikans ett begrepp som beskriver hur ett mätvärde förhåller sig till ett hypotetiskt värde, avviker det så dras slutsatsen att en förändring inte beror på statistisk osäkerhet. Stor signifikans betyder alltså att en viss faktor har väsentlig betydelse för responsen, och dess nivå har stor påverkan. [18]

Ett vanligt verktyg där ett problem skall undersökas och analyseras är ett fiskbensdiagram. Responsvariabeln antas variera med ett antal faktorer, och fiskbensdiagrammet används för att tydliggöra huvudorsakerna till denna variation, vilka också har sina egna påverkande faktorer. Responsvariabeln utgör grunden i diagrammet, och huvudorsakerna blir linjer som dras till responslinjen, och faktorer som påverkar huvudorsakerna dras till dessa.



Figur 27. Fiskbensdiagram med faktorer som påverkar bromsförmågan. [17]

Ett mycket enkelt sätt att utföra ett faktorförsök är att stegvis göra mätningar med en faktor i taget vilket är en vanlig vetenskaplig metod vid faktorförsök. Nackdelen är att samspel mellan faktorerna inte kan studeras, vilket beror på att en faktor i taget varieras där de övriga faktorerna hålls konstanta. I fallet där samspelet mellan olika faktorer är intressant används två-nivåers försök. Faktorerna testas för två tydligt skilda nivåer, antingen har en kvantitativ eller en kvalitativ nivåskillnad införts. Faktorerna är K stycken, och vid två-nivåers försök blir antalet tester n stycken, där $n = 2^k$. [14]

Faktorerna numreras och summan blir variabeln x, där en enskild faktor kan benämnas x_i, med i mellan 1-4 då faktorerna är fyra till antalet. Hur relationen mellan input, output och felkällor ser ut kan beskrivas en formel, där x är faktorer, y är respons och z är felkällor:

$$y = f(x) + z$$

***Figur 28. Testet kan utföras som ett faktorförsök, här visat i ett enkelt processdiagram.* [17]**

Testets ingående faktorer som kan varieras är strömstyrka, rotationsriktning, tid, och komponent (ESC modell). Faktorerna utgör testets input, och output blir responsvariabeln, som här blir dragkraften från propellern, som mäts i enheten Newton. Ett försök där k stycken faktorer skall varieras, med x stycken nivåer ger ett fullständigt faktorförsök. Här är k = x = 2, eftersom strömstyrka och tid inte varieras, och två olika ESCer testas för två rotationsriktningar. Försöket blir totalt k^x = 4 stycken försök då enbart val av ESC och rotationsriktningen varieras. För att uppnå målet med försöket är detta fullt tillräckligt, då testerna skall visa ifall komponenterna åstadkommer ett visst responsvärde eller ej.

När försöksplanen sätts upp för projektets tester där samspelseffekter också är av intresse utgör samspelen en ytterligare kolumn. Faktor A och B är ESC-modell respektive rotationsriktning, faktor C är tid och D betecknar strömstyrka. Förutsatt att både faktor C och D är konstanta värden, och att samspelseffekten för A och B är av intresse, blir försöksplanen en tabell enligt följande:

Försök nr.	Faktor A	Faktor B	Faktor C	Faktor D	Samspel (AB)	Respons (Y)
1	-	-	+	+	(-)*(-)= +	y_ 1
2	+	-	+	+	(+)*(-)= -	y_ 2
3	-	+	+	+	(-)*(+)= -	y_ 3
4	+	+	+	+	(+)*(+)= +	y_ 4

Tabell 1. Försöksplanering med faktorer, respons och samspel.

Det primära syftet är inte att få svar på vilka faktorer som har stor eller liten inverkan, dock kan vissa samspel vara av intresse att studera. En samspelseffekt är den effekt som fås då två faktorer ställs på exempelvis höga nivåer som gör att de tillsammans ger stor effekt. För att ge bästa möjliga kraft kanske det krävs att en faktor har en nivå *samtidigt* som en annan faktor har en viss nivå, men om nivån förändras hos en av dem kan endast huvudeffekter mätas upp. Om nu två olika nivåer används för faktorerna, kan en nivå betecknas med (+), och den andra nivån som (-). En produkt kan nu beräknas som (+)*(-) = -, (-)*(+) = -, (+)*(+) = + eller (-)*(-) = + för de olika samspelen, där två nivåer varieras för två faktorer. För ett 2^2 försök kommer samspelen att bidra med ytterligare effekter, utöver varje faktors enskilda huvudeffekter.

