



CHALMERS



Utveckling av UAS för atmosfäriska partikelmätningar

Från konceptgenerering till fälttestad prototyp

Kandidatarbete vid institutionen för Mekanik och Maritima vetenskaper

Oscar Aurbakken

Simon Berg

Ludvig Broberg

Albin Hoberg

Abdi Maxamed Ahmed

David Tinnert

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2026

www.chalmers.se

KANDIDATARBETE INOM MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

Utveckling av UAS för atmosfäriska partikelmätningar

Från konceptgenerering till fälttestad prototyp

Oscar Aurbakken
Simon Berg
Ludvig Broberg
Albin Hoberg
Abdi Maxamed Ahmed
David Tinnert



CHALMERS

Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Avdelningen för *Strömningslära*
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg 2026

Utveckling av UAS för atmosfäriska partikelmätningar
Från konceptgenerering till fälttestad prototyp
Oscar Aurbakken
Simon Berg
Ludvig Broberg
Albin Hoberg
Abdi Maxamed Ahmed
David Tinnert

© Oscar Aurbakken, Simon Berg, Ludvig Broberg,
Albin Hoberg, Abdi Maxamed Ahmed, David Tinnert, 2026.

Handledare: Patxi Rodriguez Acero, Institutionen för Mekanik och Maritima vetenskaper
Examinator: Valery Chernoray, Institutionen för Mekanik och Maritima vetenskaper

Kandidatarbete 2026
Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Chalmers Tekniska Högskola
SE-412 96 Göteborg
Telefon +46 31 772 1000

Omslagsbild: Prototyp monterad på testrigg i vindtunnel

Typsatt i L^AT_EX
Göteborg 2026

Utveckling av UAS för atmosfäriska partikelmätningar
Från konceptgenerering till fälttestad prototyp
Oscar Aurbakken, Simon Berg, Ludvig Broberg,
Albin Hoberg, Abdi Maxamed Ahmed, David Tinnert
Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Avdelningen för Strömninglära
Chalmers Tekniska Högskola

Abstract

At Chalmers University of Technology there are several ongoing numeric research projects about atmospheric particles. These projects require empirical data to validate their theoretical models. For this reason, a project to design, build, and test a flying probe that would be able to perform these measurements was carried out. The project started with an extensive concept study where a number of possible solutions were put against the requirements of the project. From this concept study the decision was made to design a fixed-wing drone, and two RC-plane bodies were acquired. In collaboration with another project, access was given to a POPS-unit and one of the bodies was chosen for integration. The body was modified with, among other minor changes, landing gear and a specially designed hood that enclosed and protected the measuring module. The project was concluded with the resulting prototype being wired up for radio control and sent up on two test flights, where its performance was very promising.

Sammandrag

På Chalmers Tekniska Högskola finns det flera pågående numeriska forskningsprojekt om atmosfäriska partiklar. Dessa projekt kräver empirisk mätdata för att validera sina teoretiska modeller. Därför genomfördes ett projekt för att designa, bygga och testa en flygande sond som skall kunna utföra dessa mätningar. Projektet inleddes med en omfattande konceptstudie där ett antal möjliga lösningar fick ställas mot projektets krav. Från konceptstudien beslutades det att designa en fixed-wing drönare och två stycken hobbyflygplanskroppar införskaffades. I ett samarbete med ett annat forskningsprojekt gavs tillgång till en POPS-partikelmätare och en av flygkropparna valdes ut för integration av utrustningen. Flygkroppen modifierades med bland annat landningsställ och en specialdesignad kåpa som inneslöt och skyddade mätmodulen. Projektet avslutades med att den resulterande prototypen kopplades upp för radiostyrning och fick genomgå två testflygningar där den presterade mycket lovande.

Nyckelord: Unmanned Aerial System (UAS), Unmanned Aerial Vehicle (UAV), drönare, klimat, aerosol, partiklar, partikelmätning, prototyp, aerodynamik, flygplan.

Förord

Detta kandidatarbete har genomförts under vårterminen 2026 på Chalmers Tekniska Högskola vid Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper. Rapporten redogör för ett kandidatarbete utfört av en grupp om sex studenter från civilingenjörsprogrammen i Automation och Mekanik, Maskinteknik och Teknisk Fysik på Chalmers tekniska högskola.

Författarnas tack

Projektgruppen vill uttrycka en stor tacksamhet till alla som har bidragit med stöd och expertis under projektets gång. Ett särskilt tack riktas till vår examinator Valery Chernoray samt vår handledare Patxi Rodriguez Acero vid institutionen för mekanik och maritima vetenskaper för deras värdefulla vägledning och tekniska stöttning genom hela arbetet. Vi vill även framföra ett tack till Emil Ellénus som agerade testpilot under våra flygningar vid Vingtippen, samt till Faustine Mascout och Victor Widéen för att vi fick möjligheten att använda deras POPS-modul i projektet. Vi vill även tacka Laboratory of Fluids and Thermal Science för tillgången till deras vindtunnel, vilket var en förutsättning för att kunna verifiera vårt koncept inför de faktiska testflygningarna.

Albin Hoberg, Abdi Maxamed Ahmed, David Tinnert, Ludvig Broberg, Oscar Aurbakken, Simon Berg, Göteborg, Maj, 2026

Akronymer och initialförkortningar

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

BEC	Battery Eliminator Circuit
CAD	Computer Aided Design
EPO	Expanded Polyolefin
ESC	Electronic Speed Controller
FPV	First Person View
GNSS	Global Navigaton Satellite System
MAC	Mean Aerodynamic Cord
POPS	Portable Optical Particle Spectrometer
UAS	Unmanned Aerial System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

Nomenklatur

Nedan är en sammanställning av de symboler, parametrar och variabler som har använts genom hela denna avhandlingen, listade i alfabetisk ordning:

Parameters

AR	Sidoförhållande, Aspect Ratio
b	Spännvidden [m]
e	Spanneffektivitetsfaktor
g	Tyngdaccelerationen [m/s^2]
M	Molmassa [kg/mol]
M_∞	Machtalet
p_0	Standardtryck vid havsnivå [Pa]
R	Allmänna gaskonstanten [$J/(mol \cdot K)$]
x_i	Avstånd till referenspunkten [m]
μ	Dynamisk viskositet [$Pa \cdot s$]

Variables

A_W	Karakteristiska referensarean [m^2]
C_D	Motståndskoefficienten
C_L	Lyftkoefficienten
C_P	Parasitmotstånd [N]
E_{bat}	Energien levererat av systemet [J]
E_{driv}	Tillfört arbete till systemet [J]
F_D	Luftmotståndskraft [N]
F_L	Lyftkraft [N]
F_R	Totala aerodynamiska kraften [N]

F_T	Dragkraft [N]
h	Höjd över havet [m]
L	Längd [m]
m	Massa [kg]
p	Lufttryck [Pa]
p_∞	Friströmstrycket [Pa]
Re	Reynoldstal
S	Sträcka [m]
T	Temperatur [K]
V	Strömningshastighet [m/s]
V_∞	Friströmshastigheten [m/s]
x_{CG}	Tyngdpunktens läge [m]
α	Anfallsvinkel [°]
γ	Stigningsvinkel [°]
η	Verkningsgrad
θ	Vinkelavvikelse [°]
ρ	Densitet [kg/m^3]

ORDLISTA

Detta är en ordlista som förklarar svenska och engelska begrepp som används i avhandlingen, listade i alfabetisk ordning:

Aerosol	Ett system av finfördelade fasta eller flytande partiklar i en gas, exempelvis luften i atmosfären.
Backlight imaging	En bildteknik där man lyser bakom ett objekt så att det syns som en mörk siluett mot en ljus bakgrund.
Battery Eliminator Circuit	Krets som avdelar och spänningsreglerar ström från en krets krets för att mata en annan krets med längre spänningskrav, så att den inte behöver ett separat batteri.
CCD-sensor	En bildsensor som omvandlar ljus till elektriska signaler för att skapa digitala bilder.
Electronic Speed Controller	Krets som hanterar och levererar ström och spänning till en motor i enlighet med en styrsignal som den får.
Expanded Polyolefin	En relativt robust och lättviktig plast som ofta används för RC-plan.
Fixed-wing	Luftfartyg med fasta vingar som rör sig framåt för att skapa lyftkraft.
Friström	Den ostörda luftström som befinner sig långt ifrån en aerodynamisk kropp och alltså är helt opåverkad av denna kropp.
Global Navigation Satellite System (GNSS)	Samlingsnamn för satellitbaserat navigationssystem.
Isokinetiskt	När något sker med konstant hastighet.
Molecular Mean Free Path	Den genomsnittliga sträckan som en molekyl rör sig mellan kollisioner med angränsande molekyler.
NTSC	En av de tre stora systemen som användes för analog television. NTSC-M benämner det vanligaste systemet för färg-tv inom NTSC området.
PAL	En av de tre stora systemen som användes för analog television, alla PAL system är färg-tv. PAL I benämner systemet som det användes i bl.a. Storbritannien.

Roderhorn	En mekanisk hävarm som fästs direkt på en rörlig kontrollyta för att möjliggöra styrning.
Stagnationspunkt	Den specifika punkt där flödes hastighet är noll medan det lokala trycket når sitt maximum.
Strömlinje	En kurva vars tangent i varje vald punkt pekar i samma riktning som hastighetsvektorn i den punkten.
Takeoff	När exempelvis ett flygplan eller en helikopter påbörjar en flygning och lyfter från marken.
Thrust	Själva kraften som motorn producerar för att driva ett fordon framåt.
Throttle	Hur mycket gaspådrag eller motorkraft man begär från en motor, alltså ett styrkommando som reglerar effekten.

Innehåll

Akronymer	xi
Nomenklatur	xiii
Figurer	xix
Tabeller	xxi
1 Inledning	1
1.1 Bakgrund	1
1.2 Syfte	2
1.3 Mål	2
1.4 Avgränsningar	2
1.5 Samhälleliga och etiska aspekter	3
2 Litteraturstudie	5
2.1 Existerande lösningar för flygkropp	5
2.2 Existerande metoder för partikelmätning	7
2.3 Tidigare Studier	8
3 Teori	11
3.1 Atmosfärisk fysik	11
3.2 Aerodynamik	12
3.2.1 Inkompressibelt flöde	12
3.2.2 Reynoldstal	12
3.3 Flödesfält kring en flygkropp	13
3.4 Lyftkraft	13
3.5 Luftmotstånd	14
3.6 Provtagning av partiklar	15
3.6.1 Isokinetisk provtagning	15
3.6.2 Avvikelser i flödes hastighet	16
3.6.3 Felinriktad mätprob	17
3.6.4 Transportförluster	18
3.7 Batteri och drivsystem	18
3.8 Tyngdpunkt	19
4 Metod	21

4.1	Konceptgenerering	21
4.1.1	Krav- och önskemålstabell	22
4.1.2	Viktning av önskemål	22
4.1.3	Matriser	22
4.2	Flygkropp	23
4.3	Landningsställ	23
4.4	CAD-modellering	23
4.4.1	3D-skrivning	24
4.5	Elektronik	25
4.6	Tyngdpunkt	26
4.7	Vindtunnel	26
4.7.1	Uppställning/montering	26
4.7.2	Inställningar och genomförande	26
4.8	Fälttest	27
4.8.1	Testflygning	27
4.8.2	Testflygning med mätmodul	27
5	Resultat	29
5.1	Utfall av konceptgenerering	29
5.1.1	Kravspecifikation och viktning av önskemål	29
5.1.2	Genererade koncept	31
5.1.3	Eliminering av koncept	31
5.1.4	Slutligt konceptval	32
5.2	CAD	32
5.3	3D-Skrivning	33
5.4	Genomförda modifikationer	35
5.5	Slutgiltig systemlösning	35
5.6	Vindtunneltester	37
5.6.1	Aerodynamiska mätningar i vindtunnel	37
5.6.2	Vindtunneltest av drivsystem	40
5.7	Fälttest	40
5.7.1	Testflygning utan mätutrustning	40
5.7.2	Testflygning med mätmodul	41
6	Diskussion och slutsats	43
6.1	Konceptgenerering och konceptval	43
6.2	Flygplattform	43
6.3	Konstruktion och systemintegration	44
6.4	Tolkning och utvärdering av resultat	45
6.5	Vidare utveckling	46
6.6	Slutsats	47
	Litteraturförteckning	51
A	Appendix	I

Figurer

3.1	Isokinetisk provtagning av aerosol. Omarbetad från [31] med hjälp av AI-vektyget Gemini.	16
3.2	Provtagning av aerosol då $V > V_\infty$. Omarbetad från [31] med hjälp av AI-vektyget Gemini.	16
3.3	Provtagning av aerosol då $V < V_\infty$. Omarbetad från [31].	17
3.4	Provtagning av aerosol vid felinriktad mätprob. Omarbetad från [31] med hjälp av AI-verktyget Gemini.	17
4.1	Projektets faser och delsteg.	21
4.2	Blockdiagram över elektroniken, radiomottagarens kanaler kopplades enligt dess manual.	25
5.1	Morfologisk matris med fyra genererade systemlösningar.	31
5.2	Förenklad CAD-modell av mätutrustningen.	32
5.3	CAD-modell av den främre kåpan.	33
5.4	CAD-modell av främre kåpan underifrån.	33
5.5	CAD-modell av bakre kåpa.	33
5.6	CAD-modell av modifierat roderhorn.	33
5.7	CAD-modell av förstärkningsbricka för landningsställ.	33
5.8	3D-skrivningsfel. Delen rycktes bort på okänt sätt och skrivaren fortsatte sedan att skriva utfilament i luften.	34
5.9	Den kompletta framkåpan ihopsatt efter att den skrevs ut i två delar.	34
5.10	Ett av de slutgiltiga roderhornen som skrevs ut i PETG.	34
5.11	Godtagbar utskrift av bakkåpan, grov textur på ytskiktet.	34
5.12	Slutgiltig systemlösning i monterad konfiguration.	35
5.13	Tyngdpunktens position i förhållande till vingens framkant.	36
5.14	Graferna illustrerar förhållandet mellan vindhastighet i m/s (på X-axeln) och kraft i Newton (på Y-axeln) för mätningarna med och utan den modifierade kåpan.	37
5.15	Graferna illustrerar förhållandet mellan vindhastigheten i m/s (på X-axeln) och luftmotståndet i Newton (på Y-axeln) för mätningarna med och utan den modifierade kåpan.	38
5.16	Graferna visar hur C_D varierar med vindhastigheten för de två mätningarna.	38
5.17	Grafen illustrerar förhållandet mellan vindhastigheten i m/s (på X-axeln) och lyftkraften i Newton (på Y-axeln) för mätningarna.	39

5.18	Grafen illustrerar förhållandet mellan vindhastigheten i m/s (på X-axeln) och lyftkoefficienten (på Y-axeln) för mätningarna med och utan den modifierade kåpan.	39
5.19	Grafen illustrerar drivsystemets producerade thrust vid olika procent av throttle.	40
5.20	Planets konfiguration inför flygtest med mätmodul.	41
5.21	Satellitbild över flygfältet där geografisk position ställs mot partikelkoncentration.	42
5.22	3D-plot över geografisk position, där koordinater (latitud, longitud och altitud) ställs mot partikelkoncentration.	42
A.1	Viktningsmatris av önskemål	I
A.2	Modifierat landningställ	II
A.3	Sidoprofil av slutgiltig systemlösning	II

Tabeller

3.1	Räkneexempel för ansatta basvärden.	12
5.1	Kravspecifikation med krav och önskemål av kriterier.	30
5.2	Viktade önskemål med rangordnade kriterier.	30
5.3	Elimineringsmatris för de framtagna koncepten.	31
5.4	Viktad beslutsmatris för kvarstående koncept.	32
5.5	Delsystem och dess huvudkomponenter för slutgiltig systemlösning. .	36

1

Inledning

Detta kapitel beskriver bakgrunden till kandidatarbetet samt dess syfte, mål och avgränsningar.

1.1 Bakgrund

Klimatförändringar och atmosfäriska processer är ett av vår tids mest omdiskuterade ämnen. På Chalmers tekniska högskola bedrivs flera numeriska forskningsprojekt för att öka förståelsen kring just dessa ämnen. Ett exempel på ett sådant är ett pågående forskningsprojekt som bedrivs av Gaetano Sardina, professor i strömningslära [1]. I projektbeskrivningen redogörs det att en av felkällorna i dagens globala klimat- och vädermodeller är osäkerheter kring molnbildningsprocesser och hur dessa interagerar med luftföroreningar. Vidare beskrivs att denna osäkerhet till stor del beror på turbulens som ger upphov till att molnets mikrofysik påverkas. Detta leder i sin tur till oregelbundenhet i bland annat aerosolkoncentration, temperatur och luftfuktighet.

För att kunna förutsäga atmosfäriska förändringar med högre precision krävs tillgång till högkvalitativ empirisk mätdata. Traditionellt har mätningar utförts från stationära master eller bemannade flygplan, men för att studera processer på mikro-nivå krävs flexiblere metoder. Detta projekt syftar därför till att utveckla ett koncept som kan samla in mätdata direkt från atmosfären på höjder upp till fem kilometer.

Ett återkommande tekniskt problem vid användning av mindre flygande farkoster är deras känslighet för yttre faktorer som följer av en relativt låg massa och masströghet. För en mätplattform i atmosfären är detta särskilt kritiskt, då farkostens interaktion med den omgivande luften kan förstöra känsliga mätningar. För att flygkroppen ska vara aerodynamisk och minimera störning krävs en optimerad integration av dess komponenter. Vid mätning av mikrofysiska egenskaper är det avgörande att mätproben placeras och integreras så att flödet längs mätinstrumentet inte störs av turbulens genererad av farkostens flygkropp eller framdrivningssystem.

Detta projekt adresserar därmed ett dubbelt optimeringsproblem: att konstruera ett robust koncept kapabelt till flygning på högre höjder, samtidigt som systemet utformas för att minimera aerodynamisk påverkan kring mätmodulen. Det önskade resultatet är att skapa ett genomförbart och reproducerbart koncept som möjliggör datainsamling i en verklig miljö. Arbetet bidrar på så sätt med underlag för utvärde-

ring av mätkvalitet och systemets robusthet, vilket är avgörande för att driva miljö- och klimatforskningen framåt.

1.2 Syfte

Syftet med detta kandidatarbete är att ta fram ett koncept för en flygande sond avsedd för insamling av atmosfärisk partikeldata. Arbetet ska därefter resultera i en prototyp där mätutrustning integreras med en flygplattform på ett sådant sätt att säker drift möjliggörs samtidigt som påverkan av det omgivande luftflödet kring mätproben minimeras. Genom verifierande tester ska den framtagna prototypens funktion utvärderas och ge ett underlag för vidare utveckling samt framtida fälttester på högre höjder.

