

# Sensur av hovedoppgaver

Høgskolen i Buskerud og Vestfold

Fakultet for teknologi og maritime fag



Prosjektnummer: **2015-06**

For studieåret: **2014/2015**

Emnekode: **SFHO3201**

## Prosjektnavn

Kongsberg Aerodynamiske Drone

Kongsberg Aerodynamic Drone

**Utført i samarbeid med:** Høgskolen i Buskerud og Vestfold, avdeling Kongsberg

**Ekstern veileder:** Olaf Hallan Graven

**Sammendrag:** Hovedformålet med vårt systemkasus, er å utvikle en langtreckende (energigjerrig) overvåkningsdrone med tilpassende dimensjoner, slik at den kan transporteres i en personbil, og som kan lette og lande uten behov for rullebane. I vårt tilfelle har aerodynamikk vært svært sentralt, og det er blitt kjørt tester og analyser i løpet av prosjektet, både virtuelt og i vindtunnel.

## Stikkord:

- Drone
- Aerodynamikk
- Flytid

Tilgjengelig: JA

## Prosjekt deltagere og karakter:

Navn	Karakter
Banaz T. Ahmad	
Martin Støren	
Abu M. Asefa	

Dato: 4. Juni 2015

---

Frank V. Helgestad  
Intern Veileder

---

Karoline Moholth  
Intern Sensor

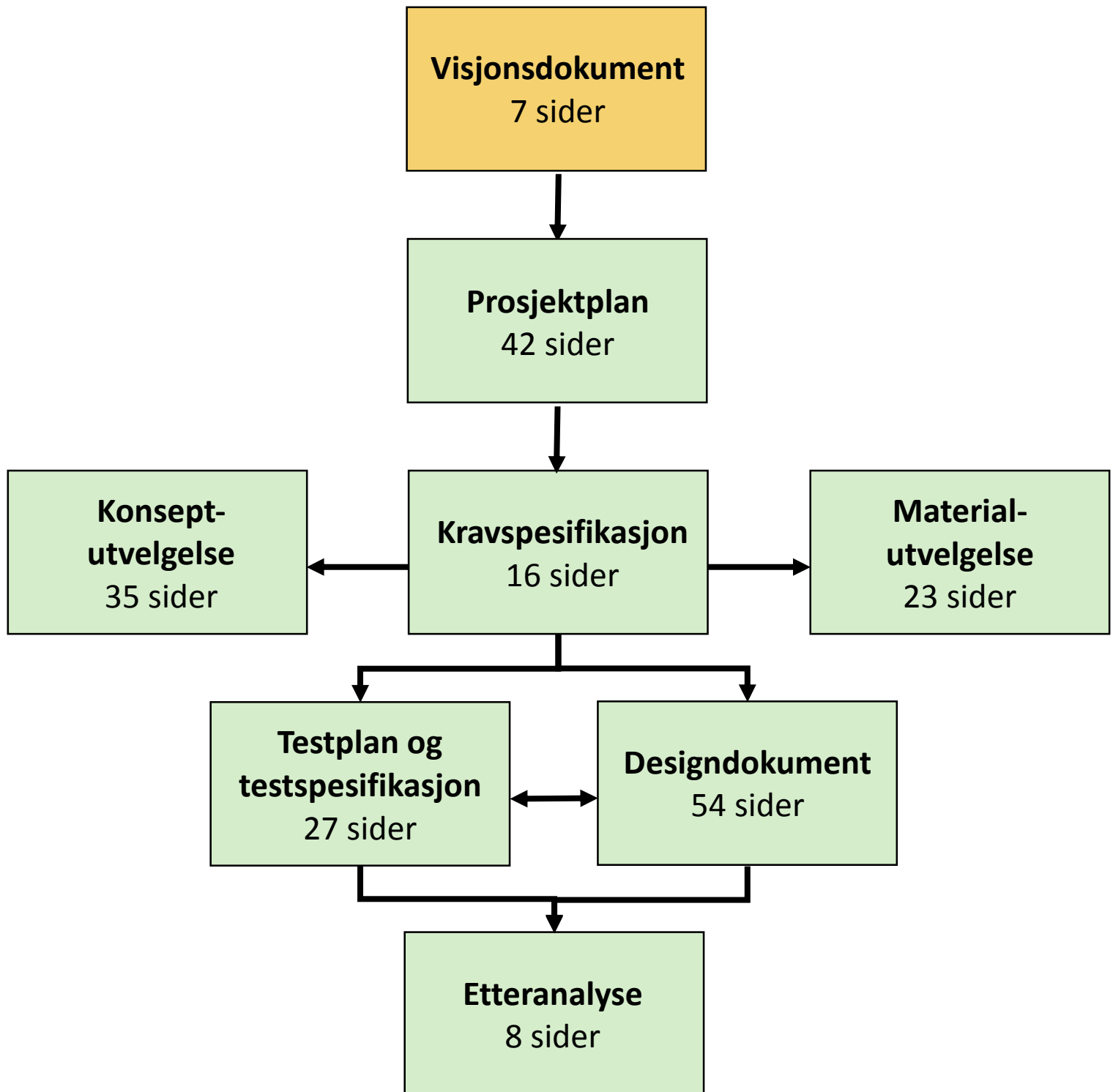
---

Olaf Hallan Graven  
Ekstern Sensor



## Dokumentoversikt:

Dokumentnummer	Dokumentnavn	Gjeldende versjon
1	Visjonsdokument	2.0
2	Prosjektplan	3.0
3	Kravspesifikasjon	3.0
4	Testplan & testspesifikasjon	3.0
5	Konseptutvelgelse	1.0
6	Materialutvelgelse	2.0
7	Designrapport	1.0
8	Etteranalyse	1.0
9	VEDLEGG: Rapporter	1.0





# KONGSBERG

## AERODYNAMIC DRONE

---

### Visjonsdokument v2.0

---

<b>OPPDRAAGSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa, Tord Kaasa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT- HISTORIKK</b>	<b>VERSJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT- EIER</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	<b>2.0</b>	<b>17.05.2015</b>	<b>BA</b>	<b>AA</b>	<b>7</b>

## Innhold

Definisjoner og forkortelser .....	3
Dokumenthistorie .....	4
1. Innledning .....	4
2. Oppgavebeskrivelse .....	4
2.1 Bakgrunn for oppgaven .....	4
2.2 Interessenter .....	5
2.3 Detaljert beskrivelse .....	6
3. Referanseliste .....	7

## Tabelliste

Tabell 1 – Initialer for gruppemedlemmer .....	3
Tabell 2 - Virksomheter-initialer .....	3
Tabell 3 - Tekniske forkortelser .....	3
Tabell 4 - Dokumenthistorie .....	4
Tabell 5 - Primære interessenter .....	5
Tabell 6 - Øvrige interessenter .....	6

## Definisjoner og forkortelser

**Tabell 1 – Initialer for gruppemedlemmer**

Navn	Initialer
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Tord Kaasa	TK
Martin Støren	MS

**Tabell 2 – Forkortelser for virksomheter**

Navn	Forkortelse
Høgskolen i Buskerud og Vestfold	HBV

**Tabell 3 - Tekniske forkortelser**

Navn	Forkortelse
Vertical TakeOff and Landing	VTOL
Infrarødt	IR
Lette/lande	LL

## Dokumenthistorie

Tabell 4 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse
1.0	09.02.2015	Alle	TK	Opprettelse av dokument
2.0	17.05.2015	BA	AA	Fjernet «KDS» som samarbeidspartner Dokumentstrukturering

## 1. Innledning

Visjonsdokumentet er ment som et beslutningsgrunnlag for å kunne starte et prosjekt. Dette er vårt første grunnlagsdokument, som vil legge basis for hva oppgaven vår går ut på. Dokumentet er skrevet i forbindelse med vårt avsluttende bachelorstudium innenfor produktutvikling ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold, avdeling Kongsberg.

Målet med dokumentet er å gi en oversikt over de viktige elementene ved oppgaven, og hva disse går ut på, på en klar og konsis måte. Dokumentet skal uttrykke den endelige oppgavebeskrivelsen til prosjektgruppen, denne skal følges, samt dets formodninger og mål.

Oppgaven er gitt av Høgskolen i Buskerud og Vestfold. Visjonsdokumentet vil hjelpe prosjektgruppen vår med å gi et grunnlag for hvordan vi tenker å gjennomføre oppgaven, og er ikke ment som en endelig plan som prosjektgruppen skal følge.

## 2. Oppgavebeskrivelse

### 2.1 Bakgrunn for oppgaven

Droner er ubemannede flyvende fartøy som blir brukt til forskjellige formål. Det finnes både militærdroner og sivile droner. Sivile droner blir ofte brukt til ulike former for datainnhenting, og en vesentlig fordel med disse er at de gjør jobben på en langt raskere, enklere og billigere måte enn det konvensjonelle fly og helikoptre tillater [2]. De utgjør dermed et ressursbesparende alternativ ved mange viktige luftfartsbaserte operasjoner. Aktuelle anvendelsesområder omfatter blant annet landobservasjoner (jord- og skogbruk), klimaforskning, søk ved leteaksjoner og filming tilknyttet ulike sportsaktiviteter.

Gruppa skal, i samarbeid med HBV, utvikle en drone som hovedsakelig skal brukes til å overvåke større områder, som f.eks. til skogrekognosering, hvor den kan speide etter begynnende skogbranner. Dronen skal kunne lette og lande vertikalt (VTOL-drone), altså vil den ikke kreve noen flystripe. Den må kunne kjøre i lengre perioder med nødvendig nyttelast, som f. eks. IR-kamera og diverse sensorpakker.