Samspelseffekterna L_i, (i = AB, AC, BC…) kan räknas ut genom att beräkna medelvärdet av y-värdena med samma tecken på samspelsprodukten. Exempelvis blir samspelseffekten L_{AB}:

$$L_{AB} = \frac{(y_1 + y_4)}{2} - \frac{(y_2 + y_3)}{2}$$

När faktorförsök med flera faktorer än i tabellen ovan, sker uträkningen helt analogt under förutsättning att det handlar om *fullständiga* försök. För testet i fråga är det mest intressanta resultatet det som fås då faktor B är inställd på motrotation (-), för varje ESC. Responsvärdena som motsvarar detta i försöket ovan är y_1 samt y_3, och dessa värden är den uppmätta storleken på bromskraften för båda fartreglagen, i form av dragkraft. [18]

5. Diskussion

5.1 Resultatdiskussion

Projektet har tagit fram ny kunskap kring hur en större bromsverkan kan uppnås genom att använda större och kraftfullare komponenter i drivlinan. Först gjordes beräkningar gällande dragkrafter och hastigheter, utgående från att dragkraften som krävs för bromsning ställer ett antal krav på komponenternas strömtålighet. Bromsande drift innebär att motorn behöver driva propellern i motrotation, något som kräver en större mängd tillförd ström för att erhålla motsvarande storlek på dragkraft som vid medrotation, mer konkret blir dragkraften som bäst 50 % av den som fås vid medrotation.

Flera olika scenarier har använts vid simuleringar för att visa hur luftmotståndet påverkar hastigheten hos drönaren. I ett scenario där det är totalt vindstilla och där drönaren approximeras som en punktmassa utan luftmotstånd blir bromskraften något högre än ett fall då även luftmotståndet beaktats, vilket beror på att luftmotståndet skapar en dragkraft på drönaren som vid en inbromsning hjälper till att minska hastigheten. Anledningen till detta är att drönaren istället har två bromsande krafter som är riktade åt samma håll, en från luftmotståndet och en från propellern. Typiskt är att luftmotståndets dragkraft är oönskad, och formen på drönaren har därför optimerats i syfte att all bromsande dragkraft skall minimeras. Vid inbromsning är luftmotståndet istället till fördel, även om dess påverkan på hastigheten är liten i förhållande till den mekaniskt uppkomna dragkraften från propellern.

Om luftmotståndet utgör en större del av bromskraften har det utöver hastighetssänkningen, även en inverkan på flygtiden för landningsförloppet. Eftersom sluthastigheten minskar, betyder det att flygtiden istället ökar, detta eftersom hastigheten också minskar under hela landningsförloppet. Resultatet från simuleringar har gett en ökning av flygtiden på ca 2,5 sekunder för samma sluthastighet, då luftmotståndet har tagits med, och denna parameter är viktig då slitaget på motor, ESC och propeller beror på tiden för inbromsningen under inskränkningen att en eller flera drivkomponenter då körs över dess maximala kapacitet.

För att drönaren skall kunna landa utan att skadas behöver den ha tillräckligt låg sluthastighet, och i det fall där allt luftmotstånd fullständigt försummas sker detta då drönaren bromsas av en dragkraft på 12 N med konstant verkan. Om en motor-ESC-propeller kombination skall klara av att leverera denna kraft behöver först och främst dragkraften relateras till strömstyrkor och effekter för motorn. Då motorn ska styras av en ESC behöver den klara av samma strömmatning för att inte gå sönder eller slitas ut i förtid.