1.3 Mål

Målet med detta projekt är att ta fram ett genomförbart koncept där en flygande sond tillsammans med en integrerad mätmodul ska kunna samla in mätdata från atmosfären. Slutmålet är ett system som kan användas på högre höjder samt samla in mätdata utan att störa den omgivande luften kring mätproben.

Projektets delmål är att:

- Ta fram en kravspecifikation och genomföra ett välmotiverat konceptval mellan möjliga flygande plattformar.
- Utvärdera olika metoder som kan kopplas till mätning av partiklar i atmosfären.
- Utveckla konceptets design genom att nödvändiga sensorer och mätutrustning väljs.
- Utveckla en metod för att integrera mätutrustning i förhållande till den valda plattformen.
- Planera och genomföra tester som verifierar systemfunktion, datainsamlingsförmåga och säker drift i kontrollerade förhållanden.

1.4 Avgränsningar

Detta kapitlet redogör projektets främsta avgränsningar vilket innefattar budgetbegränsningar, tekniska begränsningar samt begränsningar gällande miljö och regelverk.

Budgetbegränsningar

Projektet har en begränsad budget vilket påverkar valet av de material och komponenter som kan användas. För att minimera kostnaderna prioriteras i första hand användning av befintlig utrustning och material som tillhandahålls av Chalmers såsom kameror och sensorer. Vid inköp av dyrare komponenter så sker detta i samråd med handledare och examinator.

Tekniska begränsningar och komponentval

Projektet omfattar inte utveckling av egna sensorer eller filtersystem utan istället används färdiga komponenter som finns på marknaden eller tillhandahålls av Chalmers. Fysiska begränsningar för luftfarkostens lyftkraft sätter gränser på mätmodulens vikt.

Regulatoriska och juridiska krav

Regelverk för drönarflygning gör att flygtesterna begränsas. Dessa regelverk påverkar faktorer såsom vikt på flygplattform och mätutrustning, vilken höjd flygtesterna får genomföras på samt var fotografering och datainsamling får ske. Detta innebär att tester måste planeras i god tid och med hänsyn till geografiska restriktionsområden såsom militära skyddsobjekt och flygplatser. På grund av dessa regler samt andra säkerhetsaspekter kommer flygtester med största sannolikhet ske på lägre höjder om inte särskilda tillstånd kan erhållas i tid.

1.5 Samhälleliga och etiska aspekter

Analysen av projektets samhälleliga och etiska aspekter utgår från projektets syfte, genomförande och förväntade resultat, med fokus på säkerhet, integritet och samhällsnytta. Den mest centrala etiska principen i projektet är att inte orsaka skada, vare sig på människor, egendom eller omgivning. Integritet är ytterligare en etisk aspekt som beaktats då farkosten använder kamera och GPS. Projektet har utformats så att ingen personrelaterad information samlas in eller lagras för att respektera individers privatliv.

Den huvudsakliga meningen med projektets resultat är att det bidrar till ökad förståelse kring partiklar i atmosfären. Denna kunskap är värdefull för vidare forskning och för utveckling av modeller som används inom miljö- och atmosfärsvetenskap, vilket i förlängningen har en tydlig positiv samhällsnytta. Samtliga flygningar har genomförts enligt föreskrifter för obemannade luftfartyg, vilket innebär att testerna begränsats till den öppna kategorin där flygning sker inom synhåll för att minimera risker. Genom detta systematiska angreppssätt har projektet kunnat bidra till forskningen samtidigt som lagar, regler och etiska värden upprätthållits.

2

Litteraturstudie

Projektet bygger på en väldigt bred frågeställning, därmed har flera olika existerande lösningar analyserats i en litteraturstudie. Detta ligger till grund för projektets fortsatta konceptgenerering.

2.1 Existerande lösningar för flygkropp

Ballong

Ballonger förekommer i flera olika modeller och kan delas in efter konstruktion i expanderbara respektive icke-expanderbara typer. De kan utöver detta delas in ytterligare efter driftfall, som i frisläppta ballonger, förankrade ballonger i lina och i vissa fall motordrivna och styrbara ballonger [2]. I forskningsyfte förekommer även specialiserade ballongtyper såsom zero-pressure-ballonger och superpressure-ballonger, där NASA beskriver dessa typer som huvudkategorier för deras vetenskapliga ballongflygningar [3].

En ballong består av ett tunt, tätt hölje som fylls med en lyftgas och har möjlighet att lyfta upp en nyttolast genom atmosfären [2]. Stigningen genereras av den aerostatiska flytkraften från undanträngd luft enligt *Arkimedes princip*, det vill säga att den resulterande uppåtriktade kraften motsvarar tyngden av den undanträngda luften. Vanliga lyftgaser i ballonger är helium och väte, medan varmluftsballonger istället skapar lyft genom att värma innesluten luft.

Blimp

En blimp är ett flexibelt luftskepp som saknar inre skelett och bibehåller sin form genom ett inre övertryck av lyftgas [4]. Konstruktionen består av ett hölje, som i sin tur består av flera lager av textil. Inre gardiner fördelar belastningen från gondolen jämnt över höljet. För att reglera höjden förflyttas gas och luft mellan olika interna luftceller för att ändra blimpens nettolyftkraft och tryck, detta utan att släppa ut någon gas i atmosfären.

Under höljet finns gondolen, som rymmer besättning, bränsle och landningsställ [4]. Framdrivningen sker vanligtvis via motorer monterade på gondolens sidor, medan manövrering sker med hjälp av roder på farkostens akterfenor.

Drake

En drake är ett objekt, antingen leksak eller utrustning beroende på användningsområde, som består av en fast ram med ett lätt material spänt över sig som kan hållas flygande med hjälp av vinden och hålls kontrollerad med hjälp av en lina till marken [5].

Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

Det finns flera typer av UAV:er men de tre vanligaste är smarta, förprogrammerade och fjärrstyrda [6]. För att lättare kunna bearbeta sensorers indata och styra i realtid har en smart UAV en integrerad dator ombord. Fördelarna med dessa är att de kan agera autonomt och ta egna beslut beroende på den aktuella situationen. De kan även välja och följa olika förutbestämda flygrutter samt genomföra säkra landningar. Hastighets- och kursändringar är i huvudsak beroende av systemets beräkningskapacitet och prestandan hos sensorerna.

En förprogrammerad UAV styrs däremot helt genom ett förutbestämt flygprogram [6]. Fördelarna med dessa är att de inte behöver ha direkt kontakt med marken under färden. Fjärrstyrda UAV:er skiljer sig från de andra genom att de delvis styrs av en operatör via radiolänk. Det är då en markstation som ansvarar för flygningen och kommer därför att bearbeta och analysera telemetrin i realtid.

Raket

Raketer är farkoster primärt avsedda för att med hög hastighet transportera en nytolast genom luften [7]. De används till många ändamål, såväl civila som militära. Det är Newtons tredje lag om verkan och motverkan som raketer förlitar sig på för att åstadkomma framdrift. Då raketbränslet antänds expanderar det och kastas med högt tryck motsatt raketens färdriktning [8]. Det är även viktigt med ett starkt skrov kapabelt att klara de stora lasterna som uppstår under flygningen.

Det finns många olika raketbränslen, men de kan i stora drag placeras i en av tre underkategorier; fasta, flytande och hybridbränslen [8]. Fasta raketbränslen används inom många applikationsområden på grund av sin simplicitet och tillförlitlighet. Fasta raketbränslen består av en färdig blandning av bränsle och oxidanter, vilket innebär att när bränslet antänds brinner det tills allt är slut. Detta medför att man har mindre kontroll över kraften som motorn levererar till farkosten vilket är en nackdel med denna typen av motor.

Flytande raketbränslen däremot har inte samma problem [8]. Med hjälp av bränslepumpar som kontrollerar flödet av reaktanterna kan förbränningsstakten modularas. I relation till fasta bränslen har de högre specifik impuls, vilket är ett mått på bränslets effektivitet. Men den högre komplexiteten av denna typens system medför även nackdelar. Det är essentiellt med injektion i förbränningskammaren där reaktanterna måste atomiseras korrekt för att uppnå fullständig förbränning. Förbränningsmotorer av detta slaget plågas även av potentiella oscillationer.

Hybridraketer kombinerar många av egenskaperna hos fasta och flytande raketbränslen med hjälp av en flytande oxidant och ett fast bränsle [9]. De är ett kostnadseffektivt, flexibilt, säkert och okomplicerat alternativ. Med hjälp av en flödesregulator kan man kontrollera hur mycket av oxidanten som tillförs motorn och på så sätt optimera kraftprofilen efter uppdraget.

En ytterst viktig aspekt av en rakets konstruktion är stabilisering och navigering [10]. Det finns främst två kategorier av stabilisering där den ena är passiv och den andra är aktiv. Passiv stabilisering förlitar sig oftast på en uppsättning av symmetriskt placerade fenor för att åstadkomma stabil flygning. Passiv stabilisering är vanligare på mindre raketer som endast håller sig i suborbitala banor [11]. Aktiv stabilisering är mer komplex och återfinns därför oftast i större raketer eller i uppdrag där mycket hög precision är kritiskt.

Bemannade luftfarkoster

Det finns flera typer av bemannade luftfarkoster och man brukar skilja på dem beroende på hur de producerar lyftkraften som motverkar gravitationen [12]. Fixed-wing plan räknas som en av de vanligaste typerna och beroende på vad de används till så skiljer sig form och storlek. För att denna typ av plan ska kunna röra sig genom luften så krävs det att motorn har förmågan att trycka luften bakåt. Dessutom behöver man ha en pilot som kontrollerar de viktiga aerodynamiska styrytor såsom bland annat höjdroder, skevroder och sidroder.

Rotorflyg är en annan typ av bemannade luftfarkoster som inkluderar helikoptrar [13]. Dessa flyger med hjälp av en rotor som i sin tur trycker ned luft och på så sätt genererar sin lyftkraft. Piloten styr helikoptern genom att justera rotorbladens anfallsvinkel, vilket möjliggör exakt kontroll över farkostens lyftkraft och translation i alla riktningar.

2.2 Existerande metoder för partikelmätning

Sensirion SPS30

Sensirion SPS30 är en kompakt partikelsensor som med hjälp av laserspridning detekterar partiklar [14]. Sensorn kan genom att analysera ljuset räkna antalet partiklar som passerar lasern och storleken på dessa ner till $1,0 \mu\text{m}$.

Portable Optical Particle Spectrometer (POPS)

POPS är ett system för partikelmätningar som ursprungligen utvecklades vid NOAA Chemical Sciences Laboratory [15]. Det kan mäta storlek och koncentration av aerosolpartiklar mellan 140 nm och $2,5 \mu\text{m}$ och beskrivs som ett "robust, litet, lättviktigt, lågkraftskonsumerande och relativt lågkostande forskningsinstrument". POPS genomför redan rutinmässiga mätningar med olika former av lyftfartyg och har deltagit i ett antal forskningsprojekt. Företaget Handix Scientific licenstillverkar POPS som en produkt [16].

RS PRO Particle counter

RS PRO Particle counter är en partikelmätare som ofta används för att mäta avgaser från bilar [17]. Den mäter och visar antalet partiklar ner till en storlek av $0,3 \mu\text{m}$ i realtid. Den sparar dessutom all data på ett SD-kort som sedan kan överföras till andra enheter för vidare undersökning och möjlighet finns att programmera en fördröjd start.

Raspberry Pi tillsammans med kamera

Ett annat alternativ är att använda en Raspberry pi tillsammans med en kamera för att ta bilder på partiklar. Detta görs genom en så kallad *backlight imaging*, vilket bygger på att fotografera partiklar i motljus och på så vis se partiklarna som siluetter. Dessa bilder kan sedan analyseras för att mäta storlekar och antal partiklar som syns.

OPC-N3 Optical Particle counter

OPC-N3 Optical Particle counter marknadsförs som ett billigt alternativ av en optisk partikelräknare [18]. Då OPC-N3 är mycket liten till sin storlek och har en låg vikt, kan den enkelt monteras på exempelvis en UAS för att samla in data, eller användas för att bygga stora nätverk av sensorer.

I artikeln “Applicability of the low-cost OPC-N3 optical particle counter for microphysical measurements of fog” undersöks hur väl denna sensor fungerar för att mäta mikrofysik hos dimma [18]. I studien utvärderas instrumentet genom att dess mätvärden jämförs mot ett referensinstrument, *Oxford Lasers VisiSize D30*, som analyserar droppar via skuggfotografering. Den huvudsakliga tekniska utmaningen som artikeln belyser är sensorns känslighet för luftfuktighet. I miljöer med hög luftfuktighet, drar aerosoler till sig vatten och växer i storlek. Detta resulterar i att OPC-N3 överestimerar partiklarnas storlek, vilket innebär att man måste korrigera datan i efterhand för att få tillförlitliga resultat.

2.3 Tidigare Studier

En artikel publicerad i tidsskriften Nature av Kemppinen et al. [19] beskriver ett projekt där forskare konstruerat en sond som fotograferade partiklar för holografi. Sonden använde en laser som fick lysa genom några lager optik in mot en kanal där luften strömmade in. En CCD-sensor på motstående sida av kanalen fångade sedan in en bild av partiklarna i luften. Sonden vägde 3,3 kg och bars av en hexakopter på relativt låga höjder, där 33 meter beskrevs som standardförfarande.

I en annan vetenskaplig artikel publicerad i AIP Publishing [20] undersöker man en specialdesignad kamera som integreras på ett forskningssegelflygplan. Detta gjordes för att fotografera och utvärdera ispartiklar, molndroppar och regn direkt från atmosfären. Genom att mekanisk kompensera kameran för hastigheten i flygplanet kan man få skarpa bilder. Detta gör det möjligt att bland annat mäta partiklarnas storlek, form och koncentration utan att behöva samla in dem, vilket minimerar risken att de förstörs. Resultat av detta blir att varje partikel kommer synas som en bildpunkt. Kameran möjliggör att man får mer exakt och detaljerad information.

Flygplanet har separata sensorer för att mäta tryck, höjd, luftfuktighet och temperaturen i atmosfären.

För att samla in data från atmosfären används ofta obemannade luftfarkoster (UAV:er) eftersom dessa kan flyga längre sträckor [21]. Dessutom har de ofta förmågan att bära en stor mängd nyttolast. Ett studerat projekt handlar om att förbättra mätningen av lufthastigheten genom en ny additivt tillverkad Pitot-rörsdesign, särskilt lämplig i dammiga miljöer. Man använde då membran- och mikrotermiska sensorer som är designade för att integreras i en UAV. Processen med en membransensor fungerar genom att luft flödar in i Pitot-röret, vilket i sin tur skapar en tryckskillnad. Membranet deformeras då och en elektrisk signal bildas, vilket i sin tur gör det möjligt att beräkna lufthastigheten. Fördelen med denna metod är att den är robust mot damm och mindre känslig vid låga hastigheter. Nackdelen med lösningen är dock att modulen är stor samt kräver noggrann kalibrering. Den mikrotermiska sensorn fungerar däremot genom att luft värms upp av en liten värmare, och när luftflödet passerar genom röret kyls värmaren ned. Denna temperaturskillnaden mäts för att kunna bestämma luftflödet. Fördelarna med sensorn är att den är liten, exakt och stabil över tid, däremot är den känslig för partiklar och damm.

3

Teori

Detta kapitel presenterar den teoretiska grund som ligger bakom designen, integrationen och verifikationen av den flygande sonden.

3.1 Atmosfärisk fysik

För att kunna beräkna och använda de aerodynamiska krafter som påverkar flygkroppen krävs en förståelse för atmosfärens egenskaper. Atmosfären består av flera olika lager, varav *troposfären* är det lager som ligger närmast jordytan [22]. Troposfären sträcker sig från marknivå upp till cirka 10-16 kilometers höjd beroende på var på jordens yta som man befinner sig. Trots att det under detta projekt endast kommer vara relevant att studera den lägre delen av troposfären (1-5 km) så uppstår det redan i detta intervall stora skillnader i både tryck och temperatur.

Generellt sett sjunker både tryck och temperatur ju högre upp i atmosfären man kommer [22]. I troposfären sjunker temperaturen i stort sett linjärt med en minskning på 6,5 °C per kilometer. Detta medför att det är drygt 32,5 °C kallare på fem kilometers höjd jämfört med marknivå.

Lufttryckets avtagande med höjden beskrivs traditionellt med den *barometriska höjdformeln* [23]. Som en förenklad modell för att beräkna lufttrycket på en viss höjd används ofta följande ekvation, som baseras på en isotermisk atmosfär med en genomsnittlig temperatur:

$$p(h) = p_0 \cdot \exp\left(-\frac{M \cdot g \cdot h}{R \cdot T}\right) \quad (3.1)$$

där $p(h)$ lufttrycket på den valda höjden h , p_0 representerar trycket vid havsnivå (1013,25 hPa), M är luftens genomsnittliga molmassa (0,02896 kg/mol), g är tyngdaccelerationen (9,82 m/s²), R är den allmänna gaskonstanten (8,314 J/(mol·K)) och T är den absoluta temperaturen i Kelvin.

Förändringarna i tryck och temperatur påverkar i sin tur luftens densitet, vilket är en avgörande faktor för flygkroppens aerodynamik [23]. Densiteten ρ kan beräknas med hjälp av allmänna gaslagen anpassad för densitet:

$$\rho = \frac{p \cdot M}{R \cdot T} \quad (3.2)$$

I tabell 3.1 nedan sammanfattas de stora skillnaderna i atmosfärens egenskaper inom vårt arbetsområde.

Tabell 3.1: Räkneexempel för ansatta basvärden.

	Vid havsnivå	Vid 5 kilometers höjd
Temperatur	9 °C	-23 °C
Tryck	1013,25 hPa	511,43 hPa
Densitet	1,25 kg/m ³	0,71 kg/m ³

3.2 Aerodynamik

Aerodynamik utgör en tillämpad vetenskap som behandlar luftflödets dynamik samt växelverkan mellan luftflöden och fasta gränssytor [24]. Baserat på vilka fysiska aspekter som dominerar i ett givet flöde så kan det placeras i en av flera kategorier. I lågdensitetsflöden är den karakteristiska längden i samma storleksordning som en *molecular mean free path* (den genomsnittliga sträckan som en molekyl rör sig mellan kollisioner med angränsande molekyler). När den karakteristiska längden är mycket större än så, kallas flödet istället för kontinuerligt, och denna typ av flöde är det som utgör den absoluta majoriteten av aerodynamiska flödesproblem i praktiken. Kontinuerligt flöde kan i sin tur delas upp i visköst flöde ($Re \ll 1$) [25], där de dissipativa effekterna av viskositet, värmeledning och massdiffusion dominerar. Vid ovisköst flöde är dessa effekter per definition försumbara [24]. Visköst och ovisköst flöde kan även de delas upp i två underkategorier, kompressibelt flöde som uppstår vid högre hastigheter och inkompressibelt flöde [26].