Dronen skal designes på en slik måte at det vil være mulig å overvåke områder over et større tidsrom, helst timer/ døgn, altså vil det være ønskelig at dronen er energieffektiv. Siden dronen skal operere i lange tidsperioder vil det være ønskelig at den opereres av en datamaskin, følgelig vil det bety at dronen ikke trenger å være spesielt manøvrerbar. Det er også et kriterium at dronen designes slik at det enkelt kan utnyttes eksisterende grensesnitt med hensyn til kontrollsystem og energiforsyning, slik at vi ikke bruker unødige ressurser på å finne opp kruttet på nytt.

### 2.2 Interessenter

Tabell 5 - Primære interessenter

Bruker (primære interessenter)	Beskrivelse	Ansvar
Oppdragsgiver	Kunde av tjenesteyter. Eksempelvis skogeier eller brannvesen. Redningstjeneste?	Oppgi presis og entydig forespørsel av tjenesteønske.
Eier	Investor og/eller tjenesteyter. (HBV)	Sørge for midler til utvikling (investor), drift og vedlikehold
Pilot? (Eventuelt back-up til automatisert styringssystem)	Styrer systemet på oppdrag fra eier eller klient (kunde til tjenesteytelse).	Forskriftmessig håndtering av systemet under drift. Dette innebærer å manøvrere farkosten gjennom angitt rute i henhold til de behov og begrensinger som settes av hhv oppdragsgiver og regulerende myndigheter.



Tabell 6 - Øvrige interessenter

Øvrige interessenter	Beskrivelse	Ansvar
Utvikler (Tilretteleggende stakeholder)	Planlegger, designer, produserer og tester systemet.	Kartlegging av oppdragsgivers ønsker, og systemutvikling i henhold til disse. Herunder omfatter estimering og formidling av muligheter, begrensninger og risiko i samtlige faser.
Lokalsamfunn (Passiv stakeholder)	Alle som berøres, direkte eller indirekte, av systemets utvikling og bruk.	Hensynsfull opptreden ved eventuell interaksjon.
Delprodusenter (Sekundær stakeholder)	Utvikler/selger komponenter til delsystemer som produktutvikler integrerer i sluttproduktet. Eksempelvis batterier, motorer, styringskomponenter	Korrekt formidling av ytelse. Sørge for leveranse og service i henhold til avtale.
Regulerende myndigheter (Tertiær stakeholder)	Setter premisser for bruk av systemet i samfunnet. Eksempelvis NSM.	Sørge for samfunnstjenlige rammebetingelser for forskning/produktutvikling, næringsliv, konsumenter og miljø.
Konkurrenter (Tertiær stakeholder)	Produsent/utvikler av lignende system eller tjenester.	Hederlig konkurranse om markedsandeler. Unnlata spionasje og plagiat.

## 2.3 Detaljert beskrivelse

Oppgaven skal være et fullverdig utviklingsprosjekt, så tett opp til de man finner i industrien som mulig. Gruppens oppgave tilknyttet i utgangspunktet kun design og de aerodynamiske aspektene til dronen.

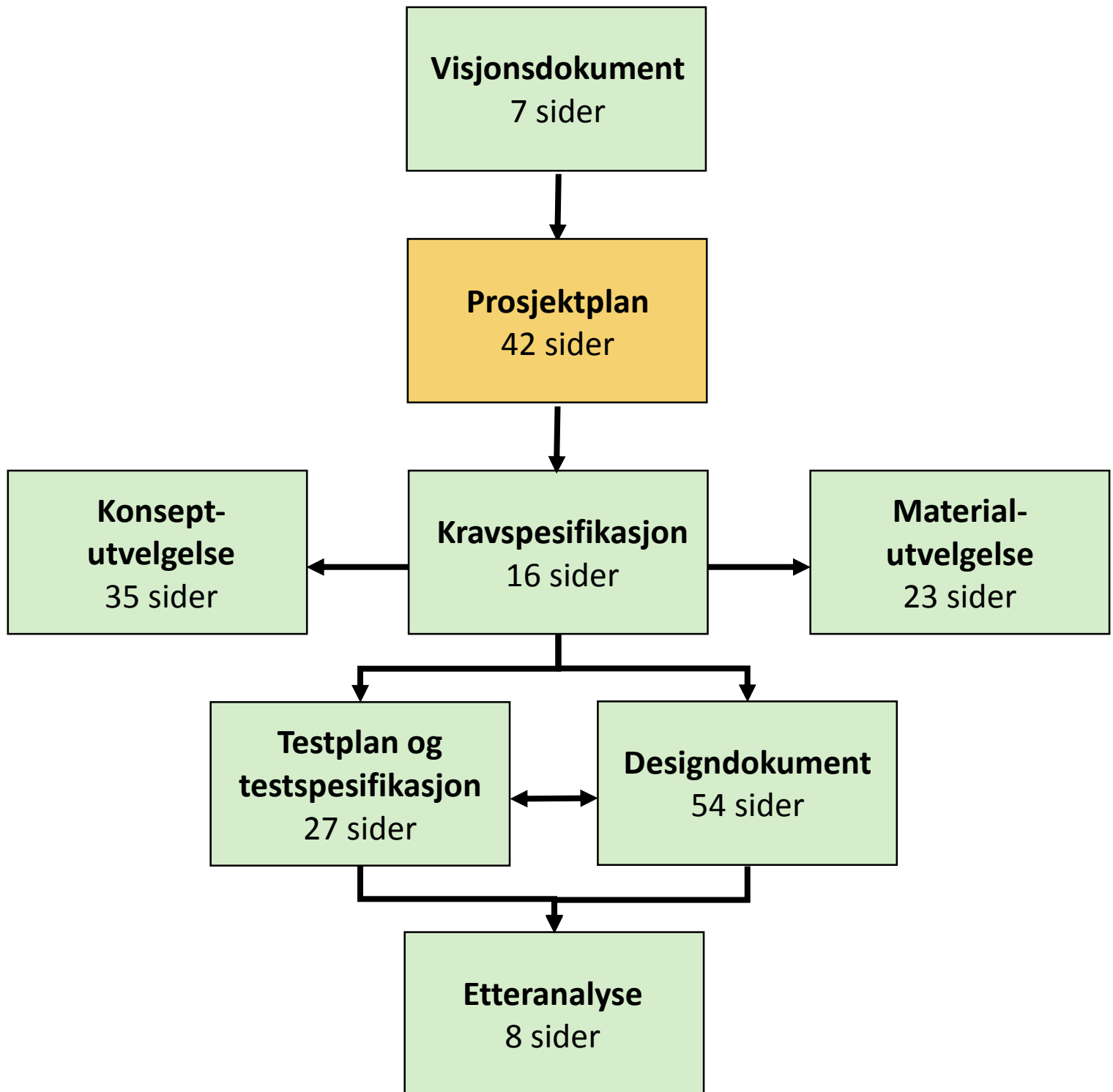
Dronens kontrollsystem og den elektroniske biten er for øvrig ikke noe vi skal tenke på, men dette må implementeres inn på en måte. Vi kan da enten bruke skolens eksisterende kontrollsystemer, eller bruke såkalt «open source» kontrollsystemer til Arduino. Altså må dronen ha de riktige grensesnitt til eksterne systemer.

Det forventes at designet blir realisert i samarbeid med «Nasjonalt Senter for Komposittkompetanse» på Kongsberg. Det er derfor ønskelig å gjennomføre en rekke ulike verifiseringsmetoder for å forsikre at designet tilfredsstiller alle krav som er satt. Dette inkluderer, men er ikke begrenset til: småskålatest i vindtunnel, aerodynamiske analyser av

systemet på CAD programmer, revisjon av utført arbeid med ekstern ekspert og demonstrasjoner.

### 3. Referanseliste

1. <http://www.gizmag.com/airdog-auto-follow-action-sports-drone/32576/>  
(Hentet: 15.01.2015)
2. <http://teknologiradet.no/sikkerhet-og-personvern/saken-forklart-sivile-droner-tar-av/>  
(Hentet: 15.01.2015)





# KONGSBERG AERODYNAMIC DRONE

---

## Prosjektplan v3.0

---

<b>OPPDRAAGSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT- HISTORIKK</b>	<b>VERSJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT- ANSVARLIG</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	3.0	15.05.2015	BA	AA	42