Effekten hos motorn som krävs beräknas som ström multiplicerad med spänning, där batteriet i fråga är på 14 V. För att uppnå en dragkraft på 12 N (1,2 kg * 9,81, där dragkraften kan uttryckas i enhet gram, här 1200g) skulle det därmed krävas 1200 / 14 = 85 Ampere. Motorn är specificerad till att klara av maximalt 48 Ampere, men på grund av att beräknad bromstid är begränsad till 6 sekunder kan motorn överbelastas utöver detta värde utan att gå sönder. Enligt motortillverkaren kan motorn utstå stora överbelastningar under korta tider, vilket har att göra med startförlopp där kraftiga, kortvariga accelerationer också är nödvändiga.

Innan prestandan hos komponenterna kan verifieras med hjälp av fysiska tester måste testförfarandet planeras, där mätresultaten och analysen studeras och struktureras. I arbetet har detta resulterat i en förstudie kring tester, vilken kan användas i samband med tester. Risker och felkällor vid utförande har behandlats, där viktiga säkerhetsåtgärder listas och motiveras.

Vidare har ett lämpligt förslag på försöksplanering presenterats, med exempel på särskilt intressanta faktorer och hur dragkrafter påverkas i olika grad av faktorerna. Ett samband mellan strömstyrka och dragkraft är i fokus för mätningar under tester, där ett konkret önskvärt mätvärde på dragkraft är förutbestämt av de tidigare utförda beräkningarna.

5.2 Felkällor

Det finns flera faktorer som kan påverka resultatet och leda till felaktiga resultat. Felkällor kan spela stor roll för det slutliga resultatet och är således viktiga att ta hänsyn till. Om ett mätresultat har en viss variation bör det vara klarställt varifrån variationen uppstått, annars kan den typ av mätosäkerhet utgöra en felkälla. Andra felkällor kan vara redskap i form av hård- och mjukvara som är defekta eller felaktigt kalibrerade och innan testerna görs måste detta kontrolleras för att felkällorna ska kunna minimeras.

Testernas huvudsakliga funktion är att verifiera huruvida de teoretiska beräkningarna och simuleringarna överensstämmer med komponenternas verkliga prestanda. Därmed blir tolkningen av mätresultaten från testerna någorlunda rättframt under förutsättningen att eventuellt uppkomna felkällor minimeras. Det är även viktigt att beakta upplösning hos mätdatan eftersom detta avgör hur noggrant resultatet blir. Är upplösningen alltför låg och inte heller motsvarande den hos den teoretiskt beräknade datan kommer mätresultatet inte vara användbart.

En kontinuerligt varierande parameter som exempelvis flyghastigheten måste kunna beräknas noggrant, vilket i sin tur också ställer krav på motsvarande hög upplösning på uppmätt dragkraft. Om de initiala beräkningarna har en alltför låg upplösning kan därför detta orsaka kaskadfel som kan ha avgörande konsekvenser för det slutliga mätresultatet vid motortesterna.

Det är även relevant att nämna att miljö- eller väderförhållande liksom temperatur och vind påverkar drönarens prestanda vilket inte har studerats vid framtagning av mätresultat. Det finns risk för felaktigheter vid manövrering på inkorrekta sätt och även då mätresultatet registreras på ett felaktigt sätt. Det är viktigt att komponenterna är rätt monterade och att drönaren är fri från skador så att resultatet blir mer trovärdigt och verklighetstroget. Att identifiera och hantera felkällor vid testerna leder till mer tillförlitliga resultat, vilket är fundamentalt om mätresultaten ska ligga till grund för beslut vid slutlig konstruktion.

5.3 Rekommendationer på vidare arbete

Det praktiska genomförandet av testerna blir ett naturligt förslag på vidare arbete med konceptutvecklingen. Ett framtida arbete som tar vid där detta projekt avslutas kan förslagsvis utnyttja förstudien för tester, och med hjälp av denna utföra testerna med de komponenter som det här arbetet har räknat fram som lämpliga. Faktorer som kan varieras är uppställda i en tabell med tillhörande responsvariabel i form av dragkraft. Med arbetets diskussioner kring praktiska utföranden och riskaspekter såväl som mätsystemanalyser är det möjligt att utföra tester på ett systematiskt och säkert sätt.