3.2.1 Inkompressibelt flöde

I kompressibelt flöde måste man ta hänsyn till en, i fluiden, varierande densitet, medan inkompressibelt flöde förutsätter att fluiden är ett homogent medium där densitet är en translatoriskt konstant parameter [26]. Inkompressibelt flöde kan förutsättas för hastigheter under mach 0,3 och eftersom projektet uteslutande kommer hantera hastigheter runt mach 0,1 blir endast ovisköst inkompressibelt kontinuerligt flöde intressant för denna rapport.

3.2.2 Reynoldstal

Reynoldstalet beskriver förhållandet mellan tröghetskrafter och viskösa krafter i en strömning och uttrycks som

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (3.3)$$

där V är strömningshastigheten, L den karakteristiska längden och μ den dynamiska viskositeten [27]. Ett lågt Re innebär att viskösa effekter dominerar och ger upphov till jämn, laminär strömning, medan ett högt Re innebär att tröghetskrafterna dominerar och kan leda till turbulent flöde. För en platta eller ving i ett yttre flöde uppstår turbulens vid $Re \approx 5 \cdot 10^5$ [28, s. 377].

3.3 Flödesfält kring en flygkropp

Den ostörda luftström som befinner sig långt ifrån en aerodynamisk kropp och alltså är helt opåverkad av denna kropp brukar kallas för *friström* [28, s. 20]. När friströmmen närmar sig kroppen måste luften tryckas undan för att kunna passera runt objektet. Detta flöde visualiseras med hjälp av strömlinjer. Per definition är en *strömlinje* en kurva vars tangent i varje vald punkt pekar i samma riktning som hastighetsvektorn i den punkten [28, s. 159]. Längs med den specifika strömlinje som träffar rakt på kroppen kommer flödeshastigheten vara noll medans det lokala trycket når sitt maximum. Denna punkt kallas för en *stagnationspunkt* [28, s. 225]. När luften delar upp sig kring stagnationspunkten accelererar den snabbt och strömmar längs med kroppens yta i en hastighet som är betydligt högre än det ostörda flödet. Enligt *Bernoullis princip* [28, s. 207] kommer detta medföra att det statiska trycket kraftigt sjunker i jämförelse med trycket i friströmmen:

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 = p + \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (3.4)$$

där V_∞ är friströmshastigheten, p_∞ friströmstrycket, p är det lokala trycket och V lokala hastigheten.

3.4 Lyftkraft

Den totala aerodynamiska kraften F_R på en flygkropp uppstår genom den integrerade verkan av tryck- och skjuvspänningsfördelningen över kroppens yta [29]. F_R kan delas upp i en lyftkraft F_L och en motståndskraft F_D , där motståndet verkar parallellt med den ostörda strömningen (friströmmen). Lyftkraften F_L definieras som den komponent av F_R som verkar vinkelrätt mot friströmmen. För en väl utformad ving vid måttliga anfallsvinklar domineras lyftkraften helt av tryckskillnaden mellan undersida och ovasida enligt Bernoullis princip (ekvation 3.4). Storleken på lyftkraften uttrycks med hjälp av lyftkoefficienten C_L enligt:

$$F_L = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 A_W C_L \quad (3.5)$$

där A_W den karakteristiska referensarean för vingarna. För vingar väljs vanligen planformsarean (vingens projicerade area sedd ovanifrån) [29]. Lyftkoefficienten C_L sammanfattar inverkan av kroppens form och anfallsvinkel och är i allmänhet en funktion av anfallsvinkeln α , Machtalet M_∞ samt Reynoldstalet Re . För de låga hastigheter som är aktuella i detta projekt ($M \approx 0,1$) är strömningen i huvudsak inkompressibel, vilket innebär att Machtalets inverkan på C_L är försumbar. Då

effekterna av viskositet och friktion försummas vid dessa hastigheter kan lyftkoefficienten i den oviskösa analysen betraktas som en funktion av enbart anfallsvinkeln.

För en given geometri varierar C_L vid låga till måttliga anfallsvinklar nära linjärt med α [29]. Vid en tillräckligt stor vinkel uppnås en maximal lyftkoefficient, $C_{L,\max}$, varefter en ytterligare ökning av α medför en minskning av lyftkraften. Detta fenomen kallas överstegring (stall) och beror på att strömningen separerar från vingens ovansida, vilket dramatiskt förändrar tryckfördelningen och samtidigt orsakar en kraftig ökning av motståndet.

Ekvation 3.5 visar att lyftkraften är proportionell mot fluidens densitet, kvadraten på hastigheten samt referensarean, och att C_L sammanfattar de aerodynamiska egenskaperna [29]. Vid stationär, horisontell flygning balanseras tyngdkraften av lyftkraften, vilket gör sambandet centralt för att analysera hur hastighet, vingarea och anfallsvinkel avgör den nyttolast som kan bäras av en flygkropp.

3.5 Luftmotstånd

Luftmotståndet F_D är den komponent av den totala aerodynamiska kraften F_R som verkar parallellt med friströmsriktningen [29]. Det motverkar rörelsen och måste övervinnas av driftsystemet för att upprätthålla flygning. I likhet med lyftkraften uttrycks motståndet med en dimensionslös motståndskoefficient C_D enligt

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A_W C_D \quad (3.6)$$

Motståndet kan delas upp i flera fysikaliskt urskiljbara bidrag; Friktionsmotstånd (skin-friction drag) orsakas av den tangentiella skjuvspänningen längs hela gränsytan och är en direkt följd av fluidens viskositet [29]. Tryckmotstånd (form drag) uppstår på grund av kroppens givna geometri relativt färdriktningen genom fluiden. Dels som ett resultat av att kroppen måste trycka undan fluiden framför sig, dels av strömningsseparation som uppstår när gränsskiktet separerar från ytan och en återcirkulerande vak bildas. Detta ändrar tryckfördelningen så att motståndet ökar. Summan av dessa två bidrag (friktionsmotståndet och tryckmotståndet) kallas för profilmotstånd för en vinge respektive parasitmotstånd (betecknat $C_{D,P}$) för en flygkropp.

Ytterligare en komponent är det inducerade motståndet (induced drag) [29]. När en vinge alstrar lyftkraft är trycket högre på undersidan än på ovansidan. Vid vingspetsarna strömmar luft från högtrycksidan till lågtryckssidan, vilket ger upphov till vingspetsvirvlar som följer med nedströms. Dessa virvlar förändrar tryckfördelningen på vingen på ett sådant sätt att motståndet ökar. Eftersom virvlarnas styrka är direkt kopplad till tryckskillnaden som skapar lyftkraften, benämns denna motståndsform ofta "induced drag", och är därför en ofrånkomlig bieffekt av att generera lyftkraft. För en vinge kan den inducerade motståndskoefficienten tecknas

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi e A R} \quad (3.7)$$

där $AR = b^2/A_W$ är vingens sidoförhållande (aspect ratio, spännvidden b i kvadrat dividerat med referensarean) och e är en spanneffektivitetsfaktor [29]. Inducerat motstånd växer således med kvadraten på lyftkoefficienten men minskar med kvadraten på spännvidden när A_W hålls konstant.

För en komplett flygkropp vid subsonisk fart skrivs den totala motståndskoefficienten ofta som en summa av $C_{D,P}$ och $C_{D,i}$ även då det finns ytterligare en form av motstånd kallat vågmotstånd [29]. Detta är ett fenomen som inte får större betydelse förrän hastigheter högre än vad detta projektet kommer hantera och försummas därför.

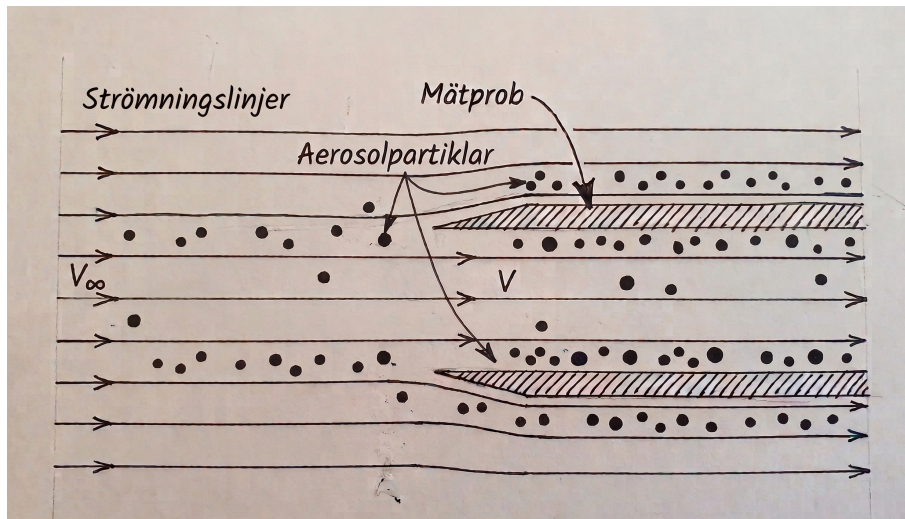
3.6 Provtagning av partiklar

En *aerosol* definieras som ett system av finfördelade fasta eller flytande partiklar i en gas, exempelvis luften i atmosfären [30]. När exempelvis en drönare flyger genom atmosfären tvingas luften att böja av och strömma runt flygkroppen [31]. Partiklar i luften har en massa och därmed en tröghet, vilket medför att de vill bibehålla sin ursprungliga rörelseriktning. För att utföra en ideal provtagning i denna strömmande aerosol innebär detta att de partiklar som sugas in i mätproben ska ha samma fördelning och koncentration som i den ostörda aerosolen utanför (friströms-området). Provtagningen måste alltså ske i en ostörd miljö vilket ställer krav på mätprobens utformning.

3.6.1 Isokinetisk provtagning

För att säkerställa att en ideal provtagning sker utan att tröghetseffekter orsakar felaktiga mätningar så krävs det att strömningslinjerna i friströms-området varken störs eller böjs av när luften leds in i mätproben (se figur 3.1). För att provtagningen ska ske *isokinetiskt* behöver följande tre kriterier vara uppfyllda [31, s. 8]:

1. Mätproben ska vara riktad i aerosolens färdriktning.
2. Flödes hastigheten inuti mätproben (V) ska vara exakt samma som den i den ostörda aerosolen utanför proben (V_∞).
3. Tunnväggig mätprob, vilket den anses vara om förhållandet mellan dess ytter- och innerdiameter är mindre än 1,1.

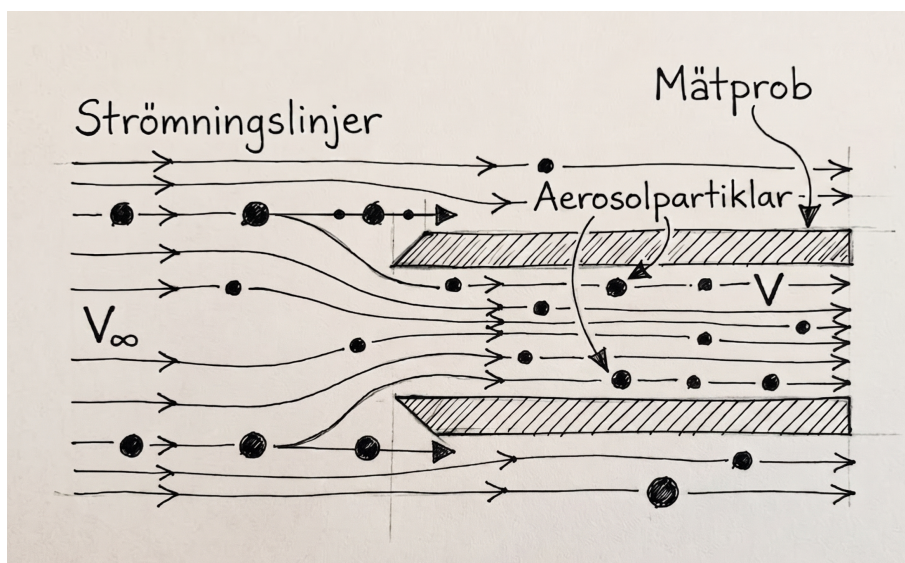


Figur 3.1: Isokinetisk provtagning av aerosol. Omarbetad från [31] med hjälp av AI-vektytget Gemini.

Om någon av de ovan listade kriterierna inte uppfylls kommer mätfel att uppstå [31]. Orsaken till detta är relaterade till partiklarnas tröghet och följden blir att en viss partikelstorlek blir under- respektive överrepresenterade.

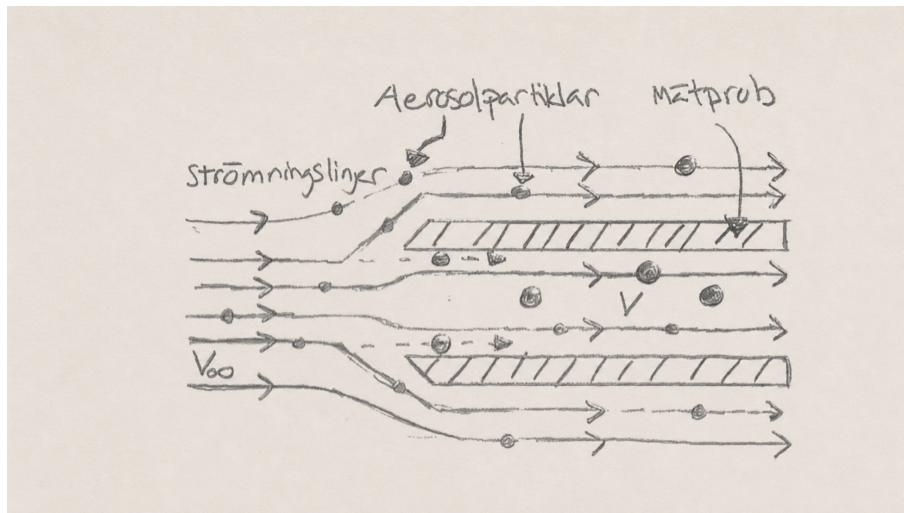
3.6.2 Avvikelser i flödes hastighet

En för hög flödes hastighet i mätproben ($V > V_\infty$) kommer leda till en underskattning av partiklar med större tröghet [31]. Anledningen till detta är att då hastigheten i mätproben är högre än den för den omgivande aerosolen, så tvingas luftens strömlinjer att vika av inåt mot munstyckets öppning. Partiklar med en för stor tröghet kommer dock inte kunna följa denna snäva svängning utan istället fortsätta förbi munstycket alternativt kollidera med munstycket. Detta visas i figur 3.2 nedan.



Figur 3.2: Provtagning av aerosol då $V > V_\infty$. Omarbetad från [31] med hjälp av AI-vektytget Gemini.

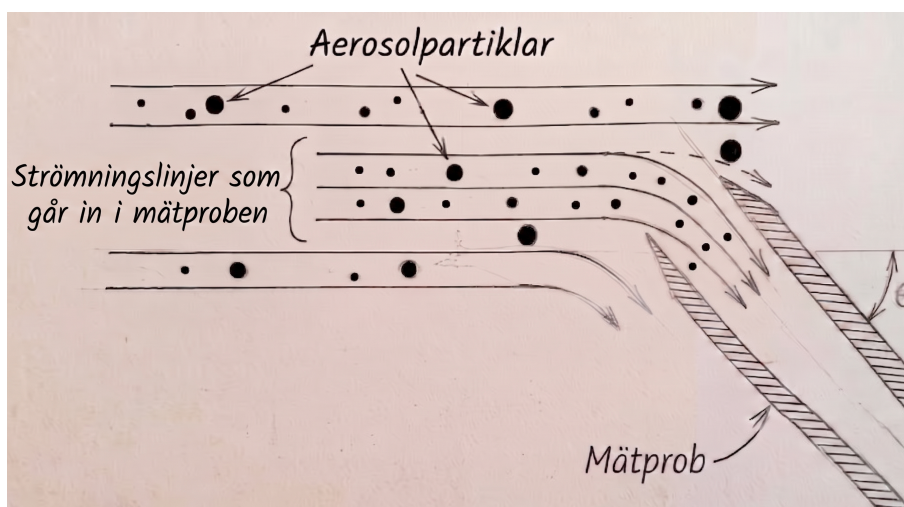
När luften i mätproben istället sugas in för långsamt ($V < V_\infty$) händer det omvända [31]. Strömningslinjerna kommer istället vika av utåt runt mätprobens kanter. Partiklar med större tröghet kommer likt innan inte hänga med den snäva rörelsen utan istället fortsätta rakt in i mätproben vilket resulterar i en överrepresentation av större partiklar än vad som egentligen finns i den omgivande aerosolen. Detta visas i figur 3.3 nedan:



Figur 3.3: Provtagning av aerosol då $V < V_\infty$. Omarbetad från [31].

3.6.3 Felriktad mätprob

Vid en felriktad mätprob där flödes hastigheten är isokinetisk kommer en underskattning av större partiklar att ske [31]. Anledningen är precis som tidigare att en del av de stora partiklar inte följer med strömningslinjerna på grund av sin tröghet, vilket visas i figur 3.4 nedan.



Figur 3.4: Provtagning av aerosol vid felriktad mätprob. Omarbetad från [31] med hjälp av AI-verktyget Gemini.

3.6.4 Transportförluster

För att säkerställa en så hög datakvalitet som möjligt måste transportförluster minimeras [31]. Även om provtagningen skett under ideala isokinetiska förhållanden så finns möjligheter till mätfel i form av att partiklar går förlorade mellan inlopp och mätinstrument. Det ställs därför krav på rörets utformning. Rör och slangar där aerosolen transporterar bör göras så raka och korta som möjligt och onödiga skarvar samt diameterskillnader i röret ska minimeras. Detta på grund av partiklarnas tidigare nämnda tröghet. Krökta rör kommer medföra att partiklar med stor tröghet kolliderar med rörväggen och därmed att representationen av partiklarna blir felaktig. Dessutom bör rör och slangar vara tillverkade i ett material med minimal benägenhet att bygga upp statisk elektricitet då detta förhindrar att partiklar dras till väggar via elektrostatisk attraktion.

3.7 Batteri och drivsystem

Essentiellt för att uppnå projektets mål är att ta reda på den nödvändiga kapaciteten som batterierna behöver ha för att kunna lyfta drönaren till den specificerade målhöjden. För att göra detta behöver vi ta fram ett uttryck för energin som rimligtvis bör vara en funktion, dels av höjden men även av massan på farkosten.