## Innhold

<b>Tabelliste .....</b>	<b>3</b>
<b>Figurliste .....</b>	<b>4</b>
<b>Definisjoner og forkortelser .....</b>	<b>5</b>
<b>Dokumenthistorie .....</b>	<b>6</b>
<b>1. Innledning .....</b>	<b>7</b>
1.1 Målsetting med prosjektet .....	7
1.1.1 Læringsmål .....	7
1.1.2 Kort om produktets formål .....	8
1.2 Rammebetingelser .....	8
1.3 Deltakere og ansvar .....	9
<b>2. Prosjektmodell .....</b>	<b>11</b>
2.1 Beskrivelse av prosjektfaser .....	13
2.1.1 Fase 1: Planlegging .....	13
2.1.2 Fase 2: Forarbeid .....	13
2.1.3 Fase 3: Konstruksjon .....	14
2.1.4 Fase 4: Ferdigstilling .....	14
<b>3. Tidsplan .....</b>	<b>15</b>
3.1 Milepæler .....	16
3.2 Gantt-diagram .....	17
3.3 Presentasjoner .....	19
3.3.1 Presentasjon 1 .....	19
3.3.2 Presentasjon 2 .....	19
3.3.3 Presentasjon 3 (Hovedpresentasjon) .....	20
3.4 Justering av prosjektplanen .....	20
<b>4. Aktivitetsplan .....</b>	<b>21</b>
4.1 Aktivitetsbeskrivelser .....	21
4.2 Tidsestimater etter påske .....	25
<b>5. Oppfølging .....</b>	<b>26</b>
5.1 Føring av timelister .....	26
5.2 Gruppemøter .....	26
5.3 Veiledning .....	27
5.3.1 Intern veiledning .....	27
5.3.2 Ekstern veiledning .....	28
5.4 Kontakt med eksterne ressurser .....	28
5.5 Dokumentasjon .....	29
5.6 Nettside .....	31
<b>6. Ressurser .....</b>	<b>31</b>

6.1 Fysiske.....	31
6.2 Menneskelige.....	31
<b>7. Risikoanalyse for prosjektet .....</b>	<b>32</b>
7.1 Formål.....	32
7.2 Hva er risikoanalyse? .....	32
7.3 Risikoscenarier .....	33
7.4 Skala, matrise og mal .....	34
7.5 Personsentrert-risiko .....	36
7.6 Prosjektrisiko .....	39
7.7 Konklusjon .....	41
<b>8. Budsjett .....</b>	<b>42</b>
<b>Referanser .....</b>	<b>42</b>

## Tabelliste

Tabell 1 – Initialer til gruppedeltakere .....	5
Tabell 2 - Forkortelser for virksomheter .....	5
Tabell 3 - Tekniske forkortelser .....	5
Tabell 4 - Dokumenthistorie .....	6
Tabell 5 - Oversikt over gruppedeltakere .....	9
Tabell 6 - Beskrivelse av ansvarsområder .....	10
Tabell 7 - Tidsplan .....	15
Tabell 8 - Milepæler .....	16
Tabell 9 - Gantt-diagram .....	17
Tabell 10 - Aktivitetsbeskrivelser med tidsangivelser .....	21
Tabell 11 - Tidsestimater etter påske .....	25
Tabell 12 - Mal for sannsynlighetsskala .....	34
Tabell 13 - Mal for alvorlighetsgrad .....	34
Tabell 14 - Risikomatrise .....	35
Tabell 15 - Mal for risikoanalyse .....	35
Tabell 16 - Helseproblemer .....	36
Tabell 17 - Intern konflikt .....	36
Tabell 18 - Dårlig kommunikasjon .....	37
Tabell 19 - Ugyldig fravær .....	37
Tabell 20 - Mangel på motivasjon .....	38

Tabell 21 - Prosjektleders fravær .....	38
Tabell 22 - Tekniske problemer .....	39
Tabell 23 - Forsinkelser .....	39
Tabell 24 - Ikke i stand til å tilfredsstille kravene.....	40
Tabell 25 - Budsjett.....	40
Tabell 26 - Tap av prosjekt.....	41
Tabell 27 – Budsjettanslag per 14.05.2015.....	42

## Figurliste

Figur 1 – Grafisk illustrasjon av aktivitetsplan .....	12
Figur 2 - Tidslinje for milepæler.....	16
Figur 3 – Dokumentoversikt .....	30

### Definisjoner og forkortelser

Tabell 1 – Initialer til gruppemedlemmer

Navn	Initialer
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Tord Kaasa	TK
Martin Støren	MS

Tabell 2 - Forkortelser for virksomheter

Navn	Forkortelse
Høgskolen i Buskerud og Vestfold	HBV
Kongsberg Defence Systems	KDS

Tabell 3 - Tekniske forkortelser

Navn	Forkortelse
Flow Simulation	FS



### Dokumenthistorie

Tabellen nedenfor beskriver utviklingen av dette dokumentet. Siste oppføring angir versjonen som du leser nå. Samtlige utgaver er gitt et unikt referansenummer, dato for når den aktuelle utgaven ble opprettet, hvem som utførte arbeidet, samt en kortfattet beskrivelse av hva som er endret fra forrige versjon.

Tabell 4 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse
1.0	09.02.2015	BA, MS, TK	MS	Opprettet dokument
2.0	24.03.2015	BA, MS	AA	<ul style="list-style-type: none"><li>• Oppdatering av aktivitetsplan</li><li>• Revisjon av kap. 1.2, 2, 3, 3.1, 4, 4.1, 6</li><li>• Opprettet kap. 3.4, 3.5 og 7</li><li>• Retting av referanser</li><li>• Dokumentstrukturering</li><li>• Rettet språkfeil</li><li>• Oppdatering av ansvarsområder og Visio-diagram</li><li>• Lagt inn utklipp av Gantt-diagram</li><li>• Lagt til tidslinje for milepæler</li><li>• Lagt til figur for oversikt over dokumentsamling</li></ul>
3.0	15.05.2015	BA, MS	AA	<ul style="list-style-type: none"><li>• Aktivitet 5.04, 5.06 og 5.07 fjernet</li><li>• Aktivitet 5.05 og 5.08 endret til hhv. 5.04 og 5.05</li><li>• Fjernet aktivitetsgruppe 7 og 8</li><li>• Aktivitetsgruppe 9-11 blir hhv. 7-9.</li><li>• Aktivitet 2.03 endret navn til «Oppdatering av kravdokument»</li><li>• Aktivitet 3.02 endret navn til «Oppdatering av testdokument»</li><li>• Aktivitet 5.03 endret navn til «Forberedelse av design og analyse»</li><li>• Aktivitet 3.06 og 5.02 er endret fra 2 til 3 ressurser</li><li>• 7. er endret til risikoanalyse, 8 er nå budsjett</li><li>• Lagt til kapittel 4.2</li><li>• Oppdatert innhold i 1.1, 1.1.2, 2.1.2, 2.1.3, 3., 3.1.3, 3.1.4, 3.2, 3.3, 4.1, 5.2 og 6.1, 8.</li><li>• 3.1 flyttet til kap. 2, blir nå 2.1</li><li>• 3.2-3.5 blir hhv. 3.1-3.4</li><li>• 5.4 endret til 5.5, og 5.5 er endret til 5.6.</li></ul>

### 1. Innledning

Dette dokumentet har til hensikt å legge føringer for arbeidet som studentgruppa skal gjøre i forbindelse med prosjektet. I det følgende beskrives formålet med oppgaven, hva den omfatter og hvilke begrensninger og forutsetninger som gjelder. Dernext presenteres hvem som er involvert i prosjektet, og hvilke roller de ulike aktører har.

De øvrige kapitlene skal synliggjøre hvilken arbeidsmodell som skal følges i forbindelse med prosjektet, hvilke aktiviteter som anses å være relevante og kronologien til disse. Dernext presenteres hvordan oppfølgingen av arbeidet er tenkt å foregå, hvilke ressurser vi har til rådighet for å gjennomføre oppgavene, en vurdering av ulike former for risiko som kan knyttes til prosjektet, samt et budsjett som angir et anslag for løpende kostnader.

#### 1.1 Målsetting med prosjektet

Vi skal med dette prosjektet legge til rette for utviklingen av en overvåkingsdrone, hvis primære hensikt er å forebygge skadeomfanget av skogbrann som følge av tidlig deteksjon. Det viktigste aspektet ved prosjektet er imidlertid læringsutbyttet vi søker å oppnå med dette arbeidet. Gjennomføringen er dermed først og fremst å regne som et prosjekt for egenutvikling i forbindelse med fullføringen av en bachelorgrad i ingeniørvitenskap.

##### 1.1.1 Læringsmål

Vi skal tilegne oss kunnskaper og ferdigheter innen vitenskapelig, ingeniørmessig arbeidsmetodikk for systemutvikling. Prosjektteori står her sentralt. Dette innebærer å kunne utøve formålstjenlig og effektivt lederskap, samarbeide om god gruppedynamikk, kartlegge, velge og benytte relevante arbeidsverktøy, planlegge prosedyrer, identifisere og gjennomføre egnede tester, dokumentere funn, samt reflektere over og konkludere fra disse. [1] Essensen av dette handler altså om å lære og ikke minst få praktisk øvelse i de ingeniørmessige aspekter av hvordan produktutvikling gjennomføres.

### 1.1.2 Kort om produktets formål

Innledningsvis var hovedformålet med vårt systemkasus, å utvikle et komplett system for en langtreckende (energigjerrig) overvåkningsdrone med tilpassende dimensjoner, slik at den kunne transporteres i en personbil, og lette og lande uten behov for rullebane. Denne idéen har hentet inspirasjon fra det relaterte sommerprosjektet «LocalHawk» som drives av *Kongsberg Defence Systems*. [2]

Det har i midlertid oppstått hendelser i prosjektet, som gjør at oppgaven har endret retning. Det var i utgangspunktet ment at studentgruppen skulle velge konsept, material, samt 3D-modellere og bygge en fysisk drone. Etter at første prosjektleder avsluttet sin deltakelse, ble prosjektomfanget redusert til å fokusere kun på de aerodynamiske- og materialtekniske- aspektene. Dermed begrenses fokus til utelukkende maskinfaglige utfordringer, hvilket kun innebærer å designe et droneskrog som har de riktige konfigurasjonene for å kunne fly lenge. Aerodynamisk analyse innebærer å studere strømminger av gasser rundt et legeme. Studentgruppen må derfor i denne sammenhengen studere hvilke aerodynamiske prinsipper som gjelder for flydynamikk.