6. Slutsats

6.1 Besvarande av frågeställningar

- Hur kan ballistiska landningar av drönare med fasta vingar möjliggöras genom lämplig dimensionering av komponenter i drivlinan?

  Ballistiska landningar av drönare med fasta vingar möjliggörs genom lämplig dimensionering av komponenter i drivlinan på flera olika sätt, till exempel:
  Genom lämplig val av propellerns storlek och typ. Det är viktigt att välja propellrar med rätt diameter och stigning eftersom de hjälper drönaren att få tillräckligt med lyftkraft för att i sin tur kunna landa ballistiskt utan att ta skada. För att propellrarna ska klara av höga rotationshastigheter under landningen behöver de även vara tillräckligt starka.

  När det gäller valet av ESC är det viktigt att beakta drönarens prestanda och krav. ESCs kapacitet ska vara tillräcklig för att kunna hantera mängden ström som krävs under landningen av drönaren. Samtidigt bör den vara av hög kvalitet för att vara pålitlig och fungera på ett korrekt sätt. ESCen ska också vara kompatibel med den valda motorn, samt även kunna reglera rotationsriktningen under drift. På så sätt har drönaren kontroll över motorfunktionen vilket leder till ballistiska landningar med hög säkerhet och precision.

  Vid valet av batteri är det också viktigt att ta hänsyn till drönarens krav och prestanda. Genom att välja ett lämpligt batteri med rätt kombination av strömstyrka, effekt och spänning kan drönaren få tillräckligt med kraft och energi för att genomföra den ballistiska landningen på ett säkert och kontrollerat sätt. Eftersom drönarens vikt är beroende av komponentval, är det önskvärt att dessutom välja ett batteri med hög specifik energi, eller energitäthet, så att batteriet inte bidrar till onödigt stor massa.

  Motorn bör, utöver att kunna leverera dragkraft, motsvarande den som krävs för att uppnå tillräcklig retardation, samtidigt kunna utstå termiska påfrestningar som uppstår i samband med hög belastning, om än under kort tid. Det är viktigt att välja en lämplig motor som passar drönarens design och vikt, tunga motorer påverkar manövreringen av drönaren och därefter försämras förmågan att utföra en kontrollerad landning.

- Vilka komponenter behöver uppgraderas i drivlinan för att bromskraften skall bli tillräcklig för ballistisk landning, och hur skall dessa dimensioneras?

  För att drivlinans komponenter ska fungera behöver deras individuella kapacitet vara tillräcklig för att de ska klara av belastningen som de upplever då de bromsar drönaren med 12 Newtons dragkraft, vilket ska ske vid motrotation. Enligt specifikationer och jämförelse mot beräknade storheter kommer enbart fartreglaget att behöva uppgraderas för att klara av strömförsörjningen. Övriga komponenter i den befintliga drivlinan beräknas kunna klara av uppgiften utan att de riskerar att gå sönder eller skadas vid drift.

- Vilka parametrar skall mätas upp vid tester avsedda för att mäta dragkrafter?

  De parametrar som *kan* mätas är fler än vad som är *nödvändigt* att mäta då målet enbart är att kunna mäta dragkraft, även om exempelvis frekvenser på uppkomna vibrationer kan vara relevant att studera för att få information om hur förband påverkas. Variation av fartreglage, strömstyrka, rotationsriktning samt rotationshastighet påverkar responsen direkt, och är därmed extra intressant att mäta, vilket gäller då propeller och tid inte varieras.

- Hur bör det till testerna hörande mätsystemet och försöksplanering vara utformade så att relevanta storheter kan mätas upp och utvärderas?

  Innan dragkrafter mäts genom tester behöver mätsystemet analyseras så att korrekt mätdata kan inhämtas. Upplösningen bör helst vara i motsvarande storleksordning som teoretiskt beräknad data så att tester och teori kan ställas mot varandra i jämförande sammanhang. Flera potentiella felkällor och störfaktorer kan uppstå om mätsystemet är felaktigt utformat med okalibrerad mätutrustning med stor mätosäkerhet som följd.