Till att börja med vet vi att $E = F \cdot S$ vilket i detta fall ger oss uttrycket

$$E_{driv} = F_T \cdot S_{talon} \quad (3.8)$$

där kraften F_T är thrust producerad av propeller och motor, S_{talon} är den sträcka som farkosten behöver flyga genom luften vilket vi kommer att approximera till hypotenusan av S_X och S_Y , som ger oss $S_{talon} = \frac{h}{\sin\gamma}$ och E_{driv} i uttrycket är den energin drivsystemet levererat till hela systemet [32]. Vi tar sedan

$$\frac{E_{driv}}{\eta_{Sys}} = E_{bat} \quad (3.9)$$

där η_{Sys} är verkningsgraden för motor och propeller tillsammans för att få fram E_{bat} som är den totala energin levererad från batteriet. Vi behöver även ställa upp ett ekvationssystem för kraftjämvikten i systemet när farkosten stiger:

$$\begin{cases} F_{L,stig} = mg \cdot \cos \gamma & (3.10) \\ F_T = F_D + mg \cdot \sin \gamma & (3.11) \end{cases}$$

Ekvation 3.10 representerar krafterna som verkar vertikalt mot farkostens färdriktning, och ekvation 3.11 är krafterna parallellt med farkostens färdriktning. $F_{L,stig}$ representerar den reducerade lyftkraft som krävs vid stigning, m är farkostens massa och γ är drönarens stigningsvinkeln. Komponenten $mg \cdot \cos\gamma$ är den del av tyngdkraften som verkar parallellt med, men i motsatt riktning till lyftkraften: $mg \cdot \sin\gamma$ är den komponent av tyngdkraften som verkar parallellt med, och i samma riktning som luftmotståndet [32]. F_D är som vi vet en funktion av hastigheten enligt ekvation

3.6 där vi ser att luftmotståndet $F_D \sim V_\infty^2$. På samma sätt är lyftkraften $F_L \sim V_\infty^2$ enligt 3.5 vilket innebär att vi genom att kombinera ekvation 3.10 med ekvation 3.5 kan bryta ut ett uttryck för V_∞ :

$$V_\infty = \sqrt{\frac{mg \cdot \cos\gamma}{0,5\rho A_W C_L}} \quad (3.12)$$

Detta uttryck för V_∞ kan vi kombinera med ekvation 3.6 för att få:

$$F_D = 0,5\rho A_W C_D \cdot \frac{mg \cdot \cos\gamma}{0,5\rho A_W C_L} = \frac{C_D}{C_L} mg \cdot \cos\gamma \quad (3.13)$$

som i ekvation 3.11 ger oss ett uttryck för F_T som endast beror på γ enligt:

$$F_T = mg \left(\frac{C_D}{C_L} \cdot \cos\gamma + \sin\gamma \right) \quad (3.14)$$

När vi för in detta uttryck för F_T tillsammans med uttrycket för S_{talon} i 3.8 får vi

$$E_{driv} = \frac{h}{\sin\gamma} \cdot mg \left(\frac{C_D}{C_L} \cdot \cos\gamma + \sin\gamma \right) = mgh \left(\frac{C_D}{C_L} \cdot \frac{1}{\tan\gamma} + 1 \right) \quad (3.15)$$

3.8 Tyngdpunkt

Placering av tyngdpunkt spelar en central roll för ett flygplans flygegenskaper [33]. Tyngdpunktens position bestäms av flygplanets och dess komponenters massa- och lastfördelning. För en liten UAV medför detta att placering av exempelvis batterier, elektronik och nyttolast har en direkt inverkan på var tyngdpunkten hamnar. Placeringen av tyngdpunkten påverkar flygplanets stabilitet, kontrollförmåga och allmänna beteende. En felaktig balans kan därmed ha påverkan på manöverförmåga, energiförbrukning, stigningsförmåga samt flyghastighet.

För att beräkna tyngdpunkten av ett flygplan kan denna betraktas som ett system av diskreta komponenter [34]. En referenspunkt väljs, exempelvis flygplanets nos eller vingens främre kant, och massa samt avstånd till referenspunkt för varje komponent bestäms. Varje enskild komponent bidrar med ett moment kring referenspunkten och beräknas som produkten av komponentens massa och momentarm [35]. Genom att dividera summan av samtliga komponenters massmoment med den totala massan kan tyngdpunktsläget i längsled bestämmas enligt:

$$x_{CG} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}, \quad (3.16)$$

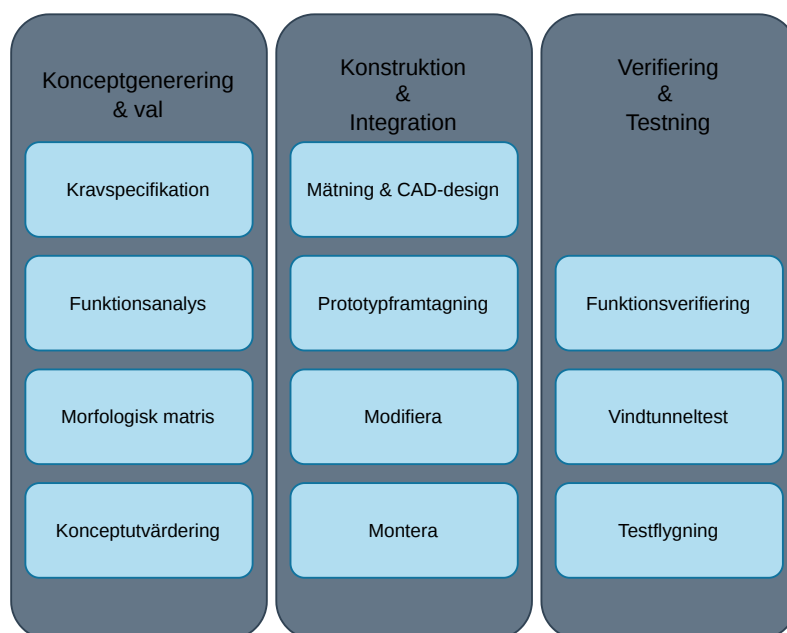
där m_i är massa av komponent i och x_i är samma komponents avstånd till referenspunkten.

För fixed-wing flygplan är tyngdpunktens position angiven relativt vingens *medelaerodynamiska korda* (MAC) [35]. Tyngdpunktsläget kan därmed anges som en procentuell andel av vingens MAC räknat från vingens framkant . För mindre fixed-wing modellflygplan används ofta ett tyngdpunktsläge i främre delen av MAC [36]. En tumregel är att tyngdpunkten bör ligga i området kring 20-30 % av MAC, räknat från vingens främre kant. En tyngdpunkt placerad för långt bak kan försämra flygplanets manöverbarhet medan en tyngdpunkt placerad längre fram i regel ger en ökad stabilitet.

4

Metod

För att strukturera upp projektet samt säkerställa en systematisk arbetsgång delades arbetet in i tre huvudsakliga faser: konceptgenerering och val, konstruktion och integration samt verifiering och testning (se figur 4.1). Varje fas bestod i sin tur av ett antal mindre delsteg. Arbetsflödet var iterativt och då nya förutsättningar uppstod under projektets gång anpassades processen utifrån detta.



Figur 4.1: Projektets faser och delsteg.

4.1 Konceptgenerering

Arbetet med att ta fram en lämplig plattform för sonden inleddes med att definiera projektets ramverk genom en kravspecifikation. Denna specifikation delades upp i krav, som representerar de minimivåer som krävs för genomförande samt önskemål som speglar en optimerad lösning gällande prestanda och hållbarhet. För att möjliggöra en utvärdering av framtida koncept viktades dessa önskemål mot varandra, där faktorer som juridiska begränsningar för tillstånd och minimal påverkan på omgivande luft under mätning bedömdes som mest kritiska.

Med kravspecifikationen som grund genomfördes en systematisk idégenerering som sammanställdes i en morfologisk matris. Genom att kombinera olika tekniska lösningar för delfunktioner såsom lyftkraft, framdrivning och datalagring genererades fyra potentiella systemlösningar.

Dessa koncept analyserades genom flera steg för att till slut komma fram till en slutgiltig lösning. Som ett första steg användes en elimineringsmatris för att utesluta de alternativ som inte uppfyllde projektets krav, exempelvis på grund av livslängd eller vikt. De kvarvarande alternativen utvärderades slutligen i en viktad beslutsmatris där de poängsattes utifrån hur väl de uppfyllde de tidigare definierade önskemålen. Denna systematiska process säkerställde att det valda konceptet inte bara var tekniskt genomförbart utan även bäst lämpat för att uppnå projektets långsiktiga mål.

4.1.1 Krav- och önskemålstabell

För att utvärdera och välja en lämplig plattform för sonden har ett antal krav och önskemål definierats i listan nedan. Kraven representerar de miniminivåer som måste uppnås för att projektet ska vara genomförbart, medan önskemålen speglar en optimerad lösning med högre prestanda, bättre användarvänlighet och ökad hållbarhet.

- Höjd
- Drifttid
- Temperaturintervall vid drift
- Vindtålighet
- Vikt
- Datainsamling
- Hantering av isbildning
- Energikonsumtion
- Livslängd
- Drivmedel
- Lätt att hantera/styra
- Underhållskostnader
- Ej störa omgivande luft
- Möjlighet att få tillstånd
- Kontrollerad landning
- GPS
- Dataöverföring i realtid
- Kostnad
- Vattentålighet

4.1.2 Viktning av önskemål

Här sattes alla önskemål mot varandra och betygsattes baserat på vilken som var viktigast. Raderna ställdes mot kolumnerna och blev betygsatta 0 om kolumnen var viktigare, 1 om raden var viktigare eller 0,5 om de ansågs lika viktiga. Dessa betyg summerades för alla rader och dividerades sedan med det totala betygsvärdet för att få en procentuell vikt av alla önskemål.

4.1.3 Matriser

För att systematiskt utvärdera och välja den mest lämpade lösningen för projektet användes en morfologisk matris, en elimineringsmatris och en beslutsmatris. Till en början skapades en morfologisk matris baserad på idéer som genererats. Ur denna

valdes ett antal konceptuella lösningar ut för vidare analys. Lösningarna ställdes därefter mot projektets kravspecifikation i en elimineringsmatris. I detta steg utelöstes de lösningar som inte uppfyller alla krav. För att fastställa en slutgiltig lösning mellan de återstående systemlösningarna användes en beslutsmatris. Detta genom att väga de olika lösningarna mot hur väl de uppfyllde önskemålen. Alternativen poängsattes på en skala från 0 till 4, där 0 motsvarar otillräckligt och 4 utmärkt. Poängen multiplicerades med respektive önskemåls viktning och summerades, vilket resulterade i en slutgiltig systemlösning.

4.2 Flygkropp

Utifrån resultatet i beslutsmatrisen beslöts det att bygga en UAV specifikt i fixed-wing utförande då det specificerades att sonden skulle kunna glida i den morfologiska matrisen. För ändamålet köptes två modeller av budgetvänliga hobbyflygplan in, nämligen *Sonicmodell Skyhunter 1800* och *X-UAV Talon*. Dessa kroppar köptes in i Plug-and-Play-förfarande, så att endast batteri och radiomottagare skulle behövas för enkel direkt styrning via radio. Båda dessa monterades för att jämföra dem inför integration av mätmodul.

Ursprungligen planerades det att en egen mätmodul för sonden utformad efter någon av flygkropparna skulle konstrueras, men en POPS-modul från ett annat projekt blev tillgänglig. Därmed togs dimensioner och mått för denna mätmodul fram inför integrering med en av flygkropparna. Innan vi fick veta om att modulen fanns tillgänglig var tanken att använda Skyhunter-kroppen då den hade en större intern volym, men POPS-modulen visade sig passa bättre i Talon-kroppen. För att integrera modulen i Talon kroppen användes både *Computer Aided Design (CAD)* och 3D-skrivning.

4.3 Landningsställ

Drönaren saknade från början landningsställ och hade endast ett fast hjul framtill samt en bakre fena som fungerade som stöd vid markkontakt, tillverkades ett landningsställ med hjälp av ett plattjärn i aluminium. Det kapades till lämplig längd och bockades för att skapa två nedåtriktade vinklar, där hjulen sedan monterades längst ner för att skapa tillräcklig markfrigång och då få maximalt skydd för propellern vid avfärd och landning.

4.4 CAD-modellering

Samtliga CAD-modeller gjordes i Autodesk-Inventor. Arbetet inleddes med att noggrant mäta upp den lånade mätmodulens fysiska dimensioner. Utefter dessa dimensioner skapades en förenklad 3D-modell av utrustningens geometri. Anledningen till detta var att då mätmodulen lånades från ett annat projekt fanns det risk att den inte alltid skulle finnas tillgänglig. Genom att ha en CAD-modellering säkerställdes

att designprocessen kunde fortgå oavsett tillgången till den fysiska mätmodulen.

Nästa steg var att temporärt montera mätmodulen i Talon-kroppen för att utvärdera tillgängligt utrymme. Mätningar genomfördes för att fastställa hur kåpan över flygkroppen skulle designas både för att innesluta utrustningen så att den skyddas mot omgivande klimat samt att den ansluts väl till flygkroppens befintliga former. Två skilda kåpor designades för att täcka flygkroppens öppning. Fokus lades på att få till en aerodynamisk design vilket resulterade i en droppformad design på den främre kåpan och en bakre rak kåpa. Detta för att minimera luftmotståndet och få till en strömningsprofil där omgivande luftflöde störs så lite som möjligt innan den når mätproben.

Den droppformade kåpan modellerades med ett hål längst fram där mätproben ska sticka ut. För att möjliggöra snabb och enkel åtkomst till mätutrustning samt övriga komponenter i flygkroppen designades kåpan med två försänkningar i kåpans framkant avsedda för magneter. Den raka kåpan utnyttjade istället Talon-kroppens struktur som infästningspunkt. Bakkåpan designades med ett snäppfäste i form av ett halvcirkelformat spår som dimensionerades för att exakt klicka fast direkt på det bakre tvärgående röret i flygkroppen.

Planets roderhorn designades om då originaldelarna som följde med plattformen var avsedda för att enbart limmas fast i försänkningar på roderytorna. Efter att ha testat att limma på dessa bedömdes det att en rent limmad infästning innebar en säkerhetsrisk där ett lossnat roderhorn skulle innebära en förlorad kontroll över planet vilket riskerar att förstöra både plattformen och den känsliga mätutrustningen.

Nya roderhorn designades med två nivåer på basgeometrin. Den nedre delen dimensionerades för att passa exakt i roderytan försänkning på vingen och kan därav ta upp sidokrafterna. Den övre delen består av en något större rektangel som ligger mot vingens yta. Denna gavs två genomgående hål. Vid montering förs skruvarna rakt genom roderhornet samt genom rodret för att sedan fästas med bricka samt mutter på motsatt sida.

För landningsstället designades en förstärkningsplatta för att monteras inuti flygkroppen. Plattan designades med tre genomgående hål för att passa landningsstället. Ett centralt hål dimensionerat för M10-skruv samt två yttre hål dimensionerat för M6-skruvar.

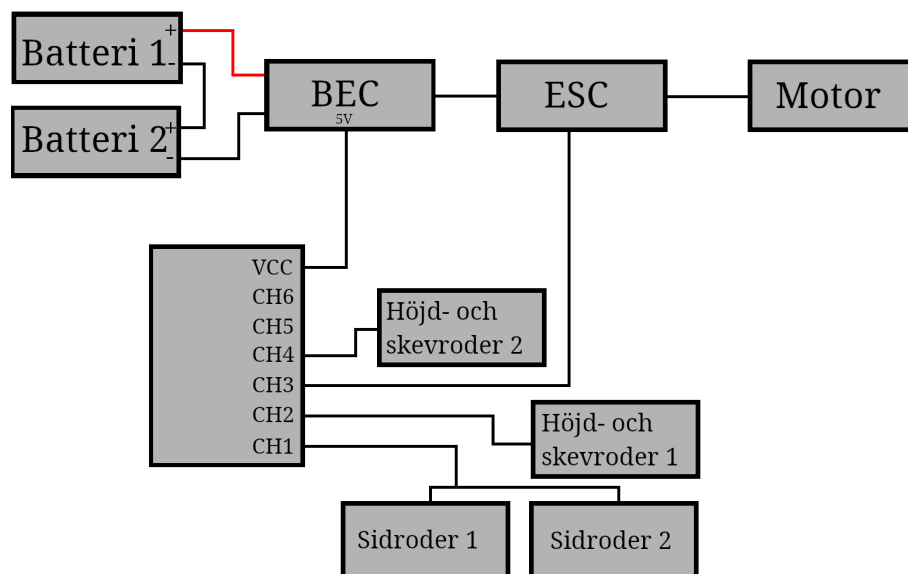
4.4.1 3D-skrivning

Efter att CAD-modellerna färdigställts förbereddes de för 3D-skrivning. CAD-filerna exporterades till beredningsprogrammen Prusa slicer samt Ultimaker Cura. För utskriftarna användes två olika material, PLA samt PETG. PLA valdes för den raka kåpan på flygkroppens bakre del och denna skrevs ut på en Ultimaker S3. Resterande utskrifter skedde i en Prusa i3 MK3 med PETG som material.

4.5 Elektronik

För att kontrollera planet under tester kopplades elektronik för radiostyrning in, där en radiomottagare tar signaler från en sändare (radio), som den sedan skickar ut till olika servon kopplade till planets roder, samt till planets *Electronic Speed Controller* (ESC), som styr motorns hastighet. Planets ESC var märkt för tre- till sex-celliga litumpolymerbatterier, där numret anger hur många battericeller som sitter i serie och därför också den nominella spänningen som batteriet ligger på, då seriekopplade celler adderar sina spänningar. Det fanns endast trecellsbatterier tillgängliga som passade i flygkroppen. Därför valdes två av dessa att seriekopplas för att få ett effektivt sexcellsbatteri då detta tillåter ett högre motorvarvtal och därmed drivkraft för samma strömvärde.

Vid flygning kopplas batteriet in till en *Battery Eliminator Circuit* (BEC) som skickar en del av strömmen till en spänningsomvandlare så att radiomottagaren kan få 5-volts spänning in utan att behöva ett eget batteri. Batterispänningen går sedan vidare till ESC och motor, medan radiomottagaren fördelar ut ström och styrsignal till planets servon, som tidigare nämnt. I Figur 4.2 visas ett diagram över komponenterna och hur de kopplades.



Figur 4.2: Blockdiagram över elektroniken, radiomottagarens kanaler kopplades enligt dess manual.