### 1.2 Rammebetingelser

Prosjektet utføres i samarbeid mellom studentgruppa og Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold (HBV). Oppdragsgiver for prosjektet er høgskolen.

Arbeidsforløpet er i all hovedsak tidsbegrenset til vårsemesteret 2015. I vårt tilfelle omfatter dette tidsrommet fra midten av uke 3 til og med uke 20<sup>1</sup>, med unntak av uke 14 (påskeuka) og uke 15, da sistnevnte er eksamensuke for faget MPMT-3102.

Hovedprosjektet har en vekting på 20 studiepoeng, hvilket tilsvarer en normert arbeidstid på 600 timer per student. Prosjektgruppa ble innledningsvis enige om å tilstrebe en 40 timers arbeidsuke for prosjektarbeidet. Etter 5 ukers erfaring viste dette seg å være et vel ambisiøst mål. Dels skyldes dette at prosjektarbeidet kun utgjør 2/3 av studiepoengomfanget for dette semesteret, slik at total ukentlig arbeidsbelastning ble vesentlig høyere. Ingen av prosjekt-medlemmene har så langt klart å følge arbeidstidsnormen mer enn unntaksvis. Videre fikk vi erfaring med at et slikt arbeidstrykk førte til at konsentrasjonsevne, og følgelig effektivitet og arbeidskvalitet, fikk lide under dette regimet. Noen av medlemmene i prosjektgruppa opplevde også å bli udisponerte som en direkte følge av omstendighetene rundt arbeidspresset i

---

<sup>1</sup> Det bør i denne sammenhengen nevnes at det i utgangspunktet også var tiltenkt tidsbruk til prosjektforberedelser utover høstsemesteret 2014. Slike forberedelser ble også gjennomført, men disse var imidlertid relatert til en helt annen prosjektoppgave. Denne måtte dessverre avsluttes på grunn av uoverensstemmelser rundt forutsetningene for oppgaven mellom høgskole og oppdragsgiver.

## Prosjektplan v3.0






forbindelse med prosjektet. Det ble derfor besluttet å nedjustere normen for prosjektets arbeidstimetall til 35 timer ukentlig, med intendert varighet inntil det paralleltgående kurset i materialteknikk 2 er avsluttet, altså til og med uke 15. Etter dette var planen å igjen returnere til en 40 timers arbeidsuke i forbindelse med prosjektet.

### 1.3 Deltakere og ansvar

Prosjektets oppdragsgiver er Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold (HBV), ved Olaf Hallan Graven. Olaf har også rollen som ekstern veileder, mens vår interne veileder er Frank Helgestad. Studentgruppas medlemmer og korresponderende hovedansvarsområder er som følger:

Tabell 5 - Oversikt over gruppedeltakere

			
<b>Navn</b>	Banaz T. Ahmad	Abu Asefa	Martin Støren
<b>Studieretning</b>	Maskiningeniør - produktutvikling	Maskiningeniør – produktutvikling	Maskiningeniør - produktutvikling
<b>E-post</b>	banaz_ahmad@outlook.com	abumandu@yahoo.com	martin.storen@gmail.com
<b>Mobil</b>	47 66 55 06	41 36 64 13	99 63 66 28
<b>Hovedansvar</b>	Prosjektleder Web og informasjon Dokumentasjon	Testing Økonomi Presentasjoner	Konstruksjon Redigering Kravspesifikasjon

Beskrivelse av ansvarsområder er gjengitt i tabellen nedenfor:

Tabell 6 - Beskrivelse av ansvarsområder

Ansvarsområde	Beskrivelse
<b>Prosjektleder</b>	Har det overordnede ansvaret for prosjektets progresjon. Ansvar for å kalle inn til møter, og sørger for at prosjektplanen blir oppdatert.
<b>Kravansvarlig</b>	Er ansvarlig for identifisering av krav, og nedtegnelse av disse i kravspesifikasjonen. Skal sørge for at krav blir oppdatert og revidert.
<b>Testansvarlig</b>	Har hovedansvar for testing og testdokument. Skal sørge for at testene er i henhold til kravspesifikasjonen.
<b>Dokumentansvarlig</b>	Har ansvar for samordning og distribuering av dokumenter, samt sørge for at dokumentmalene er av god kvalitet.  Skal også sørge for at det finnes maler for timelister, oppfølgingsdokument, møteinnkallelser og møtereferat. Skal i tillegg sørge for at dokumenter blir signert i forbindelse med godkjenning.  Ansvar for sikkerhetskopiering av dokumenter.
<b>Konstruksjonsansvarlig</b>	Overordnet ansvar for designprosessen, og sammenstilling av konstruksjonen.
<b>Web og informasjon</b>	Ansvarlig for prosjektets internettside. Skal sørge for at informasjon blir oppdatert fortløpende slik at veiledere, sensorer og andre interesserte enkelt kan se gruppens progresjon.
<b>Økonomiansvarlig</b>	Ansvar for å estimere utgifter og føre budsjett, samt søke midler fra arbeidsgiver.
<b>Presentasjon</b>	Har ansvar for å legge til rette for presentasjonene gruppen skal holde, inkludert bestilling av tid/rom.
<b>Revidering og redigering</b>	Hovedansvar for at innhold i dokumenter holder god språklig og faglig kvalitet.
<b>Varaleder</b>	Tar over prosjektleders oppgaver dersom vedkommende ikke er tilgjengelig eller er syk. I dette prosjektet vil Martin Støren være varaleder.

## 2. Prosjektmodell

En prosjektmodell utgjør en generell beskrivelse av hvilke prinsipper som skal følges i arbeidet med å konstruere en konkret prosjektplan. Etter konsultasjon med ekstern veileder har vi valgt å utvikle en utpreget iterativ prosjektmodell. Dels skyldes dette at samtlige gruppemedlemmer har svært liten erfaring med større prosjektarbeid; omfanget og kompleksiteten av prosjektet vi nå skal gi oss i kast med fordrer et relativt omfattende strukturerings- og dokumentasjonsarbeid som vi ennå er lite fortrolige med.

For øvrig har oppgavespesifiseringen fra oppdragsgiver en åpen karakter, med betydelige muligheter for justeringer. Dette innebærer også at prosjektplanen må legge til rette for en løpende utvikling av korresponderende kravspesifikasjon i særlig grad. Som nybegynnere må vi også være forberedt på at vi kanskje ikke forstår rekkevidden av flere av kravene som nedtegnes innledningsvis. Risikoen for at det vil oppstå behov for både hyppige og omfattende forandringer vurderes derfor å være stor. Det vil da være avgjørende å legge til rette for at justeringsbehov detekteres så tidlig som mulig, og at det er etablert et formålstjenlig system for implementering av endringer.

Vi har valgt å dele prosjektet opp i ulike faser, hvor flere av disse igjen deles opp i iterasjons-sykluser med den hensikt å forbedre systemdesign etter hvert som ny innsikt etableres. Ved hver iterasjon skal samtlige prosjektdokumenter oppdateres, slik at nye oppdagelser og føringer kan gjøre seg gjeldende. Hensikten er å utføre en systematisk tilnærming til anvendelse av nyervervet kunnskap, for slik å kunne implementere dette på en mest mulig effektiv måte etter hvert som prosjektet skrider frem.

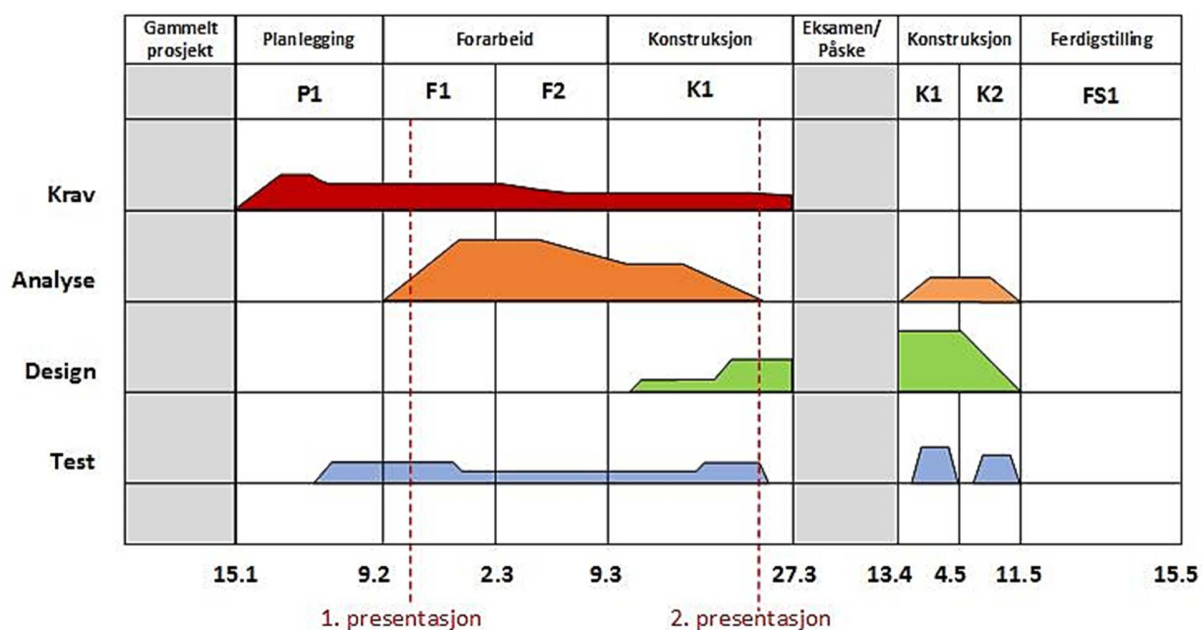
Vi har videre hentet inspirasjon fra oppbygningen til «Unified Process»-modellen i den forstand at vi, i større eller mindre grad, parallellkjører flere oppgaveelementer i prosjektets ulike faser. Incentivet bak denne løsningen stammer fra gruppas behov for kontinuerlig å kunne betrakte sammenhengene mellom henholdsvis krav- og testspesifikasjon, designarbeid og systemimplementering. Dette behovet har sin opprinnelse i at vi både har det relativt travelt med å gjennomføre dette prosjektet, og at vår begrensede erfaring med prosjektarbeid fordrer at vi hyppig speiler de ulike elementene mot hverandre slik at de danner en fornuftig helhet.