  När de intressanta parametrarnas effekt på responsen studeras behöver en lämplig försöksplan upprättas där faktorerna varieras, förslagsvis en i taget. Med hjälp av formler för kombinerade effekter kan samspelseffekter även tas fram, något som kan ge information om vilka faktorer som har olika stor påverkan på responsen beroende på hur de är inställda sinsemellan.

6.2 Sammanfattning

Projektet har tagit fram ny kunskap kring hur en större bromsverkan kan uppnås genom att använda större och kraftfullare komponenter i drivlinan. Först utfördes iterativa beräkningar för att få en teoretisk uppfattning om hur storleken på dragkraft påverkar retardation och inbromsningstid.

Framtagna tvådimensionella simuleringar har gett en förenklad systemkarakteristik som används för att visualisera beräknade förlopp och rörelsebanor i luften. Flera olika scenarier har använts vid simuleringar för att visa hur luftmotståndet påverkar hastigheten hos drönaren. Resultatet är att drivlinan kommer att behöva utveckla minst 12 N dragkraft, utöver enbart luftmotståndets bromskraft, vilket skall ske vid reverserad rotationsriktning.

Innan prestandan hos komponenterna kan verifieras med hjälp av fysiska tester måste testförfarandet planeras för, där mätresultaten och analysen studeras och struktureras. I arbetet har detta resulterat i en förstudie, vars syfte är att strukturera upp framtida tester. Vidare har ett lämpligt förslag på försöksplanering presenterats, med särskilt intressanta faktorer och hur dragkrafter påverkas av dessa i olika stor utsträckning. Ett samband mellan strömstyrka och

dragkraft är i fokus för mätningar under testerna, där ett konkret önskvärt mätvärde på dragkraft är förutbestämt av de tidigare utförda beräkningarna.

Ett framtida arbete som tar vid där detta projekt avslutas kan förslagsvis utnyttja förstudien, och med hjälp av den utföra testerna med de komponenter som det här arbetet har räknat fram som lämpliga. Med arbetets diskussioner kring praktiska utföranden såväl som analyser av mätsystem är det möjligt att utföra tester på ett systematiskt och kontrollerat sätt.

Referenslista

[1] Wikipedia. (2023). *Unmanned aerial vehicle*. https://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle

[2] Mynewsdesk. (2021). *Huvudkategorierna av Drönare och Sina Fördelar och Nackdelar.* https://www.mynewsdesk.com/se/leksakergallerian-punkt-se/blog_posts/droenare-3-huvudkategorierna-av-droenare-och-sina-foerdelar-och-nackdelar-100395

[3] Kennedy Martinez. (2022). *Types of Drones : Explore the Different Types of Professional Drones.* https://www.dronethusiast.com/types-of-drones/

[4] Polisen. (2021). *Lagar och regler/trafik och fordon/drönare.* https://polisen.se/lagar-och-regler/trafik-och-fordon/dronare/

[5] Drone info. (2023). *Så fungerar drönaren och dess funktioner- allmän kunskap om drönare.* https://www.droneinfo.fi/sv/studiematerial/sa-fungerar-dronaren-och-dess-funktioner-allman-kunskap-om-dronare

[6] Aranki, J., Sipilä, H., Sundström, G.(2001). *Propellerteori*. (Kungliga Tekniska Högskolan). http://flygmac7.flyg.kth.se/cdio/old_projects/sap/design/reports/subtask_4.pdf

[7] Wikipedia. (2023). *Skjutande propeller.* *https://sv.wikipedia.org/wiki/Skjutande_propeller*

[8] Wikipedia. (2023). *Borstlös likströmsmotor.*. https://sv.wikipedia.org/wiki/Borstl%C3%B6s_likstr%C3%B6msmotor

[9] Wikipedia. (2023). *Electronic speed control.* https://en.wikipedia.org/wiki/Electronic_speed_control

[10] Wikipedia.(2023). *Dynamic braking.* https://en.wikipedia.org/wiki/Dynamic_braking

[11] Zumbax.(2023). *Performance comparison technology.* *https://kb.zubax.com/display/MAINKB/Performance+comparison+technology*