Eftersom Talon är designad med en V-stjärta hamnade en av dess kombinerade höjd- och skevroder på kanalen för höjdroder och det andra på kanalen för skevroder. Efter att dessa kopplingar var gjorda sattes radion på och batteriet i planet kopplades in, varpå radion ställdes in för V-stjärtsstyrning och en brytare konfigurerades till att tvinga motorn till stopp oavsett vilken position som kontrollstickan på radion hade, som en säkerhetsåtgärd. Dessutom inverterades kanal 1 då sidorodren gick åt fel håll.

En *FPV-kamera* monterades i den genomskinliga kupolen i planets front med hjälp av en ram som skars ut från en bit *EPO*. Kameran och dess radiosändare kopplades sedan in i en av de individuella trecellsbatteriernas balanseringskontakt. Kameran kom med tillhörande *FPV-goggles*, men för att flera personer skulle kunna se videoflödet sattes en skärm med förmåga att ta emot radiosignaler på samma frekvensband som användes av kamerans sändare upp. Genom att auto-söka efter en signal och sedan ändra skärmens inställning för videosystem kunde bilden visades korrekt. Skärmen var ursprungligen inställd på *PAL I* men videosignalen var i *NTSC-M*.

4.6 Tyngdpunkt

Den optimala platsen för tyngdpunkten bestämdes i enlighet med teorin (avsnitt 3.8), varefter kroppen hölls upp i denna punkt. En simuleringsvikt för mätmodulen placerades på relevant plats i kroppen och komponenter med betydande massa fördelades ut i kroppen tills den uppnådde jämvikt kring den optimala tyngdpunkten. När tyngdpunkten var bestämd mättes dess avstånd till vingens främre kant. Därefter gjordes en estimering av vingens *MAC* genom att mäta flera jämnt distanserade kordor längs vingen. Med *MAC*-värdet och tyngdpunktens position (räknat från vingens framkant) beräknades var tyngdpunkten var positionerad uttryckt som en procentuell andel av *MAC*. Detta lade grunden för var t.ex. batterier skulle placeras.

4.7 Vindtunnel

I vindtunneln testades flygkroppens prestanda vid olika vindhastigheter, där de parametrar som mättes var lyftkraften och luftmotståndet samt den kraft som producerades av motorn vid varierande effekt. Detta för att bättre kunna uppskatta den nödvändiga batterikapaciteten för att uppfylla räckviddskraven.

4.7.1 Uppställning/montering

Stativet som användes för mätningarna bestod av en plexiglasskiva fäst till en aluminiumprofil som i sin tur monterades till vågen under vindtunneln. Anfallsvinkeln på plattan sattes till noll för att simulera förhållandena för planet under normal flygning. För att undvika mätstörningar introducerade av aluminium profilen placerades ett skal, oberoende av vågen, kring profilen. Skalet hade en aerodynamisk utformning för att minimera störningar i luftflödet kring flygkroppen. För att fästa drönaren till plattan användes silvertejp lindad tre varv kring nosen och ett kring aktern.

4.7.2 Inställningar och genomförande

I huvudsak gjordes fyra olika tester. Det första testet gjordes på endast plattan och stativet som drönaren monterades till för att fastställa hur stor inverkan stativet får på kommande mätningar. Viktigt var även att dessa störningar inte blev för stora så att de introducerade mätfel till de kommande mätningarna på drönaren. Det

andra och tredje testet gjordes på den ursprungliga flygkroppen respektive den nya flygkroppen med modifierad kåpa. För varje uppställning togs mätvärden vid fem olika vindhastigheter som började på 10 m/s och togs med inkrement på 5 m/s. Det fjärde testet utfördes på motorns producerade kraft där vindtunnelhastigheten sattes till noll. Fyra värden vid 25%, 50%, 75%, och 100% throttle togs för motorkraften.

4.8 Fälttest

Ett fälttest med två delmoment genomfördes. En testflygning som säkerställde grundläggande flygegenskaper hos flygplattformen och därefter en testflygning där UAS:en var fullt konfigurerad med mätinstrument.

4.8.1 Testflygning

Inför första testflygningen placerades en simuleringsvikt i form av ett aluminiumblock på 870 g, motsvarande partikelmätarens massa, inne i flygkroppen. Vikten monterades med skumplast och tejp för att förhindra oönskad förskjutning under flygningen. Därefter förslöts flygplanet genom att, på liknande sätt som i vindtunneltesterna, fästa den modifierade kåpan till flygkroppen med silvertejp. Sedan gjordes ett räckviddstest av styrsystemet genom att placera flygkroppen ca 100 m bort från radiokontrollen. Vid räckviddstestet kontrollerades anslutning till FPV-kamera samt servomotorer och dess inverkan på respektive roder.

Testflygningen genomfördes genom att lyfta, flyga en kort stund och sedan landa planet. Flygkaraktäristik utvärderades under hela testet utifrån hur stabilt och responsivt systemet var.

Efter landning undersöktes flygplanets skick genom en visuell inspektion, för att avgöra om landningen hade skadat någon del av flygkroppen eller resterande komponenter. Slutligen uppmättes batterispänningen med hjälp av en multimeter och en bedömning gjordes om batterikapaciteten var tillräcklig för fortskridande av ytterligare flygtest.

4.8.2 Testflygning med mätmodul

Inför det andra flygtestet ersattes aluminiumblocket med partikelmätaren i nosen av flygplanet. Mätutrustningen monterades i flygkroppen med de tillhörande komponenterna: powerbank, GPS, temperaturlogger, sändare och kablage. Därefter förslöts flygplanet, på liknande sätt som i föregående test, med hjälp av tejp.

Ett räckviddstest genomfördes därefter enligt samma metod som i föregående flygtest. Därefter instruerades piloten att flyga i cirkulära banor upp till en höjd på cirka 100 m. Testflygningen påbörjades och flygkaraktäristiken utvärderades under hela flygningen. Efter landning undersöktes planet och mätning av batterispänning genomfördes på samma sätt som i föregående flygtest.

5

Resultat

I detta kapitel redovisas de huvudsakliga resultat som tillkommit under arbetets gång, från konceptstadie till verifierad prototyp. Först presenteras utfallet av konceptgenereringen. Därefter de konstruktionsmässiga utfallen i form av CAD-modellering, 3D-skrivning av komponenter och modifiering av flygplattform. Slutligen redovisas resultaten av vindtunnel- och fälttester, vilket redogör den slutliga systemkonfigurationens funktion.

5.1 Utfall av konceptgenerering

I detta avsnitt redovisas resultatet som genererats ur konceptfasen av projektet. Först presenteras den framtagna kravspecifikationen och de viktade önskemålen som låg till grund för jämförelse mellan de olika lösningarna. Därefter redovisas de koncept som tagits fram med hjälp av den morfologiska matrisen, vilket sedan följs av en eliminering av de koncept som inte uppfyllde grundkraven. Slutligen presenteras valet av det vinnande konceptet utifrån den viktade beslutsmatrisen.

5.1.1 Kravspecifikation och viktning av önskemål

Den framtagna kravspecifikationen som konceptgenereringen utgick från sammanfattas i tabell 5.1. Kraven användes som eliminerande villkor och önskemålen användes vidare för jämförelse av de återstående koncept som uppfyllde grundkraven. Detta ledde till att de koncept som inte uppfyllde de nödvändiga kraven sållades bort.

Tabell 5.1: Kravspecifikation med krav och önskemål av kriterier.

Kriterie	Krav	Önskemål
Höjd	1 km	1-5 km
Drifttid	30 min	120 min
Vikt	-	under 15 kg
Datainsamling	Ja	Ja, kontrollerbart
Temperaturintervall drift	0° C - 30° C	-28°C - 35°C
Vindtålighet	15 m/s	35 m/s
Hantera isbildning	Ja	Ja, utan större påverkan
Energikonsumtion	-	Så lågt som möjligt
Livslängd	10 flygturer	5 år
Drivmedel	-	Förnybar energi
Lätt att hantera/styra	-	Autonom styrning
Underhållskostnader	under 3000 kr/år	under 500 kr/år
Ej störa omgivande luft under mätningar	Ja, försumbar störning	Ja, ingen påverkan alls
Möjlighet att få tillstånd	Ja	Ja, så lite restriktion som möjligt
Kontrollerad landning	Förutsägbar landningsplats	Ja, exakt kontroll över landningsplats
GPS	-	Ja
Dataöverföring i realtid	-	Ja
Kostnad	Under 30.000 kr	Så billigt som möjligt
Vattentålighet	Regntålig, IPX1-3	Vattentålig, IPX7

Viktningen av önskemålen resulterade i den rangordnade listan av kriterier som redovisas i tabell 5.2. De högst viktade kriterierna fick därmed störst påverkan vid den slutgiltiga jämförelsen av koncepten. För fullständig matris på viktning av kriterier se appendix A.1.

Tabell 5.2: Viktade önskemål med rangordnade kriterier.

Kriterier	Poäng	Andel i procent
Möjlighet att få tillstånd	17,5	0,099
Ej störa omgivande luft under mätningar	16,5	0,093
Datainsamling	16	0,091
Höjd	14,5	0,082
Vindtålighet	14,5	0,082
Kontrollerad landing	13	0,074
Kostnad	11	0,062
Livslängd	11	0,062
Lätt att hantera/styra	11	0,062
Drifttid	10,5	0,059
Energikonsumtion	8,5	0,048
Underhållskostnader	7,5	0,042
Hantera isbildning	5,5	0,031
GPS	4,5	0,025
Vikt	4	0,023
Vattentålighet	4	0,023
Temperaturintervall drift	3,5	0,020
Drivmedel	2,5	0,014
Dataöverföring i realtid	1	0,006

5.1.2 Genererade koncept

Den morfologiska matrisen resulterade i fyra olika kombinationer av koncept som fortsatt i arbetet kommer att benämnas som svart, blå, grön samt orange lösning. Konzepten kombinerade olika lösningsprinciper för lyftkraft, framdrivning, positionering, datalagring, återhämtning, genomförande av mätningar, bärande av mätutrustning och skydd av mätmodul. De fyra framtagna koncepten redovisas i figur 5.1.

Funktioner	Raket	Väderballong (stratosfer)	Dröpare	Blimp	Bemannat flyg	Drake
Generera lyftkraft till en höjd på 1-5 km						
Framdrivning/styrning	Elmotorer/propeller	Ostyrd	Vinddrift	Kemisk reaktion	Tyngdpunktsförskjutning	Bränslemotor
Positionering	Visuell tracking	GPS/GNSS	Radiopojling	Inertialnavigering (IMU)		
Datalagring	SD-kort	Realtidsverifiering (Telemetri)	molnlagring 4G/5G			
Återhämtning	Autonom landning	Fallskärm	Glidrandning	Krossblandning		
Genomföra mätningar utan störning	Fritt fall med fallskärm	Snöläge	Hängades i lina	Teleskopisk arm (sidled)	Öppningsbar lucka	Bärarm i kolfiber
Bära mätutrustning	Integrerad i fram	Hängades i lina	Teleskopisk arm	Handhållen	Bärarm i kolfiber	
Skydda mätmodul	Robust hölje	Skumgummi	Fallskärm	Öppningsbar lucka	Uppvärmad modul	

Figur 5.1: Morfologisk matris med fyra genererade systemlösningar.

5.1.3 Eliminering av koncept

De fyra koncepten utvärderades mot de krav som sattes i kravspecifikationen. Den resulterande elimineringsmatrisen redovisas i tabell 5.3. Den svarta och den blå lösningen uppfyllde alla krav och gick därmed vidare till den slutliga jämförelsen. Den gröna lösningen blev eliminerad, bland annat, eftersom kravet för konceptets livslängd inte uppfylldes. Den orange lösningen blev eliminerad då viktkravet, samt flera ytterligare krav inte uppfylldes.

Tabell 5.3: Elimineringmatris för de framtagna koncepten.

Viktning av önskemål	Höjd: >1 km	Drifttid: >30 min	Vikt: < 700 kg	Datainsamling: Ja	Temperatur drift: 0-30 (°C)	Vindtålighet: >15 m/s	Hantera isbildning: Ja	Livslängd: > 10 flygurer	Underhållskostnader: Ja	Ej stora omgivande luft: < 3000 kr/flyg	Möjlighet att få tillstånd: Ja	Kontrollerad landning: förutsägbar landningsplats	Kostnad: < 30 000 kr	Vattentålighet: regelrig (IPX-LX3)
Svart lösning	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja
Blå lösning	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja
Grön lösning	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Nej	-	-	-	-	-	-	-
Orange lösning	Ja	Ja	Nej	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

5.1.4 Slutligt konceptval

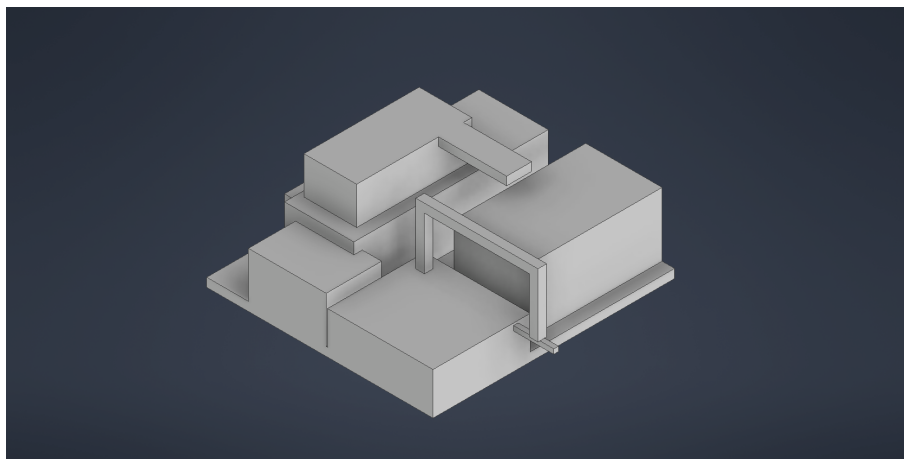
De två, efter eliminering, kvarstående koncepten jämfördes i den viktade beslutsmatrisen. Resultatet redovisas i tabell 5.4 nedan. De två koncepten erhöll en relativt liten skillnad i totalpoäng med en knapp fördel för den svarta lösningen med en totalpoäng på 2,969, jämfört med den blå lösningen som erhöll en totalpoäng på 2,836. Utifrån resultatet av beslutsmatrisen valdes den svarta lösningen som slutligt koncept för vidare utveckling.

Tabell 5.4: Viktad beslutsmatris för kvarstående koncept.

Kriterie	Önskemål	Vikt	Svart lösning	Blå lösning	Viktad svart lösning	Viktad blå lösning
Höjd	1-5 km	0,099	3	3	0,297	0,297
Drifttid	120 min	0,093	3	2	0,280	0,187
Vikt	under 150 kg	0,091	4	4	0,363	0,363
Datainsamling	Ja, kontrollerbart	0,082	2	2	0,164	0,164
Temperaturintervall drift	-28°C - 35°C	0,082	3	3	0,246	0,246
Vindtålighet	35 m/s	0,074	2	2	0,147	0,147
Hantera isbildning	Ja, utan större påverkan	0,062	2	2	0,125	0,125
Energikonsumtion	Så lågt som möjligt	0,062	3	2	0,187	0,125
Livslängd	> 5 år	0,062	4	4	0,249	0,249
Drivmedel	Förnybar energi	0,059	4	4	0,238	0,238
Lätt att hantera/styra	Autonom styrning	0,048	3	3	0,144	0,144
Underhållskostnader	under 500 kr/år	0,042	4	3	0,170	0,127
Ej störa omgivande luft under mätningar	Ja, ingen påverkan alls	0,031	3	3	0,093	0,093
Möjlighet att få tillstånd	Ja, så lite restriktion som möjligt	0,025	1	1	0,025	0,025
Kontrollerad landning	Ja, exakt kontroll över landningsplats	0,023	3	3	0,068	0,068
GPS	Ja	0,023	4	4	0,091	0,091
Dataöverföring i realtid	Ja	0,020	0	4	0,000	0,079
Kostnad	Så billigt som möjligt	0,014	4	3	0,057	0,042
Vattentålighet	Vattentålig, IPX7	0,006	4	4	0,023	0,023
		1,000			2,969	2,836

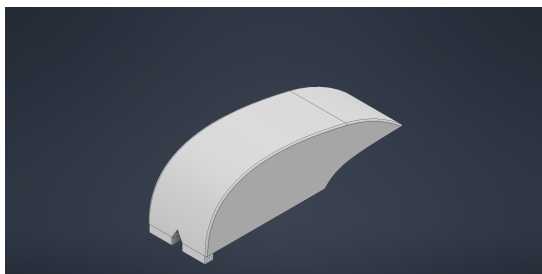
5.2 CAD

Det första resultatet från CAD-modelleringen i Autodesk Inventor var den förenklade modellen av den lånade mätutrustningens geometri (se Figur 5.2). Utrustningens kritiska dimensioner speglas och möjliggjorde att passformen för kåporna kunde kontrolleras innan 3D-skrivning.

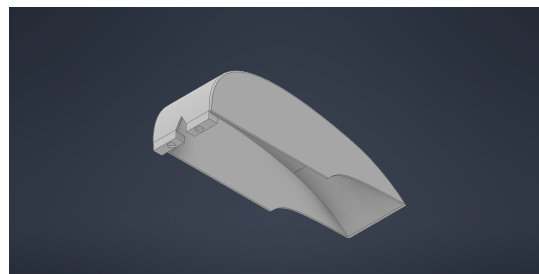


Figur 5.2: Förenklad CAD-modell av mätutrustningen.

Den slutgiltiga designen för den främre kåpan med dess droppformade profil som följer planets konturer visas i figur 5.3. Framtill syns öppningen avsedd för mätproben. Samma kåpas undersida med försänkningar avsedda för magneter visas vidare i figur 5.4. Den bakre kåpan visas i Figur 5.5 där snäppfästet för flygkroppens tvärgående rör syns på kåpans undersida.



Figur 5.3: CAD-modell av den främre kåpan.

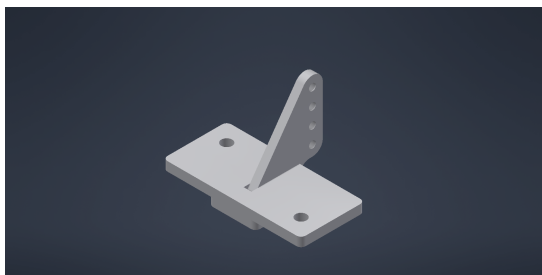


Figur 5.4: CAD-modell av främre kåpan underifrån.

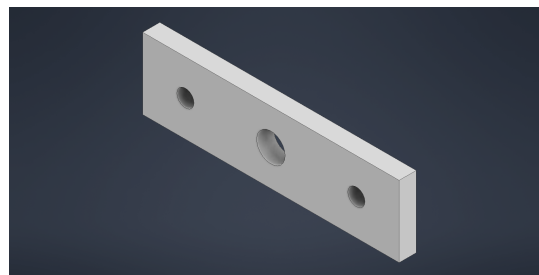


Figur 5.5: CAD-modell av bakre kåpa.