Varigheten til iterasjonssyklussene er satt til 1-3 uker. Dette utgangspunktet vil imidlertid kunne justeres avhengig av ulike forutsetninger; egenarten til de respektive fasenes innhold, prosjektets rådende arbeidsressurser og tidsrammer, samt eventuelle endringer i føringer fra oppdragsgiver. Her vil typisk vesentlige forsinkelser i progresjon, eksempelvis som følge av sykdom, kunne føre til en revurdering av både tidsbruk og prosjektets omfang.

## Prosjektplan v3.0

Følgende diagram viser en grovskissert oversikt over aktivitetssammensetningen i prosjektets planlagte faser. Aktivitetsgruppen «analyse» omfatter teknologistudier, deriblant konsept- og materialbestemmelse. De øvrige aktivitetsgruppene henviser til hovedgrupper beskrevet i aktivitetsplanen.

De ulike kurvehøydene er her kun ment å gi en indikasjon på den forventede innbyrdes vekten av tidsbruk. Modellen vil bli oppdatert ved hver iterasjon.



Figur 1 – Grafisk illustrasjon av aktivitetsplan

### 2.1 Beskrivelse av prosjektfaser

Som vist i *Figur 1*, er prosjektarbeidet delt opp i ulike faser. I dette kapittelet skal vi presentere en detaljert beskrivelse av hver av dem. Kapittelet blir oppdatert ved hver iterasjon. Dette gir oss muligheten til å enkelt se hva som skal skje i hver iterasjonssyklus.

---

#### 2.1.1 Fase 1: Planlegging

Planleggingsfasen startet med utvikling av oppgave i samarbeid med oppdragsgiver. Bakgrunnen for dette var at prosjektgruppa trengte en ny oppgave relativt raskt, som følge av avbrytelse av en annen oppgave. Konklusjonen fra disse møtene la grunnlaget for et visjonsdokument, og dette ledet videre til utvikling av flere påfølgende kladdversjoner av kravspesifikasjon og prosjektplan. Disse dokumentene har siden vært i stadig utvikling under oppfølging av oppdragsgiver. For øvrig ble det fokusert på utvikling av testplan og testspesifikasjon i relasjon til kravspesifikasjonen. I denne fasen ble det også gjennomført en risikoanalyse for prosjektet, og skrevet en rapport om dette.

Vi deltok på forelesninger om viktige temaer vedrørende bacheloroppgaven. Dette omhandlet blant annet prosjektets gang, viktige egenskaper ved dokumentasjon som skal produseres i løpet av prosjektet, gjennomgang av prinsipper for ulike prosjektmodeller og metodikk innen «Systems Engineering»; deriblant utvikling av krav og hensiktsmessig testmetodikk. Det var også et spesielt fokus på skriving av teknologidokumenter, for å dokumentere tilegnelse av teknisk innsikt. Videre gikk vi gjennom føringer for oppfølging og samarbeid med veiledere.

---

#### 2.1.2 Fase 2: Forarbeid

Informasjonsinnhenting ved hjelp av litteraturstudier innledet denne fasen. Vi leita oss frem til et utvalg av tilgjengelige konsepter, som ble gransket og vurdert gjennom en utvelgelsesprosess. Prosessen ble dokumentert i et teknologidokument. Vi har også konsultert ressurspersoner med droneteknologi som kompetanseområde, og hentet nyttig inspirasjon og veiledning fra disse, se kapittel 6.

Videre gjennomførte vi studier av aerodynamisk teori fra lærebøker og nettressurser. Hensikten med dette var dels å etablere relevante vurderingskriterier, som ville harmonere med kravspesifikasjonens fordringer, og dels legge grunnlag for påfølgende designprinsipper.

Vi har videreutviklet samtlige hoveddokumenter også i denne fasen, med bakgrunn i ny innsikt om omfanget i definerte aktiviteter, samt oppdagelser av nye.



### 2.1.3 Fase 3: Konstruksjon

I konstruksjonsfasen ble det blant annet gjennomført en materialstudie som ble dokumentert i et teknologidokument. Hensikten med dette var å bestemme hvilket materiale som skulle benyttes til dronens flyskrog.

Vi hadde til hensikt å produsere droneskroget i samarbeid med Komposittfabrikken til Kongsberg Gruppen. Komposittfabrikken avsto imidlertid alt samarbeid med prosjektgruppa, med begrunnelse i sikkerhetsbestemmelser relatert til flerkulturell bakgrunn hos et gruppemedlem (jf. rapport: «Samarbeid med komposittfabrikken avslått»).

Det ble gjennomført studier av aerodynamisk stabilitet, som så fastsatte prinsipper for utvikling av hensiktsmessige løsninger i forbindelse med design. Videre ble det bestemt formålstjenlig analyseverktøy for aerodynamisk optimalisering. Vi kom frem til at SolidWorks Flow Simulation var det beste alternativet, da vi har erfaring med programmet fra før, selv om vi aldri har brukt denne type simulering tidligere. Vi vurderte også XFLR5, som er et annet analyseprogram spesielt for aerofoil, hvor man kan analysere egendefinerte profiler eller standardprofiler. Vi ble anbefalt XFLR5 av en ressursperson fra KDS, som mente at dette kunne være et nyttig verktøy for analyseprosessen. Dette viste seg imidlertid å være et lite hensiktsmessig alternativ, da vi ikke designet dronen med standard vingeprofil, hvilket innebærer konfigurasjoner som vanskelig lot seg implementere i programmet.

I denne fasen har vi også modellert droneskroget vårt i SolidWorks. Modellen ble benyttet til både virtuell testing i SolidWorks Flow Simulation, og referansetesting i vindtunnel. Testing i vindtunnel hadde til hensikt å verifisere de resultater vi fikk fra SolidWorks Flow Simulation. Videre ble det laget et designdokument for detaljert beskrivelse av designutkast, implementert test- og analysemetodikk, gjennomført iterasjonsarbeid og vurderinger rundt videreutvikling.

---

### 2.1.4 Fase 4: Ferdigstilling

Denne fasen innebærer en gjennomgang av alle dokumenter som leveres i forbindelse med prosjektets avslutning, og forberedelser til hovedpresentasjonen. Dette er blant annet prosjektplan, krav-, test- og designdokument, i tillegg teknologidokumenter for konsept- og materialvalg. Hvert gruppemedlem skal i denne sammenheng også lage et såkalt etteranalyse-dokument, med drøfting av erfaringer og læringsutbytte.

## 3. Tidsplan

Følgende tidsplan bygger på prinsippene angitt i prosjektmodellen. Prosjektfasene er sekvensielt strukturert (hver fase fullføres før neste påbegynnes). Merk dog at dette ikke innebærer en sekvensiell aktivitetsstruktur, kun at noen faser er preget av en annen aktivitetssammensetning enn andre. Strukturen kan bli endret i løpet av prosjektet, dersom vi ikke skulle klare å holde tilstrekkelig fremdrift, eller dersom progresjonen er hurtigere enn antatt.

Tabell 7 - Tidsplan

Fase	Tidsrom	Innhold/oppgaver	
1	15.1. – 6.2.	<i>Planlegging:</i> Utvikling av krav- og testspesifikasjon (høynivå), prosjektmodell og prosjektplan. Utarbeide maler til oppfølgingsdokumentasjon.	
2	9.2. – 27.2. 2.3. – 6.3.	<i>Forarbeid:</i> Litteraturstudier innen aerodynamikk og materialteknikk. Konseptutvelgelse i 2 sekvenser. Videreutvikle krav- & testspesifikasjon. F2: Konkretisering av planlagte aktiviteter og materialstudie påbegynnes.	
3	9.3. – 27.3.	<i>Konstruksjon:</i> Iterasjonsfaser med 2 sekvenser. Hver sekvens inneholder en rotasjon bestående av: Planlegging, designutvikling, testing, evaluering, dokumentasjon og rapportering til oppdragsgiver.	3.1) Studie av aerodynamisk stabilitet, materialstudie.
Prosjektavbrudd opptrer i perioden 28. mars – 12. april pga. eksamen i MPMT-3102			
	13.4. – 1.5.	Fortsettelse av fase 3.1	Materialstudie, designkalkuleringer, 3D-modellering, analyse av design og 3D-printing (28. april)
	4.5. – 8.5.	---  ---	3.2) Iterasjon: Re-design og kjøring av nye analyser
4	11.5. – 15.5.	<i>Ferdigstilling:</i> Sisteutgave av hoveddokumenter og slutføring av designdokument.	