[12] Pettersson, E. (2020). *Design of a drone system for maritime search and rescue missions*. (Kungliga Tekniska Högskolan, kth.se). http://kth.diva-portal.org/smash/get/diva2:1528155/FULLTEXT01.pdf

[13] Holmquist, D. (2022). *Utvärdering av bromskraft hos räddningsdrönare med mål att vertikallanda.* (Chalmers University of Technology, Chalmers.se). *https://odr.chalmers.se/server/api/core/bitstreams/f1e2f5a8-f903-4d9e-89e6-790ba0eaeafc/content*

[14] Andersson, T., Nilsson, T. (2018). *Undersökning av värmelaster med två-nivåers faktorförsök.* (Tekniska Högskolan i Jönköping, ju.se). http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1222004/FULLTEXT01.pdf

[15] Cox, I., Gaudard, M., Ramsey, P., Stephens, M., Wright, L. (2016). *Visual Six Sigma 2e – Making Data Analysis Lean. (John Wiley sons inc.).* *https://mail-attachment.googleusercontent.com/attachment/u/0/?ui=2&ik=df850a7032&attid=0.1&permmsgid=msg-f:1760616094156961022&th=186ef7026e0fb4fe&view=att&disp=inline&saddbat=ANGjdJ9CNLrrkfOgK8VRHG3M9LjF-SDf1gHc2_1nPnsP315tjjfauA0mDFNkEvjsvaRSU7T4UYA1vaYVJCMr5d26bUZTwDV3VT-Un_AYGhLsOCrP-rWwfwFmoSEr32sCSYeVJ78xomF8tIDS1BQB7uZjM0WJ7sY_16eygPkAoLng9rDiH-d9KFA96opPz7EsjFx5ed2edcXtQ5Gqr2soGp9E0YI0T0cibysmH-E9V8BS1OUl_S0TNgcpylR9ilBuCYcXTTm_-akIFOs23E-mjhU_1SYzEZzIFk2Y7IBbWVPpYT4xAB2LeOTopyQYbvfADgzcGv9G--8pXCqzK6o9mpNnGRMg30f3HnE7XpRyyW-3RbQ9cotgVayDa4ItH3iHdsb_RcbnXenS2xtLODmbTo4tArqm_jyWvR_L7AarqorpNsnUePVsjLjTiwOVUtQPLmkgrHA5E4ddcIDsNUo3ytP7ZZ4YG80GgJsGCt9e2GsneWsnl4nuGXIOvBe9HtaWSbM5ubx8haynRy-0qd0oylmB-F_b2jrzRpV1JIPQHqY2y5zodJ_dMMuxSrwOjloul5AB0KK19lqZoWW1WBB4jlsFO4nnvCQ7_HiLI46E4I5F6pNZFRoN4P8C5Q3PG7VKsNxhTitutDhbM2TObqBJHqlvkAyLjctHyZDhqOSLX_F5zFWS1IQ6oQDKDliKdNHbWIH690q3R1TOTjpkRsFmfK6SkeuUBCqgt6oXOwrto0ECHYqZzE3aGdYoPJyszA5RfT4rOny8Xve4ZknzyTUCmhpNzybOdLcIJsCJp1GJVLN9RWqaq6vjNWkoU2tcv-1cJCGYPKnc_lhyTp4Ce1WeTFzxjeehgcMCRoCQHclky-Fk8hzecKByiQ3BtB6vTvIsigRjw4bN5LmLG9hT5NcGQWx6a1FeG9N6N-Ccy3pfuTqFPcTY4GaLutx9Hz1ezIFZ7aZHJa56Hct8dGbOQfeFqcqchP9d0NehRMxtqzIc33Xp4iQcNc14g55UTRct2VY*