Roderhornen med dess stegade basgeometri visas i figur 5.6 där den nedre delen är dimensionerad för att passa försänkningen på vingens roderyta. Slutligen visas landningställets rektangulära förstärkningsbricka i figur 5.7 med det centrala hålet dimensionerat för en M10-skruv samt två yttre hål för M6-skruvar.



Figur 5.6: CAD-modell av modifierat roderhorn.



Figur 5.7: CAD-modell av förstärkningsbricka för landningsställ.

5.3 3D-Skrivning

Några problem uppstod gällande utskriftarna, till exempel kan en misslyckad utskrift av den främre kåpan ses i figur 5.8. En uppsats roderhorn skrevs ut i ett opassande

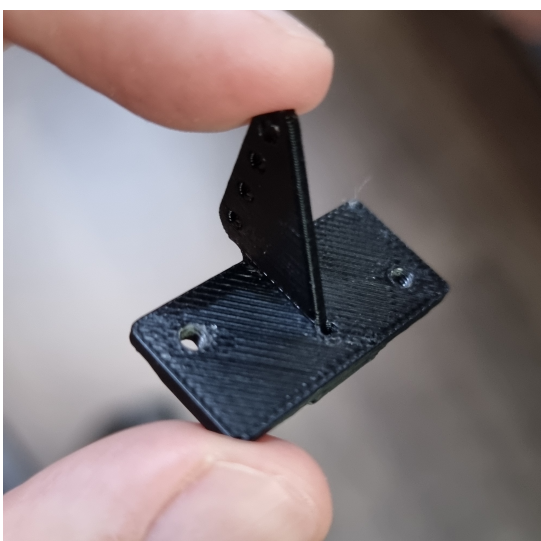
filament, vilket resulterade i att de lätt bröts av. Problemen med dessa korrigerades genom att den främre kåpan skrevs ut i två delar och att filament till kåpan och roderhornen byttes till PETG vilket gjorde dem betydligt mer stresståliga. Detta visas i figur 5.9 samt i figur 5.10. Den bakre kåpan skrevs ut i det mindre lämpliga filamentet PLA och utskriften som kan ses i figur 5.11 blev något lågkvalitativ men helt godtagbar för sitt syfte, då den inte skulle utsättas för någon mekanisk stress. Den utskrivna förstärkningsbrickan för landningsstället uppfyllde sitt ändamål, även den utskrivna i PETG.



Figur 5.8: 3D-skrivningsfel. Delen rycktes bort på okänt sätt och skrivaren fortsatte sedan att skriva ut filament i luften.



Figur 5.9: Den kompletta framkåpan ihopsatt efter att den skrevs ut i två delar.



Figur 5.10: Ett av de slutgiltiga roderhornen som skrevs ut i PETG.



Figur 5.11: Godtagbar utskrift av bakkåpan, grov textur på ytskiktet.

5.4 Genomförda modifikationer

Arbetet med att förbereda planet för att användas som en flygande sond resulterade i att de medföljande roderhornen som var svagt fastlimmade blev utbytta mot egendesignade roderhorn som skruvades in i rodret. Ett bakre landningsställ installerades för att möjliggöra oassisterad avfärd samt säkrare landning. En mätmodul placerades i flygkroppen och dess lock byttes ut mot två kåpor designade specifikt för att innesluta mätmodulen. Dessutom tillverkades en seriekopplingskabel med XT-60 kontakter för att seriekoppla två batterier till att motsvara ett med högre spänning. Dessutom fick BEC:n sina kontakter utbytta till XT-60 för att vara kompatibla i systemet.

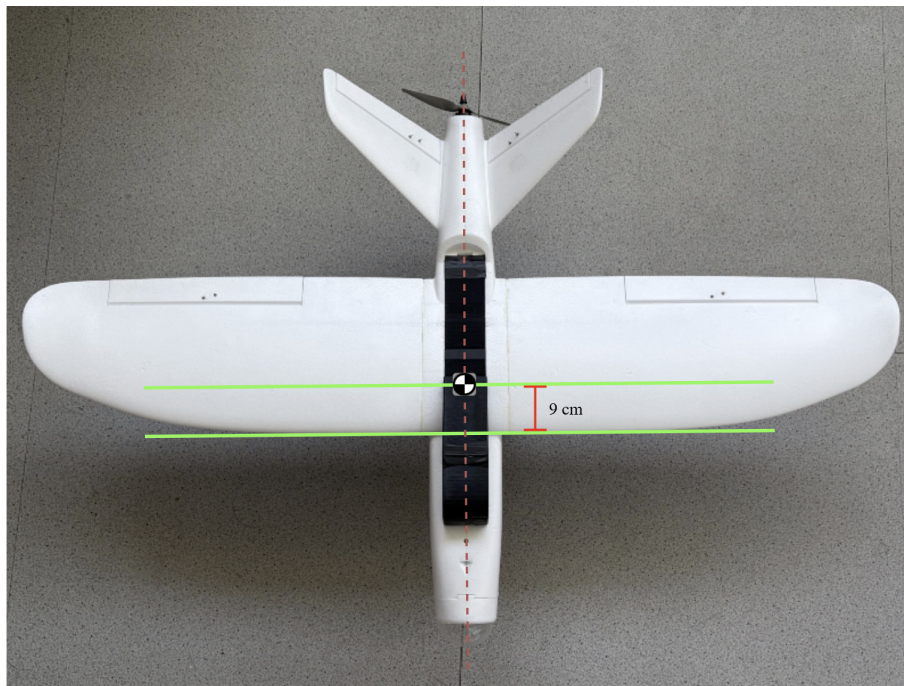
5.5 Slutgiltig systemlösning

Konceptgenereringen resulterade i att en fixed-wing flygplattform köptes in för vidare modifikation. Den slutliga systemlösningen består av en X-UAV Talon som flygplattform, ett elektriskt framdrivningssystem, ett landningsställ med stödhjul, en integrerad partikelmätare samt ett skyddande hölje för mätmodulen. Figur 5.12 visar hela systemet i monterad konfiguration.



Figur 5.12: Slutgiltig systemlösning i monterad konfiguration.

Flygplattformen har ett vingspann på 1718 mm och en vingarea på 60 dm². MAC approximerades till att vara ca 325 mm och tyngdpunkten konstateras ligga på avståndet 90 mm mätt från vingens framkant. Detta motsvarar ca 27,7 % av MAC vilket är inom det teoretiska spannet 20–30 % som använts som tumregel. Vid vägning av den slutliga systemkonfigurationen uppmättes en totalvikt på 3242 g. Figur 5.13 visar tyngdpunkts position i förhållande till vingens framkant vid fullständigt monterad konfiguration.



Figur 5.13: Tyngdpunktens position i förhållande till vingens framkant.

Det slutgiltiga systemets huvudkomponenter, samt deras funktion, för de olika delsystemen, redovisas vidare i tabell 5.5.

Tabell 5.5: Delsystem och dess huvudkomponenter för slutgiltig systemlösning.

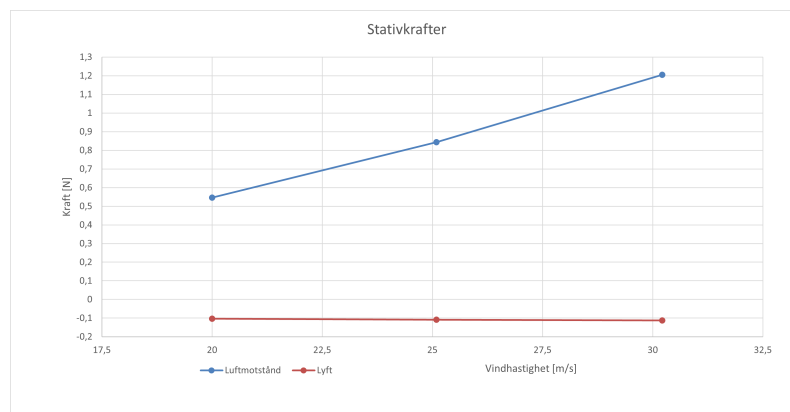
Delsystem	Huvudkomponenter	Funktion
Plattform	Fixed wing X-UAV Talon	Flygande plattform och bära övriga delsystem
Framdrivning	Motor, propeller och ESC	Generera och reglera dragkraft
Energisystem	Batteri (LiPo)	Förser elektriska komponenter med elektrisk energi
Styrsystem	Servon, roderhorn och länkage	Möjliggör styrning, stabilisering och reglering av roder
Positionering	GNSS	Möjliggör positionering av datapunkter från mätmodul
Kommunikation	Radio, FPV-kamera	Möjliggör kommunikation och styrning mellan drönare och markstation
Mätsystem	POPS partikelmätare, skyddshölje	Genomföra partikelmätningar i luften
Landning	Landningställ/stöd hjul	Underlättar start och landning samt skyddar plattform

5.6 Vindtunneltester

I följande avsnitt presenteras de empiriska mätvärden som samlades in i vindtunnel-testerna: först resultaten från de aerodynamiska testerna med och utan modifierad kåpa, därefter resultaten från drivsystemstestet.

5.6.1 Aerodynamiska mätningar i vindtunnel

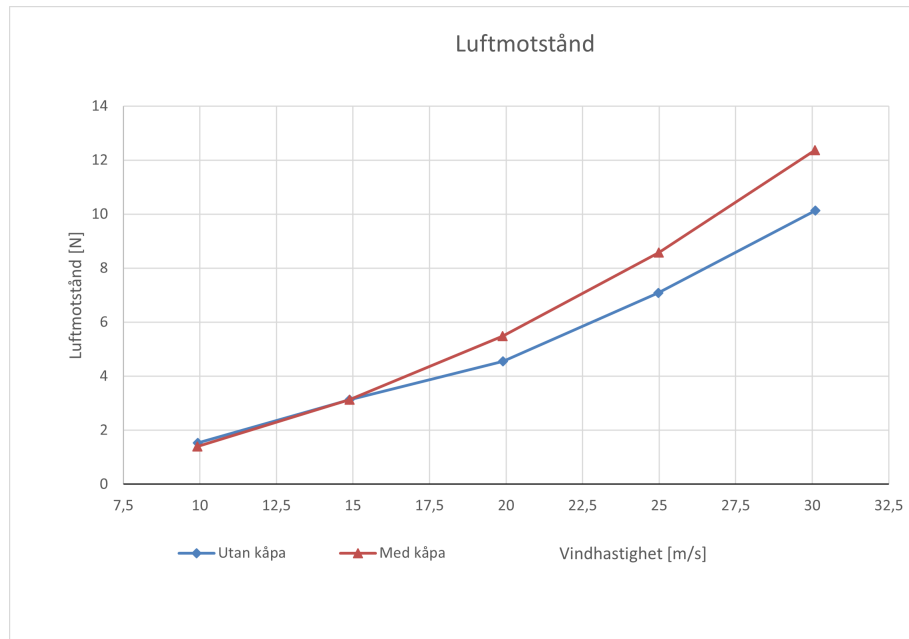
Störningen introducerad av stativet presenteras i figur 5.14 och visar både lyftkraft och luftmotstånd som det orsakar.



Figur 5.14: Graferna illustrerar förhållandet mellan vindhastighet i m/s (på X-axeln) och kraft i Newton (på Y-axeln) för mätningarna med och utan den modifierade kåpan.

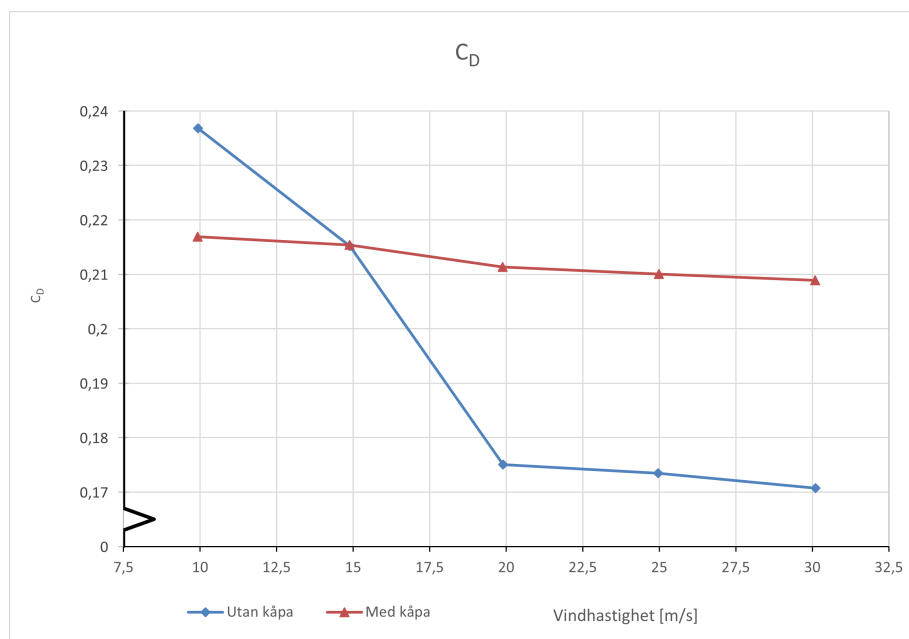
Den introducerade lyftkraften ligger stadigt på $-0,1$ N för hela mätningsintervallet. Luftmotståndet ökar från $0,55$ N till $1,2$ N mellan vindhastigheterna 20 – 30 m/s. Dessa värden är mycket små och kan därför försummas för resterande mätningar.

Mätningarna av drönarens aerodynamiska egenskaper med och utan den modifierade kåpan påvisade en ökning på cirka 20% av det uppmätta luftmotståndet över flygkroppen vid en hastighet av 20 m/s och högre. Detta kan urskiljas från figur 5.15.



Figur 5.15: Graferna illustrerar förhållandet mellan vindhastigheten i m/s (på X-axeln) och luftmotståndet i Newton (på Y-axeln) för mätningarna med och utan den modifierade kåpan.

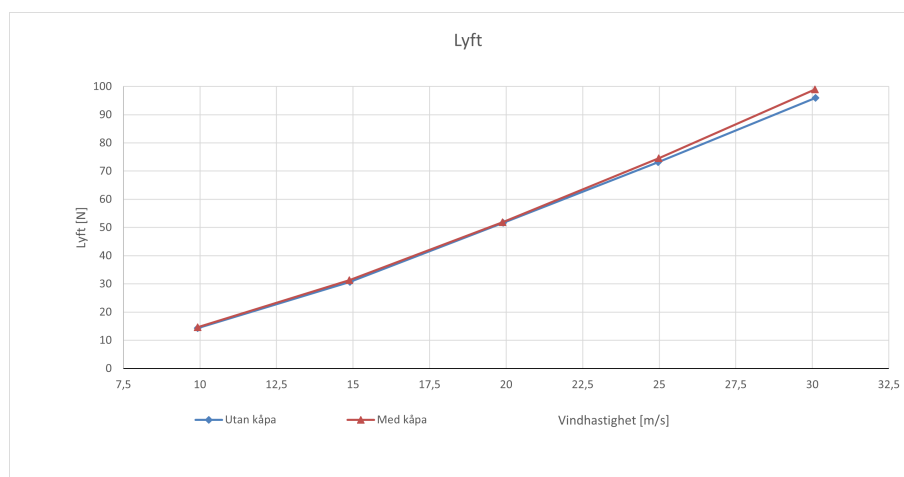
Det som kan ses är att luftmotståndet vid den högsta undersökta vindhastigheten är ungefär 12,4 N för drönaren med modifierad kåpa, vilket är cirka 22 % högre än mätningen utan kåpa. Med dessa värden på luftmotståndet kan man, genom att lösa för C_D i ekvation 3.6, enkelt ta fram en graf för hur C_D varierar över det givna intervallet. Detta illustreras i figur 5.16.



Figur 5.16: Graferna visar hur C_D varierar med vindhastigheten för de två mätningarna.

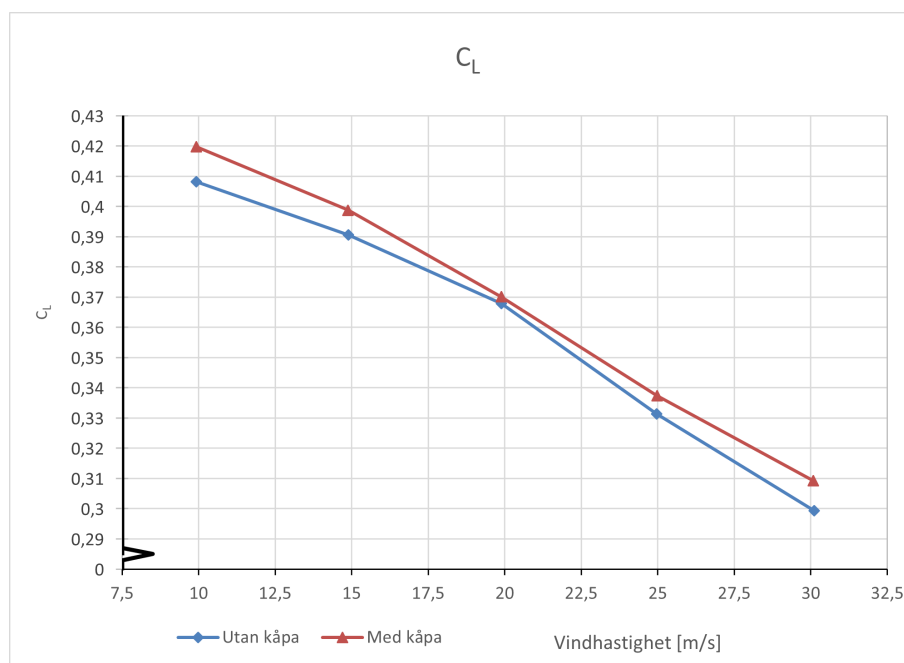
Figur 5.16 visar att C_D , för configurationen med den modifierade kåpan, praktiskt taget hålls konstant över hela mätintervalllet.

Det kan i figur 5.17 urskiljas att det i princip inte existerar någon skillnad mellan värdena på lyftkraften för de två mätningarna. Den högsta uppmätta lyftkraften ligger på 98,9 N för mätningen med kåpa, vilket motsvarar en lyftkraft på 10,1 kg.



Figur 5.17: Grafen illustrerar förhållandet mellan vindhastigheten i m/s (på X-axeln) och lyftkraften i Newton (på Y-axeln) för mätningarna.

Med hjälp av värdena i figur 5.17 kan C_L , på samma sätt som för C_D , lösas ut ur ekvation 3.5. Grafen i figur 5.18 redogör hur C_L varierar över mätintervalllet.