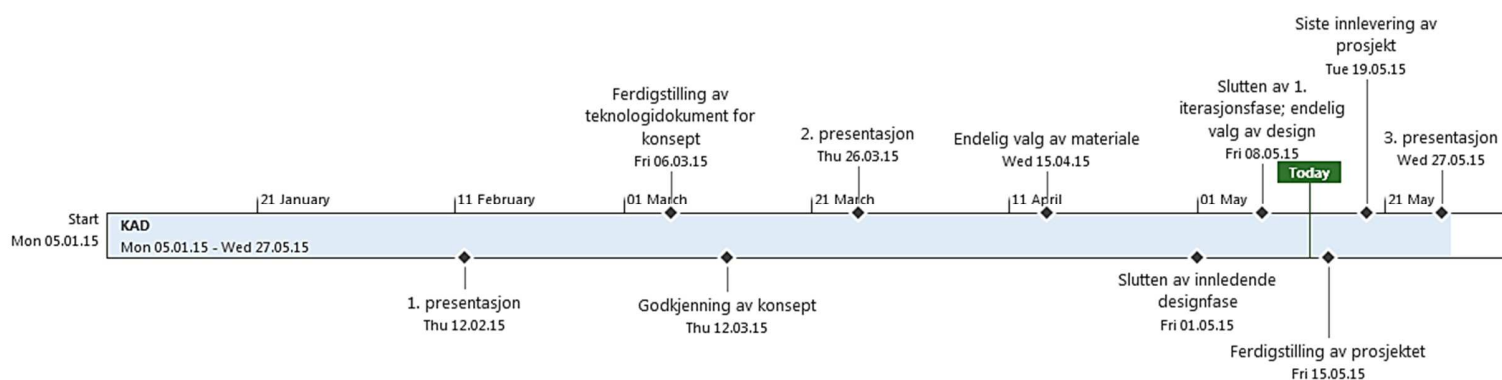
### 3.1 Milepæler

Prosjektet vil ha mange delmål [3], omtalt som milepæler, gjennom sin livssyklus. De mest åpenbare vil være alle presentasjoner som blir holdt for sensorer og veiledere, leveranser av dokumentasjon, endelig valg av konsept, material og design for dronen, slutten av hver iterasjonsfase og ferdigstilling av prosjektet.

Kronologisk opplisting av milepæler følger:

Tabell 8 - Milepæler

Dato	Milepæl
12.02.2015	1. presentasjon
06.03.2015	Ferdigstilling av teknologidokument for konsept
12.03.2015	Godkjenning av konsept av oppdragsgiver
26.03.2015	2. presentasjon
15.04.2015	Endelig valg av materiale
01.05.2015	Slutten av innledende designfase
08.05.2015	Slutten av 1. iterasjonsfase; endelig valg av design
15.05.2015	Ferdigstilling av prosjekt
19.05.2015	Siste innlevering av prosjektdokumentasjon
27.05.2015	3. presentasjon



Figur 2 - Tidslinje for milepæler

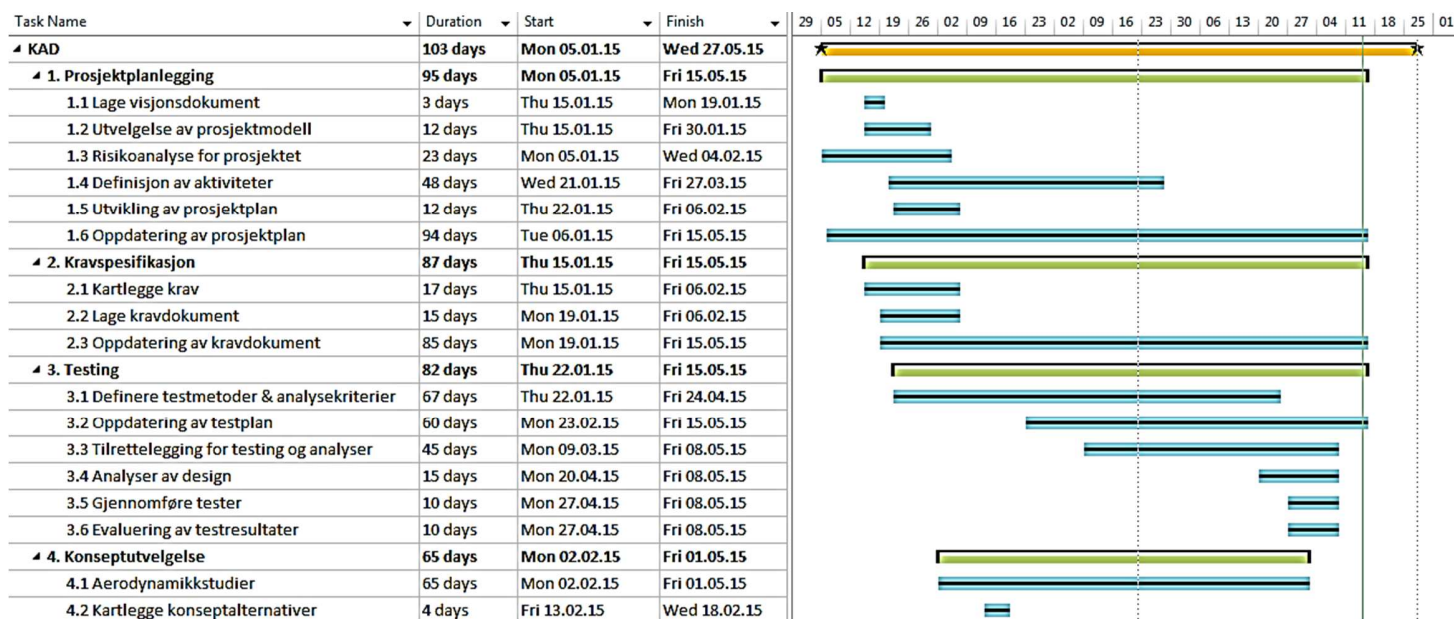
## 3.2 Gantt-diagram

Prosjektaktivitetene vil bli ført opp i et Gantt-diagram laget i *Microsoft Project Professional*. Gantt-diagrammet vil fortelle når aktivitetene starter og når de er påregnet å være ferdige. Det vil vise en oversikt over hvor mange dager hver aktivitet varer, og i hvilken rekkefølge disse vil opptre med tanke på iterasjonsfasene i prosjektmodellen vi følger.

Noen aktiviteter vil være avhengige av andre. Det vil si at en aktivitet ikke kan starte før den andre har blitt fullført. Eksempelvis kan ikke konstruksjonsfasen starte før vi har valgt konsept.

Vårt Gantt-diagram er lagt inn nedenfor. Gul farge indikerer varigheten av hele prosjektet, grønn farge indikerer hovedaktiviteter, mens blå farge indikerer underaktiviteter. Blå farge med sort strek viser at aktiviteten er ferdig (100%). Loddrett grønn strek angir dags dato.