[16] Magnusson, M., Sönniksen, R. (2021). *Optimering Av Drivlina För Drönare Avsedd För Effektiv Sjöräddning.* (Chalmers University of Technology, Chalmers.se). https://mail-attachment.googleusercontent.com/attachment/u/0/?ui=2&ik=df850a7032&attid=0.1&permmsgid=msg-f:1750999251381037755&th=184ccc8abc8aaabb&view=att&disp=inline&saddbat=ANGjdJ9iDHaMUlN7fcdZx5ZaFCUCqFzTzaKRRc8eC1usVzBGU9GgRvJYRnlTdCYIyTGjWaiEZyQLVbjNgMeebcPTqippHq2H1WqFBsco_zJJHASnjqqZVWZKVchZc09JFaYPustHatWSlhRarbievwJxA-wWII-dG_IoUEaO5MlVOV0X9PXRaAcTsu7kRTRGGOFL3KzmqEBF26acO0mzzxszkQcItlmMvPArnjlbXffNm9LJ6aGmR7tC3kj-zo19EkIKv3JN-_nX0DMgOt8W6gdFGvmVXLms_unKSaDCPZSDgUzEf0DEkt80OScMnIsSsEf1TMsR4OdqW7NVhTz8a4-RflW6Mtd-uVlNLaWi2xPayEFveNlg_9R46SNLGDVy31L5Pn36nYMpVmYn7upGmfefyyXnEFVuncGFwC5aSWTw-JB1XEw8ZAOXO708wTVnG9j6t6yZvBnIHY2LSjWQ4VgsdbZqt6EBAW5Ek8vJZbSen3kgq-KSrBH431ajfQx58mgVX6qBykQoFcN_qymsLk7D1QKgBk6Z1s7cophkWaMq_DzY73h502YqrZWNawVHyEybKddWARzsR7zNpGAZVNBgnEgsFwzfn4BNwlSo7dMGOr0GRbYUbZR5AKaWAjKwR8A5FhjwCq083zCMMFsL6hFmVbg9koPPlct-0Pq0InNfDEVwK6fd9cBH3TauMocNZho8wUW1klxs3TQJLUBpWntbGEJ1uz2Uc7AGi5NPpyLN

zSjrUOgynfd6WDG6Isu2hx0kB0dWml2YWIIVBusi_Fj9mmhYgHpAXtECOVrG7oEfQ1EOuN07WsoTwn4AnbPTKTNNyD0xffk2P3i1LeVmNb8r2-C0zg0iiEdvgv0sueMV7jTx3BKi_WAbF_YaXlmF4k2Vjv7NamIUlXC-a_-iLBB_yqBt0eNLbBvLN9Kam5NM6BzmwnzkIP3sACgMvo2oBtt1PxghaHCem4J0jTKYvMVR3dSr5mhHlkp3uaP3swMQQWHQ1kYp-qzyPtfSBAI

[17] Författarnas egna figurer.

[18] Blomqvist, U. (2017). *Försöksplanering-faktorförsök* (upplaga 1:1). Studentlitteratur.

[19] Mejznik, T. (2020), *Static thrust calculator.* https://onedrive.live.com/edit.aspx?resid=967C6D7E0E3EF5E3!539&ithint=file%2cxlsx&ct=1682431964077&wdOrigin=OFFICECOM-WEB.START.EDGEWORTH&wdPreviousSessionSrc=HarmonyWeb&wdPreviousSession=75d774fe-36be-4a3e-9a78-ad52fbab0b45

[20] IFlight. (2023,11 April). *Motorkaraktäristik och data.* https://www.drone-fpv-racer.com/en/iflight-xing-unibell-28065-1300kv-race-motor-5445.html

[21] The engineering toolbox. (2023). *Drag Coefficient*. https://www.engineeringtoolbox.com/drag-coefficient-d_627.html

Bilagor

Aktivitet / Vecka	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
Uppstart och formulering av arbetets syfte och mål								Tentamen											Tentamen
Bakgrundsinformation och teoretisk beräkning								Tentamen											Tentamen
Resultatanalys och utvärdering								Tentamen											Tentamen
Rapportskrivning								Tentamen											Tentamen
Muntlig presentation (förberedelse)								Tentamen											Tentamen
Muntlig presentation (genomförande)								Tentamen											Tentamen

Bilaga 1. Gantt-schema

Institutionen för industri- och materialvetenskap
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2023
www.chalmers.se