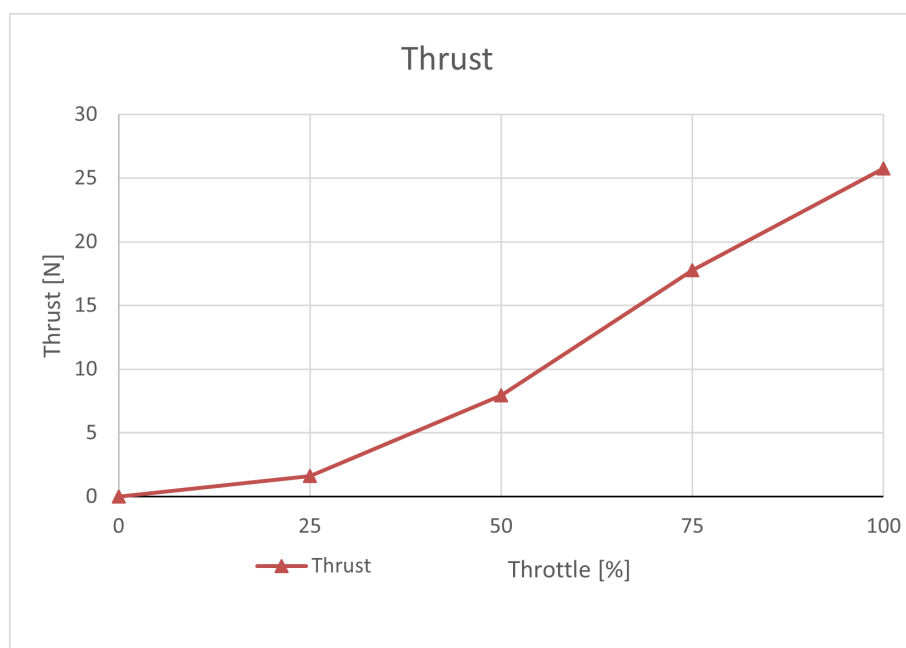


Figur 5.18: Grafen illustrerar förhållandet mellan vindhastigheten i m/s (på X-axeln) och lyftkoefficienten (på Y-axeln) för mätningarna med och utan den modifierade kåpan.

Det som kan urskiljas i figur 5.18 är att C_L för båda mätningarna minskar med ökad vindhastighet. Lyftkoefficienten för mätningen med kåpa har sitt största värde vid en vindhastighet på 10 m/s där $C_L \approx 0,42$ och sitt minsta värde vid en vindhastighet på 30 m/s där $C_L \approx 0,31$, vilket innebär en minskning med cirka 26 %.

5.6.2 Vindtunneltest av drivsystem

Undersökningen mellan thrust och throttle från drönarens drivsystem redovisas i figur 5.19. Där kan man på kraftprofilen avläsa vad som tycks vara ett någorlunda linjärt samband efter 25 % throttle. Resultatet visar dessutom en maximal thrust på 25,7 N vilket uppgår till 208 % av det högsta uppmätta luftmotståndet på 12,4 N för drönaren med kåpa.



Figur 5.19: Grafen illustrerar drivsystemets producerade thrust vid olika procent av throttle.

5.7 Fälttest

I detta avsnitt redovisas resultaten av det fälttest som genomfördes. Fälttestet verkställdes i två steg för att först utvärdera flygplattformens grundläggande egenskaper och därefter hela prototypens funktion med den slutliga systemkonfigurationen.

5.7.1 Testflygning utan mätutrustning

Räckviddtestet konstaterade att radiosändaren hade en stabil anslutning utan observerad signalförlust. FPV-kameran fungerade väl och en godtagbar signal på bildöverföringen noterades.

Under flygtestet kunde flygplattformen lyfta, flyga stabilt och sedan landa kontrollerat. Inga problem med styrrespons eller stabilitet noterades. Vid visuell inspektion efter landning observerades inga synliga skador på flygkroppen eller resterande komponenter.

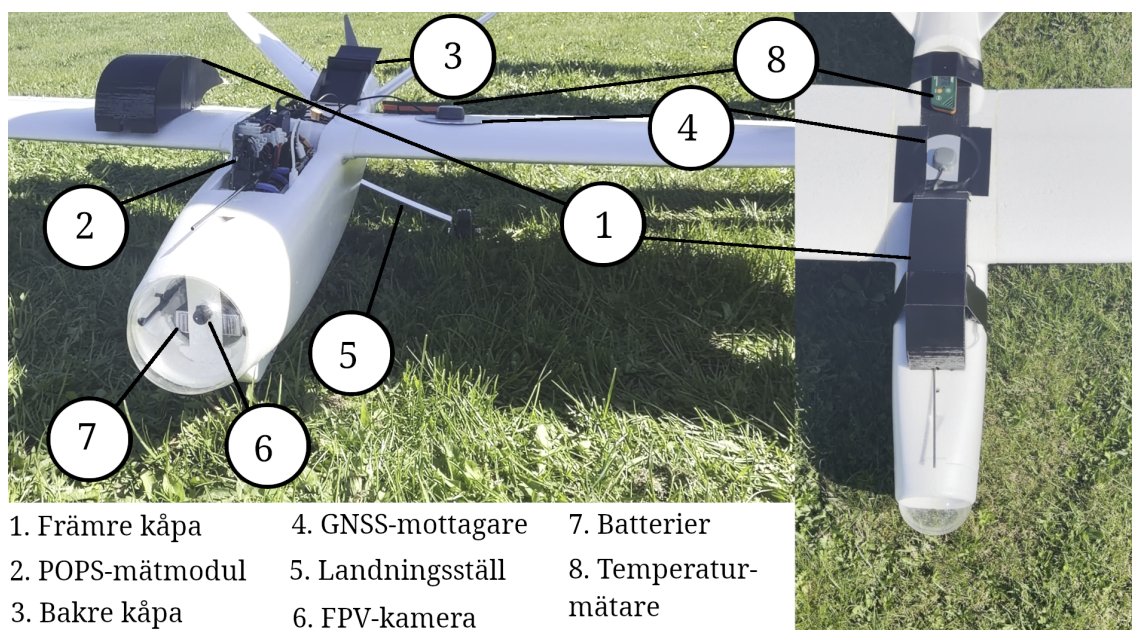
Vid testflygningen flög flygplanet i 3 minuter och 46 sekunder. Batterispänningen uppmättes till 25,24 V före flygning och 23,8 V efter flygning. Detta estimerades med typiska urladdningskurvor för LiPo-batterier till att motsvara ungefär 15 – 20 % förbrukning av batterikapaciteten. Detta bedömdes vara tillräckligt för att genomföra nästa flygtest med integrerad mätutrustning.

5.7.2 Testflygning med mätmodul

Under räckviddstestet noterade piloten att styrkan på radiosignalen sjönk en aning när planets nos riktades direkt mot radiokontrollen. Detta påverkade dock inte rodrens rörelse och styregenskaperna var därmed fortsatt goda.

Under testflygningen flögs flygplanet kontrollerat och stabilt i cirkulära banor upp till en höjd på cirka 150 m. Flygplanet noterades även kunna lyfta, flyga stabilt och sedan landa kontrollerat. Vid visuell inspektion efter landning observerades inga synliga skador på flygkroppen eller övriga komponenter och mätutrustningen var intakt.

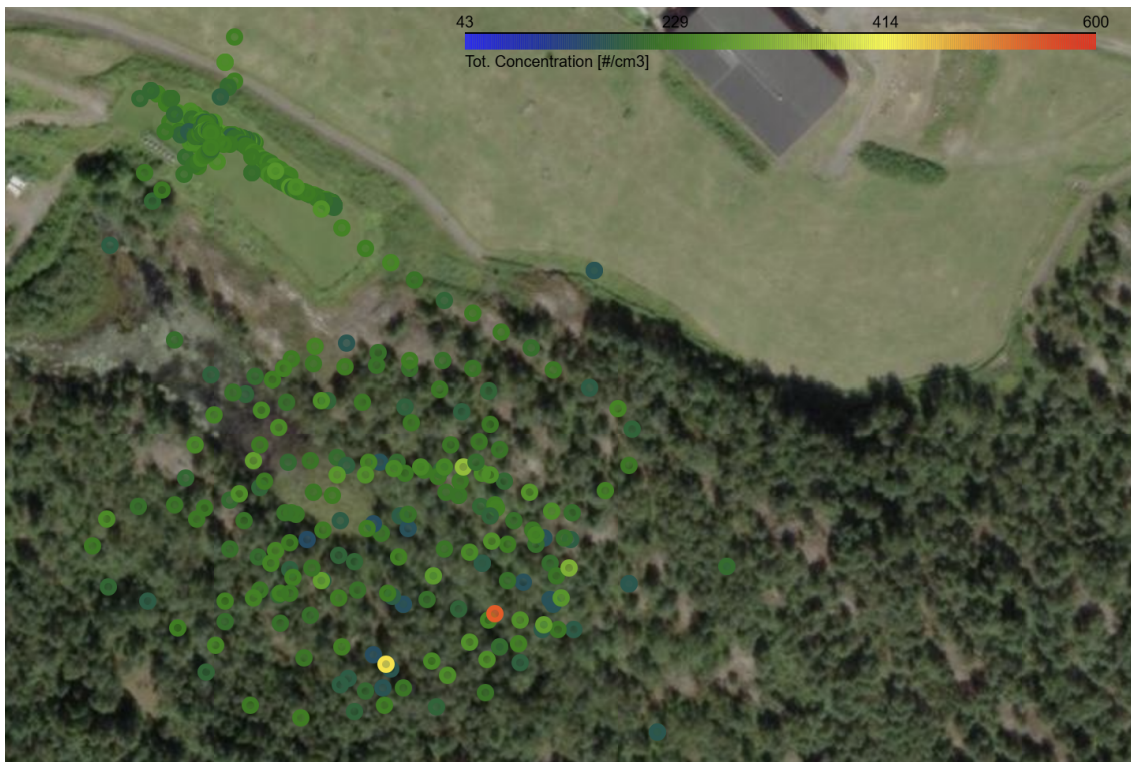
Vid det andra flygtestet flög flygplanet i 4 minuter. Batterispänningen uppmättes till 23,8 V före flygning och 23,1 V efter flygning. Detta estimerades med typiska urladdningskurvor för LiPo-batterier till att motsvara ungefär 13 – 17 % förbrukning av batterikapaciteten. Planets konfiguration vid den andra flygningen kan ses i figur 5.20.



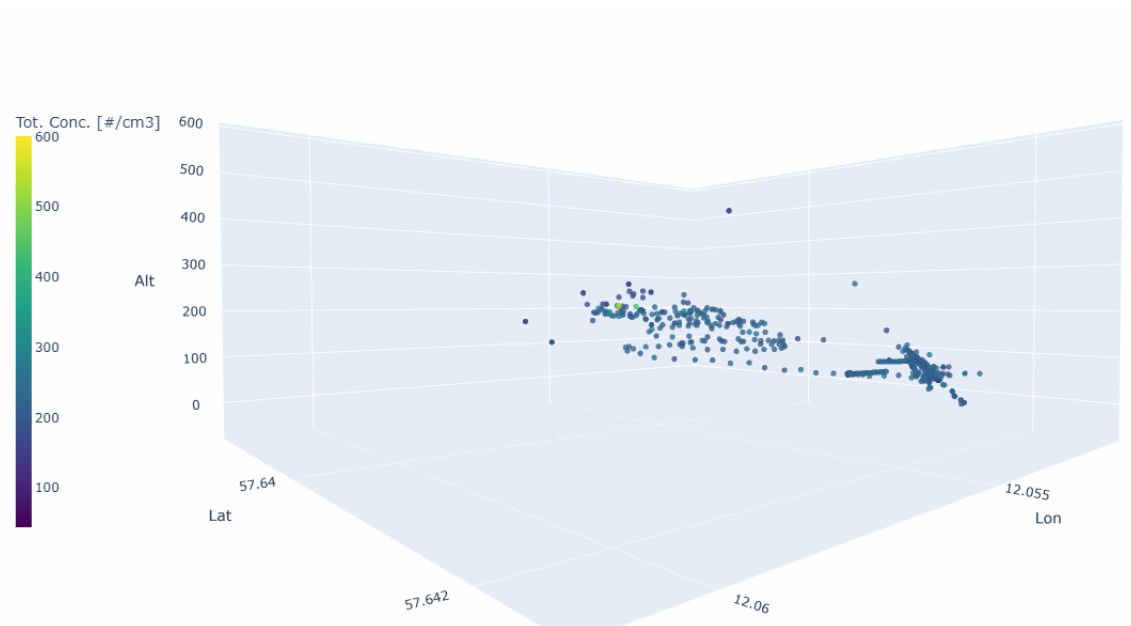
Figur 5.20: Planets konfiguration inför flygtest med mätmodul.

5. Resultat

Datainsamling kunde genomföras under hela flygningen. I figur 5.21 presenteras partikelkoncentrationer (antal/ cm^3) samt deras position projicerad på en satellitbild över flygfältet. En motsvarande 3D-plot som tagits fram redovisas i figur 5.22.



Figur 5.21: Satellitbild över flygfältet där geografisk position ställs mot partikelkoncentration.



Figur 5.22: 3D-plot över geografisk position, där koordinater (latitud, longitud och altitud) ställs mot partikelkoncentration.

6

Diskussion och slutsats

I detta avslutande kapitel förs en diskussion med återkoppling till projektets syfte och mål. Kapitlet avrundas med en sammanfattande del som föreslår en utgångspunkt för vidare utveckling och de huvudsakliga slutsatserna för projektet dras.

6.1 Konceptgenerering och konceptval

Konceptgenereringsfasen utgick från den litteraturstudie som genomfördes i ett tidigt skede av arbetet. Detta fungerar bra för att skapa en överblick över befintliga flygplattformar samt mätutrustning som finns tillgänglig idag. Detta gav därmed goda förutsättningar för det vidare arbetet i konceptgenereringsprocessen då flera kombinationer av lösningar kunde analyseras.

Vid framtagning av kriterier och dess respektive värden på krav och önskemål användes approximationer och sunt förnuft i förhållande till de generella målen som skulle uppnås. Detta medför att resultatet av kravspecifikationen snabbt blir väldigt subjektiv. Med andra ord kan detta arbete resultera i en helt skild lösning gentemot vad en annan grupp skulle kunna få, även om samma metod används. Ett sätt att minimera denna variation kan vara att med starkare underlag och rigorösa beräkningar tydligare understöda de krav och önskemål som sätts på systemets funktion.

Resultatet av beslutsmatrisen i tabell 5.4 visade att den svarta lösningen fick ett marginellt högre poäng än den blå lösningen. Detta beror på att enbart en delfunktion skiljde sig mellan dessa, vilket kan ses i den morfologiska matrisen i figur 5.1. Vid närmare analys av dessa två lösningar kan det upplevas anmärkningsvärt att den ena är bättre än den andra, men detta är en konsekvens av att lösningarna tilldelades ytterligare attribut som inte framgår av matrisen. För att tydliggöra dessa skillnader hade en mer utförlig morfologisk matris lämpat sig bättre för att understryka att dellösningarna skiljer sig åt även inom sin egen kategori.

6.2 Flygplattform

Som slutgiltig flygplattform valde vi X-UAV Talon och beslutet baserades på hur väl den integrerades med mätutrustningen. Som det tidigare beskrivits i metoden var planen att använda Sonicmodell Skyhunter 1800 som flygplattform, på grund av dess större inre volym. Det visade sig dock att Talons dimensioner och utformning var mer lämplig för att omsluta mätmodulen vertikalt, vilket gav en kompakt och

säker fixering i flygkroppen. Vi behövde därför inte genomföra några modifieringar i flygkroppens struktur, vilket skulle öka risken för försämrad aerodynamik och flygprestanda. Genom att istället använda Talon kunde vi därför lättare montera och demontera mätutrustningen.

X-UAV Talon är en beprövad modell som varit på marknaden länge och har ett gott rykte i hobbykretsar, något som bekräftades av dess mycket goda prestation under fälttestet. Givet Talons låga pris och goda flygegenskaper innebär detta att flygplattformen är ett mycket kostnadseffektivt alternativ. Däremot är det värt att poängtera att några tester på högre höjder inte genomförts. Eftersom att ambitionen är att UAS:en i framtiden ska operera på höjder upp till 5 km återstår det att utvärdera hur systemet hanterar denna miljö. Den tunnare luften och låga temperaturen kombinerat med höga vindhastigheter ställer helt andra krav på flygplattformen än vad som testats. Det går i nuläget därför inte att dra några slutsatser om dess fulla kapacitet och utgör därmed en naturlig utgångspunkt för vidare utveckling.

6.3 Konstruktion och systemintegration

Kåporna som designades för att ersätta kroppens ursprungliga lock var utformade väl, men inte helt perfekt. Det uppstod oavsiktligt en liten glipa där framkåpan möter bakkåpan, något som provisoriskt åtgärdades med tejp. Åtgärden fungerade för vårt test men bör åtgärdas för säkerställa en tät förslutning av flygkroppen. Då fukt riskerar att tränga in till elektroniken utgör denna glipa en betydande svaghet. Denna brist hade kunnat undvikas om CAD-modellerna noggrannare utvärderats tillsammans, möjligtvis genom en sammanställd assembly av de olika delarna där även själva flygkroppen inkluderas.

De roderhorn som medföljde flygplattformen var initialt tänkta att användas i konstruktionen. Vid montering upptäckte vi dock snabbt att dessa inte upprätthöll en tillräckligt hög standard. Då de hade en för liten kontaktyta med rodret fäste de inte vid limning vilket de var designade för. Av denna anledning valde vi att modellera och printa egna roderhorn som istället fäste med hjälp av skruvar, brickor och muttrar vilket säkerställde en mycket säkrare konstruktion. Vi kunde därför förlita oss på att styrsystemet inte skulle gå sönder av att någon servo skulle dra loss sitt tillhörande roderhorn, vilket hade resulterat i en katastrofal förlust av kontroll över planet.

Landningsstället presterade förvånansvärt bra trots det faktum att underlaget ej var optimalt. Landningsfältet hade relativt högt gräs och var dessutom ojämnt. Om gräset är för högt kan det medföra bromsande effekter vilket framför allt kan försvåra avfärd avsevärt. Trots det höga gräset märktes däremot inga svårigheter vid varken avfärd eller landning. Vid ojämnt underlag finns även en liten risk att flygkroppen välter. Då man både vid start och landning dessutom har en relativt hög hastighet så medför detta att skadorna som kan uppstå på både flygkropp och den sårbara mätutrustningen riskerar att bli förödande. Ur ett annat perspektiv kan det ha varit något fördelaktigt att landningen skedde på gräs jämfört med ett hårdare underlag

såsom exempelvis asfalt. Detta på grund av att gräset kan ha haft en dämpande effekt. På ett hårdare underlag hade en mer aggressiv landning riskerat att stöta upp landningsstället i flygkroppen.