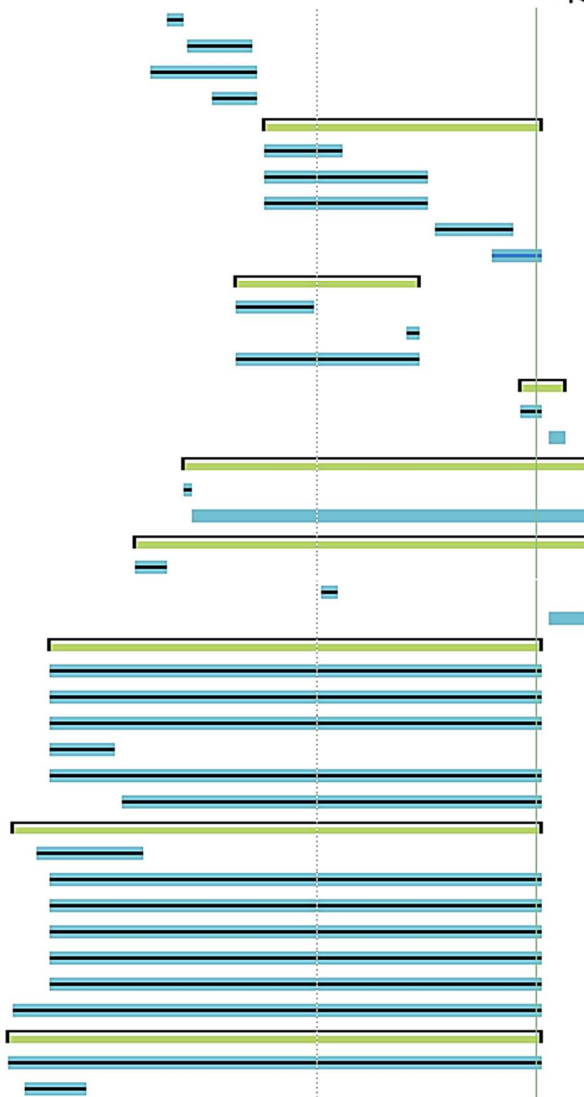
**Tabell 9 - Gantt-diagram**



# Prosjektplan v3.0



4.3 Bestemme evalueringskriterier og vekting	2 days	Fri 13.02.15	Mon 16.02.15
4.4 Konseptevaluering (pugh-matrise)	12 days	Wed 18.02.15	Thu 05.03.15
4.5 Ferdigstilling av teknologidokument	20 days	Mon 09.02.15	Fri 06.03.15
4.6 Videreutvikling av konsepter	9 days	Tue 24.02.15	Fri 06.03.15
➤ 5. Design	50 days	Mon 09.03.15	Fri 15.05.15
5.1 Idémyldring rundt valgt konsept	15 days	Mon 09.03.15	Fri 27.03.15
5.2 Designkalkuleringer	30 days	Mon 09.03.15	Fri 17.04.15
5.3 Forberedelse av design og analyse	30 days	Mon 09.03.15	Fri 17.04.15
5.4 Modellering i SolidWorks	15 days	Mon 20.04.15	Fri 08.05.15
5.5 Utvikling av designdokumentasjon	10 days	Mon 04.05.15	Fri 15.05.15
➤ 6. Materialvalg	33 days	Mon 02.03.15	Wed 15.04.15
6.1 Materialstudier	15 days	Mon 02.03.15	Fri 20.03.15
6.2 Materialutvelgelse	3 days	Mon 13.04.15	Wed 15.04.15
6.3 Utvikling av materialdokumentasjon	33 days	Mon 02.03.15	Wed 15.04.15
➤ 7. Oppsummeringsdokumentasjon	9 days	Mon 11.05.15	Thu 21.05.15
7.1 Etteranalyse	5 days	Mon 11.05.15	Fri 15.05.15
7.2 Lage plakater	4 days	Mon 18.05.15	Thu 21.05.15
➤ 8. Internettside	72 days	Tue 17.02.15	Wed 27.05.15
8.1 Opprette nettside	2 days	Tue 17.02.15	Wed 18.02.15
8.2 Oppdatere nettside	70 days	Thu 19.02.15	Wed 27.05.15
➤ 9. Presentasjon	80 days	Thu 05.02.15	Wed 27.05.15
9.1 Første presentasjon	6 days	Thu 05.02.15	Thu 12.02.15
9.2 Andre presentasjon	4 days	Mon 23.03.15	Thu 26.03.15
9.3 Tredje presentasjon	8 days	Mon 18.05.15	Wed 27.05.15
➤ 100. Administrativ dokumentasjon	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
100.1 Planlegging av møter (møteinnkalling)	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
100.2 Møtereferat	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
100.3 Oppfølgingsdokument	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
100.4 Utvikling av dokumentmaler	12 days	Thu 15.01.15	Fri 30.01.15
100.5 Dokumentasjonsstrukturering	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
100.6 Annen administrativ virksomhet	75 days	Mon 02.02.15	Fri 15.05.15
➤ 101. Møtevirksomhet	94 days	Tue 06.01.15	Fri 15.05.15
101.1 Oppstart av prosjekt (skaffe oppgave, etc)	20 days	Mon 12.01.15	Fri 06.02.15
101.2 Møte med intern veileder	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
101.3 Møte med ekstern veileder	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
101.4 Gruppemøte (scrum)	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
101.5 Gruppemøte (oppfølging)	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
101.6 Gruppemøte (diskusjon)	87 days	Thu 15.01.15	Fri 15.05.15
101.7 Kontakt med eksterne ressurser	94 days	Tue 06.01.15	Fri 15.05.15
➤ 102. Prosjektteoristudier	95 days	Mon 05.01.15	Fri 15.05.15
102.1 Studere andres bacheloroppgaver	95 days	Mon 05.01.15	Fri 15.05.15
102.2 Forelesning	11 days	Fri 09.01.15	Fri 23.01.15



### 3.3 Presentasjoner

Gjennom prosjektperioden vil det holdes tre presentasjoner; henholdsvis i februar, mars og mai. Under alle presentasjonene skal intern sensor, intern veileder, ekstern sensor og alle i prosjektgruppa være til stedet.

Dokumentasjon som skal leveres i forbindelse med presentasjonene, sendes til sensorer og veiledere minst to hele arbeidsdager før presentasjonen.

30 minutter før selve presentasjonen, skal sensorer og veiledere kalles inn av prosjektgruppa til et for-møte, hvor de har muligheten til å snakke sammen. Det er prosjektgruppas ansvar å reservere rom for slike møter, og for selve presentasjonen (dette gjelder dog ikke for hovedpresentasjonen).

Etter presentasjonene kan alle, eller enkelte, studenter av prosjektgruppa bli muntlig eksaminert, hvor man blir bedt om å redegjøre for hva en har gjort, hva gruppa har gjort og for avgjørelser gjort av gruppa.

---

#### 3.3.1 Presentasjon 1

Ved første presentasjon skal gruppa fortelle hva slags planer de har for prosjektperioden, og hvordan de har til hensikt å utføre denne prosessen. Avslutningsvis skal det fremkomme hvor i prosjektet gruppa er akkurat nå, og hva som er tenkt å gjøres videre.

Presentasjonen skal vare i 20 minutter, og alle som ønsker å høre på kan komme. I forbindelse med første presentasjon skal det gjennomføres en endelig godkjenning av kravspesifikasjonen, prosjektplanen og testspesifikasjonen. Det er følgelig disse versjonene som teller i forbindelse med evalueringen av prosjektet.

---

#### 3.3.2 Presentasjon 2

Andre presentasjon av prosjektet skal være teknisk tung. Det vil være fokus på konseptet som er valgt, og ulike testprosedyrer for systemet. Et annet viktig aspekt i denne presentasjonen er å formidle prosjektgruppas progresjon i forhold til prosjektplanen, hva slags endringer som er gjort og hvorfor. Presentasjonen skal vare i 20 minutter.

### 3.3.3 Presentasjon 3 (Hovedpresentasjon)

Siste presentasjon, som også er hovedpresentasjonen, vil gi det siste inntrykket før sensorer setter karakter på det arbeidet som er gjort i løpet av prosjektet.

Denne presentasjonen er ulik de foregående, da denne er delt i to. De første 20 minuttene av presentasjonen vil være et «salg» (reklame) av produktet. Her vil de positive sidene av produktet omtales, og fordelene sammenlignes med svakheter ved eksisterende systemer.

De 20 neste minuttene vil være en teknisk presentasjon av produktet, hvor det skal vises til prosjektgruppas tekniske løsning. Avslutningsvis vil studentenes formening om læringsutbyttet presenteres, og betraktes i relasjonen med tidsforbruket.

### 3.4 Justering av prosjektplanen

Den 6. mars 2015 hadde vi et møte med Jan Dyre angående prosjektprogresjon. Vi diskuterte tidsestimater for aktivitetsplanen. Han anbefalte vesentlig oppjustering av tidsbruk i forbindelse med systemintegrasjon; 8.01 *sammenstilling av komponenter*. Avveining av kompromiss mellom tilgjengelig tid og antatt tidsbruk førte til at tidsestimatet først ble endret fra 20 timer til 90 timer. I henhold til erfaringsbakgrunnen til Jan Dyre var vårt opprinnelige estimat mange ganger for lite. Vårt opprinnelige estimat hadde vesentlig usikkerhet knyttet til seg, som følge av svært begrenset erfaringsgrunnlag blant prosjektmedlemmene.

Etter andre presentasjon (26. mars) ble det videre gjort vesentlige reduksjoner i tidsestimatene for aktivitetsplanen for de aktiviteter som skal foregå etter påske. Årsaken til dette er at tidligere prosjektleder, Tord Kaasa, har avsluttet sin prosjektdeltakelse, og prosjektgruppa er dermed blitt redusert med 25%. Endringene som er gjort er så omfattende at vi vil henvise til v1.07 av prosjektplanen for tidligere tidsestimater. Som følge av dette måtte vi ha en ny prosjektleder. Banaz Ahmad ble valgt som beste kandidat til dette vervet, dels som følge av anbefaling fra en erfaren støttespiller for prosjektet, Jan Dyre, og dels som følge av øvrige prosjektmedlemmers klare oppfordring. Argumentasjonen for dette valget var viktige egenskaper, som overlegen ordenssans og svært god evne til å formidle kontakt med interessenter og eksterne ressurser.



## 4. Aktivitetsplan

Nedenfor er aktivitetene delt inn i hovedgrupper og undergrupper, hvor de har blitt tildelt et unikt aktivitetsnummer. Tabellene inneholder informasjon om start- og sluttdatoer, antall ressurser som jobber på hver aktivitet, estimert tid og hvor mye tid som er brukt på hver aktivitet til nå. Aktivitetene som ennå pågår er markert i rødt, da disse vil endres underveis. Aktiviteter som inngår i iterasjonsfasen er merket med grønn bakgrunn ved start- og sluttdato.