Under räckviddstestet för den andra testflygningen noterade piloten att signalen blev svagare när planets nos riktades mot radion. Detta märktes inte av på planet och orsakade inte problem under flygningen, men är något att ta hänsyn till. Förmodligen skedde detta på grund av de elektroniska komponenterna som tillfördes inför den andra testflygningen då detta inte var något som noterades vid det första testet. Vi har två teorier till vad som orsakade detta. Den första är att radiosignalen blev störd rent fysiskt av att drönarens front packats med elektronik. POPS-modul, batterier och powerbank monterades alla framför radiomottagaren, när den tidigare endast haft det smala aluminiumblocket med skum på sidorna. Den andra teorin är att radiosignalerna blev störda av en annan signal som kom från en nymonterad modul på planet. Även denna tillhörde det andra projektet och verkade kommunicera med en telefon, detta gör det troligt att den skickade ut radiosignaler på 2,4 GHz-bandet som också användes av radiostyrningen för drönaren. Det som talar för denna teori är det faktum att telefonen hade svårigheter att ansluta till mätmodulen, medan en sak som talar mot den är att telefoner tenderar att vara bra på att undvika denna typ av interferens.

Integrationen av POPS-modulen med skumplast och den modifierade kåpan fungerade väl för de testmätningar som utfördes, även då det var en mer temporär lösning. Det skall dock noteras att inga avancerade manövrar utfördes under testflygningarna och det är därmed enbart verifierat att mätmodulen kan hållas på plats vid lugnare flygning. Detta medför en viss risk att modulen skiftar sin position under mer extrema förhållanden, exempelvis orsakade av turbulens som ofta förekommer på högre höjder. Ytterligare en brist med monteringen var mätprobens riktning. På grund av att mätproben placerades med en liten vinkel i förhållande till flygplanets färdriktning kommer mätvärdena inte vara helt isokinetiska. Detta innebär enligt teorin som presenteras i avsnitt 3.6.3 att vi inte helt bör förlita oss på de partikel-mätningar som togs med vår konstruktion.

6.4 Tolkning och utvärdering av resultat

Den resulterande positionen av tyngdpunkten verifierades teoretiskt till att befinna sig inom det spann som användes som en tumregel för procentuell andel av MAC. Detta stöds även av fälttestet där piloten bedömde flygplanets flygegenskaper som mycket goda. Sammantaget indikerar detta därmed att tyngdpunkten var lämpligt placerad för den testade systemkonfigurationen. Med tanke på detta är det värt att poängtera att framtida modifieringar som kan förändra massfördelningen bör utvärderas med avseende på tyngdpunktsläget för att systemets stabilitet och manöverbarhet inte försämras.

6.5 Vidare utveckling

En naturlig, vidare utveckling av arbetet skulle kunna vara att med större fokus på kravspecifikationen verifiera att alla delmål verkligen uppfylls. Energisystemet bör ses över och omarbetas för att säkerställa att systemet, utan att skada batterier, faktiskt kan klara av att nå de målhöjder som är intressanta för att understöda den forskning som görs av atmosfäriska partiklar. Detta är värt att undersöka eftersom att arbetet resulterat i en prototyp och där testflygning enbart har skett på lägre höjder för att verifiera systemets grundläggande styrfunktioner.

På höga höjder ställs krav på temperaturintervall, isbildning, förmåga att hantera höga vindhastigheter och generera tillräcklig lyftkraft i den låga luftdensitet som förekommer på dessa höjder. Fortsatt arbete med prototypen bör därmed inkludera en tydlig verifieringsplan där respektive kriterie systematiskt och noggrant utvärderas med hjälp av specifika testmetoder, simuleringar eller analytiska beräkningar.

För framtida flygningar på högre höjder bör dessutom säkerhet och regulatoriska krav tas hänsyn till. Särskilda tillstånd krävs för att få flyga högre än 120 m i den aktuella vikt- och storleksklassen. Dessa tillstånd är tidskrävande och bör därmed ansökas om i god tid. För att öka chanserna till godkända tillstånd bör olika säkerhetslösningar undersökas och implementeras i systemet. Exempel på säkerhetsåtgärder är inbyggd fallskärm, autopilot med assisterad fly-home funktion vid förlorad signal eller isförebyggande beläggning för att hindra roder från att frysa fast.

För att lösa problemet som uppstod med signalfall när mätmodulen monterades i prototypen, samt andra signalstyrkeproblem som kan uppstå i framtiden bör prototypen utrustas med bättre antenner. Om den flygs på längre avstånd från kontrollmedlet, vare sig med radio som tidigare eller ett mer avancerat kombinerat med en flight controller, kommer den att behöva mer känsliga antenner som monteras externt (exempelvis på vingarna) för att inte störas av kroppen eller den interna utrustningen.

Oavsett om framtida projekt införskaffar en egen mätmodul till sonden eller om de fortsatt förlitar sig på samarbetet med POPS-projektet, bör någon form av monteringsystem designas. En permanent fixtur som tillåter modulen att snabbt och enkelt fästas i, och om nödvändigt, avlägsnas från flygkroppen är viktig för att öka tillgängligheten till modulen. Som en del av detta bör kablaget inuti kroppen fästas längs väggar och golv för att få en organiserad och ordnad struktur som därmed underlättar internt arbete eller framtida systemuppgraderingar.

För att säkerställa en så hög datakvalitet som möjligt behöver POPS-modulens konfiguration anpassas. Luften verkar nämligen sugas in med en förinställd hastighet, vilket medför att aerosolen i mätproben inte anpassas efter friströmshastigheten. Som det andra kriteriet i teoriavsnitt 3.6.1 konstaterar måste luften i mätproben ha samma hastigheten som friströmmen för att säkerställa isokinetisk provtagning. Detta medför i sin tur att den genomförda provtagningens resultat blir något felaktig

då fördelningen och koncentrationen av partiklarna inte representerar den ostörda aerosolen. Dessutom finns en risk att partiklar gått förlorade mellan inlopp och mätinstrument då mätinstrumentet hade flera krökta slangar. Slangarnas utformning på mätmodulen var ingenting som vi i projektet kunde påverka men då de fanns så medför det i enlighet med teorin i avsnitt 3.6.4 att partiklar med stor tröghet blir underrepresenterade då de kolliderar med rörväggarna.

6.6 Slutsats

Sammanfattningsvis har detta kandidatarbete resulterat i en fungerande prototyp av en fixed-wing baserad UAS avsedd för mätning av atmosfäriska partiklar. Genom en konceptgenereringsfas togs en potentiell systemlösning fram avsedd att åstadkomma de mätningar av partiklar som kan komma att validera den teoretiska forskning som i dagsläget görs. Konstruktionsfasen resulterade i en fullt integrerad prototyp som genom efterföljande tester kunde verifieras som ett praktiskt genomförbart koncept. Sammantaget lägger arbetet därmed en mycket god grund för vidare utveckling av ett mer robust system för analys av atmosfäriska partiklar på högre höjder.

Bidragsrapport

Oscar Aurbakken: Abstract & Sammandrag, Elektronik i planet, Rapport: 4.2, 4.5, 5.3, 5.4,

Simon Berg: Figurer, tabeller, referenshantering, Rapport: 1.2, 2.1, 3.8, 4.1, 4.6, 4.8, 5.1, 5.5, 5.7.

Ludvig Broberg: CAD, Figurer, Rapport: 2.1, 3.4, 3.5, 3.7, 4.7, 4.8, 5.6

Albin Hoberg: Akronymer & initialförkortningar, Nomenklatur, Rapport: 1.1, 2.1, 2.2, 3.1, 4.1, 4.3, 5.1

Abdi Maxamed Ahmed: Rapport: 1.1,2.1,2.3

David Tinnert: CAD, Figurer, Rapport: 1.4, 3.1, 3.3, 3.6, 3.6.1, 3.6.2, 3.6.3, 3.6.3, 3.6.4, 4 (intro), 4.4, 4.4.1, 5.2

Alla har deltagit i litteraturstudie, konceptgenerering, konstruktion, fälttester, diskussion, korrekturläsning och finjustering av rapport.

Användning av LLM

LLM:er som använts är Google Gemini, DeepSeek och ChatGPT. Google Gemini har använts för bildgenerering. Alla olika LLM:er har använts för att undersöka så att akronymer och ord i ordlistan är korrekt förklarade, undersökt verktyg och tekniker för layoutdesign i LaTeX, för att snabbt söka efter information i större artiklar för att enbart fokusera på relevanta delar och därmed spara tid. De har även använts för att förbättra meningsuppbyggnad och val av ord när det stått mellan olika.

Litteraturförteckning

- [1] Chalmers Tekniska Högskola, “Virtuella Moln: att förstå och modellera varma moln mikrofysik med hjälp av flerskaliga numeriska metoder,” Feb 2023, accessed: Mar 3, 2026. [Online]. Available: <https://research.chalmers.se/project/10856>
- [2] W. Nagel, “Balloon,” Oct 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.071200>
- [3] NASA, “Types of Scientific Balloons,” May 2025, accessed: Mar 3, 2026. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/scientificballoons/types-of-balloons/>
- [4] R. S. Ross, “Blimp,” Nov 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.087100>
- [5] D. Glimne, “Drake,” accessed: Mar 10, 2026. [Online]. Available: [https://www.ne.se/uppslagsverk/encyklopedi/l%C3%A5ng/drake-\(lekspel\)](https://www.ne.se/uppslagsverk/encyklopedi/l%C3%A5ng/drake-(lekspel))
- [6] R. A. Myose and R. J. Strohl, “Uncrewed aerial vehicle UAV,” 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.205300>
- [7] Nationalencyklopedin, “Raket,” accessed: Apr 10, 2026. [Online]. Available: <https://www.ne.se/uppslagsverk/encyklopedi/l%C3%A5ng/raket>
- [8] S. Singer, “Propellant,” Jan 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.548500>
- [9] A. Okninski, “On use of hybrid rocket propulsion for suborbital vehicles,” *Acta Astronautica*, vol. 145, pp. 1–10, Apr 2018.
- [10] R. Cadamuro, M. T. Cazzola, N. Lontani, and C. E. D. Riboldi, “A Static Stability Analysis Method for Passively Stabilized Sounding Rockets,” *Aerospace*, vol. 11, no. 3, p. 242, 2024.
- [11] P. Żurawka, N. Sahbon, D. Pytlak, M. Sochacki, A. Puchalski, and S. Murpani, “Multi-objective optimization of a fin shape for a passive supersonic rocket stage,” in *2023 IEEE Aerospace Conference*. IEEE, Mar 2023, pp. 1–12.
- [12] D. C. Hazen, “Airplane,” Nov 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.020000>
- [13] T. R. Quackenbush, “Helicopter,” 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.311900>
- [14] Sensirion AG, “Datasheet SPS30: Particulate Matter Sensor for Air Quality Monitoring and Control,” Sensirion AG, Tech. Rep., Jun 2023, accessed: Mar 15, 2026. [Online]. Available: https://sensirion.com/media/documents/8600FF88/64A3B8D6/Sensirion_PM_Sensors_Datasheet_SPS30.pdf
- [15] NOAA CSL, “Portable Optical Particle Spectrometer (POPS),” accessed: Apr 18, 2026. [Online]. Available: <https://csl.noaa.gov/groups/csl6/instruments/pops/>

- [16] Handix Scientific Inc., “Handix POPS,” accessed: May 9, 2026. [Online]. Available: <https://handixscientific.com/pops/>
- [17] RS PRO, “RS PRO Particle Counter,” RS Components, Tech. Rep., Apr 2021, accessed: Apr 10, 2026. [Online]. Available: <https://docs.rs-online.com/31d9/0900766b81631aea.pdf>
- [18] K. Nurowska, M. Mohammadi, S. Malinowski, and K. Markowicz, “Applicability of the low-cost OPC-N3 optical particle counter for microphysical measurements of fog,” *Atmospheric Measurement Techniques*, vol. 16, no. 9, pp. 2415–2430, May 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.5194/amt-16-2415-2023>
- [19] O. Kemppinen, J. C. Laning, R. D. Mersmann, G. Videen, and M. J. Berg, “Imaging atmospheric aerosol particles from a UAV with digital holography,” *Scientific Reports*, vol. 10, no. 1, Dec 2020.
- [20] T. W. Cannon, “A camera for photography of atmospheric particles from aircraft,” *Review of Scientific Instruments*, vol. 45, no. 11, pp. 1448–1455, Nov 1974.
- [21] J. Ferchow, S. Vogt, M. Schibli, and M. Meboldt, “Dust-resistant microthermal mass-flow pitot-tube for fixed-wing drones (UAV),” *Procedia CIRP*, vol. 100, pp. 409–414, 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2021.05.096>
- [22] R. J. Murgatroyd, “Troposphere,” Dec 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.712200>
- [23] G. Lente and K. Ósz, “Barometric formulas: various derivations and comparisons to environmentally relevant observations,” *ChemTexts*, vol. 6, no. 2, Apr 2020.
- [24] J. D. Anderson, “Aerodynamics,” Nov 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.012800>
- [25] J. G. Leishman, “Viscous-Dominated flows,” in *Introduction to Aerospace Flight Vehicles*. Eagle Pubs, Embry-Riddle Aeronautical University, 2023, ch. 31, accessed: Apr 15, 2026. [Online]. Available: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/viscous-dominated-flows/>
- [26] S. Berndt, “Aerodynamik,” accessed: Apr 16, 2026. [Online]. Available: <https://www.ne.se/uppslagsverk/encyklopedi/l%C3%A5ng/aerodynamik>
- [27] F. M. White, “Reynolds number,” Jan 2026. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.585200>
- [28] J. D. Anderson Jr, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2010.
- [29] J. D. Anderson, “Aerodynamic force,” Jan 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1036/1097-8542.012600>
- [30] E. Lindgren, “Aerosol,” accessed: Aug 5, 2026. [Online]. Available: <https://www.ne.se/uppslagsverk/encyklopedi/l%C3%A5ng/aerosol>
- [31] C. Johansson, “Representativ provtagning av aerosol,” Totalförsvarets forskningsinstitut, FOI, Umeå, Tech. Rep., Jan 2004, accessed: Apr 11, 2026. [Online]. Available: <https://foi.se/rapporter/rapportsammanfattning.html?reportNo=FOI-R--1288--SE>
- [32] C. Nordling and J. Österman, *Physics Handbook: for Science and Engineering*, 9th ed. Studentlitteratur, 2020.

- [33] O. Gonzalo, J. M. Seara, B. A. Chekh, I. Berreteaga, M. Marrocu, and E. Rotondi, “A method for the 3D identification of the center of gravity of an aircraft,” *Measurement*, vol. 220, Oct 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2023.113398>
- [34] NASA Glenn Research Center, “Aircraft Center of Gravity,” Jul 2024, accessed: May 10, 2026. [Online]. Available: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-center-of-gravity/>
- [35] Federal Aviation Administration, “Aircraft Weight and Balance Handbook,” Federal Aviation Administration, Washington DC, Tech. Rep., 2016, accessed: May 10, 2026. [Online]. Available: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2023-09/Weight_Balance_Handbook.pdf
- [36] S. Burak, “Center of Gravity,” Feb 2014, accessed: May 10, 2026. [Online]. Available: <https://www.modelaviation.com/dealingwithcg>

A

Appendix

Viktning av önskemål	Höjd	Drifttid	Vikt	Datansamling	Temperaturintervall drift	Vindtålighet	Hantera isbildning	Energikonsumtion	Livslängd	Drivmedel	Lätt att hantera/styra	Underhållskostnader	Ej stora omgivande	Möjlighet att få tillstånd	Kontrollerad landning	GPS	Dataöverföring i realtid	Kostnad	Vattentålighet	Total:
Höjd	0,5	1	1	0,5	1	0,5	1	1	0,5	1	0,5	1	0	1	1	1	0,5	1		14,5
Drifttid	0	0,5	1	0	1	0	1	0,5	0	1	1	1	0	0	0	1	1	0,5	1	10,5
Vikt	0	0	0,5	0	0,5	0	0,5	0	0	0,5	0	0	0	0	0,5	1	0	0,5		4
Datansamling	0,5	1	1	0,5	1	1	1	1	1	1	1	1	0,5	0,5	1	1	1	1	1	16
Temperaturintervall drift	0	0	0,5	0	0,5	0	0,5	0	0	0,5	0	0	0	0	1	0,5	0	0		3,5
Vindtålighet	0,5	1	1	0	1	0,5	1	1	1	1	1	1	0,5	0,5	1	1	0,5	1		14,5
Hantera isbildning	0	0	0,5	0	0,5	0	0,5	0,5	0	1	0	0,5	0	0	0	1	0,5	0,5		5,5
Energikonsumtion	0	0,5	1	0	1	0	0,5	0,5	0	1	0,5	1	0	0	0	0	1	0,5	1	8,5
Livslängd	0,5	1	1	0	1	0	1	1	0,5	1	0	0,5	0	0	0,5	1	1	0	1	11
Drivmedel	0	0	0,5	0	1	0	0	0	0	0,5	0	0	0	0	0	0	0,5	0	0	2,5
Lätt att hantera/styra	0,5	0	1	0	1	0	1	0,5	1	1	0,5	1	0	0	0	1	1	0,5	1	11
Underhållskostnader	0	0	1	0	1	0	0,5	0	0,5	1	0	0,5	0	0	0	1	1	0	1	7,5
Ej stora omgivande luft under mätningar	0,5	1	1	0,5	1	0,5	1	1	1	1	1	1	0,5	0,5	1	1	1	1	1	16,5
Möjlighet att få tillstånd	1	1	1	0,5	1	1	1	1	1	1	1	1	0,5	0,5	1	1	1	1	1	17,5
Kontrollerad landning	0	1	1	0	0,5	0,5	1	1	0,5	1	1	1	0	0	0,5	1	1	1	1	13
GPS	0	0	0,5	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0,5	1	0	0,5		4,5
Dataöverföring i realtid	0	0	0	0	0,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,5	0	0	1
Kostnad	0,5	0,5	1	0	1	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,5	1	0	0	0	1	1	0,5	1	11
Vattentålighet	0	0	0,5	0	1	0	0,5	0	0	0	0	0	0	0	0,5	1	0	0,5		4
Summa:																				176,5

Figur A.1: Viktningsmatris av önskemål



Figur A.2: Modifierat landningställ



Figur A.3: Sidoprofil av slutgiltig systemlösning

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2026

www.chalmers.se



CHALMERS