### 4.1 Aktivitetsbeskrivelser

Tabell 10 - Aktivitetsbeskrivelser med tidsangivelser

Aktivitetsgruppe: 100. Administrativ dokumentasjon						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
100.01	Planlegging av møter (møteinnkalling)	15.1.2015	15.5.2015	1	7	6:00
100.02	Møtereferat	15.1.2015	15.5.2015	3	8	7:45
100.03	Oppfølgingsdokument	15.1.2015	15.5.2015	3	40	40:25
100.04	Utvikling av dokumentmaler	15.1.2015	30.1.2015	2	10	11:15
100.05	Dokumentasjonsstrukturering	15.1.2015	15.5.2015	3	13	30:15
100.06	Annen administrativ virksomhet	2.2.2015	15.5.2015	3	7	20:50
Sum:					85	117

Aktivitetsgruppe: 101. Møtevirksomhet						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
101.01	Oppstart av prosjekt (skaffe oppgave, etc.)	12.1.2015	6.2.2015	4	50	72:25
101.02	Møte med intern veileder	15.1.2015	15.5.2015	3	24	24:30
101.03	Møte med ekstern veileder	15.1.2015	15.5.2015	3	35	31:10
101.04	Gruppemøte (scrum)	15.1.2015	15.5.2015	3	8	7:06
101.05	Gruppemøte (oppfølging)	15.1.2015	15.5.2015	3	53	56:26
101.06	Gruppemøte (diskusjon)	15.1.2015	15.5.2015	3	45	41:30
101.07	Kontakt med eksterne ressurser	6.1.2015	15.5.2015	3	55	48:45
Sum:					270	281:52

Aktivitetsgruppe: 102. Prosjektteoristudier						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
102.01	Studere andres bacheloroppgaver	5.1.2015	15.5.2015	3	5	6:02
102.02	Forelesning	9.1.2015	23.1.2015	4	50	45:30
Sum:					55	51:32



Aktivitetsgruppe: 1. Prosjektplanlegging						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
1.01	Lage visjonsdokument	15.1.2015	19.1.2015	4	10	6:55
1.02	Utselgelse av prosjektmodell	15.1.2015	30.1.2015	2	20	37:15
1.03	Risikoanalyse for prosjektet	5.1.2015	4.2.2015	2	20	27:25
1.04	Definisjon av aktiviteter	21.1.2015	27.3.2015	3	30	25:50
1.05	Utvikling av prosjektplan	22.1.2015	6.2.2015	3	50	35:30
1.06	Oppdatering av prosjektplan	6.1.2015	15.5.2015	3	107	118:45
Sum:					237	251:40

Aktivitetsgruppe: 2. Kravspesifikasjon						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
2.01	Kartlegge krav	15.1.2015	6.2.2015	4	20	34:06
2.02	Lage kravdokument	19.1.2015	6.2.2015	3	40	14:30
2.03	Oppdatering av kravdokument	19.1.2015	15.5.2015	2	28	24:00
Sum:					88	72:36

Aktivitetsgruppe: 3. Testing						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
3.01	Definere testmetoder og analysekriterier	22.1.2015	24.4.2015	2	56	61:25
3.02	Oppdatering av testplan	23.2.2015	15.5.2015	3	66	45:40
3.03	Tilrettelegging for testing og analyser	9.3.2015	8.5.2015	1	15	50:45
3.04	Analyser av design	20.4.2015 4.5.2015	1.5.2015 8.5.2015	3	38 38	24:05
3.05	Gjennomføre tester (vindtunnel)	27.4.2015 4.5.2015	1.5.2015 8.5.2015	3	42 30	21:00
3.06	Evaluering av testresultater	27.4.2015 4.5.2015	1.5.2015 8.5.2015	3	9 6	8:45
Sum:					300	211:40

Aktivitetsgruppe: 4. Konseptutvelgelse						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
4.01	Aerodynamikkstudier	2.2.2015	1.5.2015	3	71	66:15
4.02	Kartlegge konseptalternativer	13.2.2015	18.2.2015	4	50	67:40
4.03	Bestemme evalueringskriterier og vektning	13.2.2015	16.2.2015	2	10	7:25
4.04	Konseptevaluering (vha. pugh-matrise)	18.2.2015	5.3.2015	2	30	22:10
4.05	Skriving av teknologidokument	9.2.2015	6.3.2015	2	60	64:10
4.06	Videreutvikling av konsepter	24.2.2015	6.3.2015	4	50	50:50
Sum:					271	278:30

Aktivitetsgruppe: 5. Design						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
5.01	Idémyldring rundt valgt konsept	9.3.2015	27.3.2015	3	30	27:30
5.02	Designkalkuleringer	9.3.2015	17.4.2015	3	35	36:55
5.03	Forberedelse av design og analyse	9.3.2015	17.4.2015	3	69	63:10
5.04	Modellering i SolidWorks	20.4.2015 4.5.2015	24.4.2015 8.5.2015	2	67 20	129:40
5.05	Utvikling av designdokumentasjon	4.5.2015	15.5.2015	3	72	110:35
Sum:					293	367:50

Aktivitetsgruppe: 6. Materialvalg						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
6.01	Materialstudier	2.3.2015	20.3.2015	2	55	51:00
6.02	Materialutvelgelse	13.4.2015	15.4.2015	3	17	15:50
6.03	Utvikling av materialdokumentasjon	2.3.2015	15.4.2015	3	89	65:45
Sum:					161	132:35

Aktivitetsgruppe: 7. Oppsummeringsdokumentasjon						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
7.01	Etteranalyse	11.5.2015	15.5.2015	3	24	8:55
7.02	Lage plakat	18.5.2015	21.5.2015	1	5	1:30
Sum:					29	10:25

Aktivitetsgruppe: 8. Internettside						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
8.01	Lage nettside	17.2.2015	18.2.2015	1	15	7
8.02	Oppdatere nettside	19.2.2015	27.5.2015	1	13	17
Sum:					28	24

Aktivitetsgruppe: 9. Presentasjon						
Aktivitets-nummer	Beskrivelse	Start-dato	Slutt-dato	Ressurser	Estimert tid	Brukt tid
9.1	Første presentasjon	5.2.2015	12.2.2015	4	40	76:35
9.2	Andre presentasjon	23.3.2015	26.3.2015	3	50	71:55
9.3	Tredje presentasjon	18.5.2015	27.5.2015	3	112	1
Sum:					202	149:30

Total tidsbruk per 15. mai 2015			
Aktivitets-grupper	Hovedaktiviteter	Estimert tid	Brukt tid
100	Administrativ dokumentasjon	85	117
101	Møtevirksomhet	270	281:52
102	Prosjektteoristudier	55	51:32
1	Prosjektplanlegging	237	251:40
2	Kravspesifikasjon	88	72:36
3	Testing	300	211:40
4	Konseptutvelgelse	271	278:30
5	Design	293	367:50
6	Materialvalg	161	132:35
7	Oppsummeringsdokumentasjon	29	10:25
8	Internettside	28	24
9	Presentasjon	202	149:30
Sum:		2019	2060:46

## 4.2 Tidsestimater etter påske

Som nevnt i kapittel 3.5 ble det nødvendig med betydelige omleggeringer av prosjektplanen, som følge av at tidligere prosjektleder avsluttet sin deltakelse. Synkroniseringen av tidsestimater i den oppdaterte prosjektplanen er gjengitt i tabellen nedenfor. Denne oversikten ble benyttet for å bedre belyse de relative avhengighetsforholdene mellom aktivitetene, slik at det ble lettere å balansere antatt nødvendig tidsbruk for de ulike gjenværende aktivitetene med personellressurser og tilgjengelig ukentlig arbeidstid.

Blå farge indikerer 1. iterasjon, mens rosa farge viser avslutningsuka for prosjektet (forberedelse til hovedpresentasjon).

**Tabell 11 - Tidsestimater etter påske**

Akt	Uke 16 (13-17.4.2015)			Uke 17 (20-24.4.2015)			Uke 18 (27.4-1.5.2015)			Uke 19 (4-8.5.2015)			Uke 20 (11-15.5.2015)			Uke 21 (18-22.5.2015)			Sum
	AA	BA	MS	AA	BA	MS	AA	BA	MS	AA	BA	MS	AA	BA	MS	AA	BA	MS	
1.06		7	4					2						3	3				19
2.03														2	2				4
3.01					3	3													6
3.02							8		2				5	5	5				25
3.03				4			2												6
3.04							10	18	10	8	17	13							76
3.05							14	14	14	10	10	10							72
3.06							3	3	3	2	2	2							15
4.01					5														5
5.02			15																15
5.03	14	12	12		27														65
5.04				33		34				10		10							87
5.05								8		7	7	2	16	16	16				72
6.02	7	7																	14
6.03	15	10	6										8	2	2				43
7.01													8	8	8				24
7.02																5			5
8.02					1									1					2
9.3																39	34	39	112
100	0,5	0,5		1	1,5	1		0,5	0,5	1	1,5	1	0,5		0,5				10
101	2,5	2,5	2,5	2	2	2	2,5	2,5	2,5	2	2	2	2,5	3	2,5	1	1	1	38
Sum	39	39	39,5	40	39,5	40	39,5	40	40	40	39,5	40	40	40	39	40	40	40	715
AA	39			40			39,5			40			40			40			238,5
BA		39			39,5			40			39,5			40			40		238
MS			39,5			40			40			40			39			40	238,5

### 5. Oppfølging

Her vil det bli beskrevet hvordan vi fører timene våre og hvordan gruppemøter gjennomføres. I tillegg vil vi beskrive hva som skjer før, under og etter veiledningsmøtene som blir holdt underveis i prosjektet.

#### 5.1 Føring av timelister

Alle gruppemedlemmer har ansvar for å føre sine egne timelister. Gjennom dette prosjektet har vi benyttet oss av tjenesten «Paymo» for å systematisk kunne styre prosjektdeltagernes timeregnskap. Tjenesten gir oss, på en oversiktlig måte, muligheten til å føre detaljerte timelister og kommentere arbeidsprosessen. Dette gjør det enklere å følge med på gruppens progresjon.

#### 5.2 Gruppemøter

I et komplekst prosjekt, med flere involverte parter, er det viktig å ha en god møtestruktur for å sørge for at prosjektet drives i riktig retning. Vi har valgt å benytte oss av tre ulike møteformer for våre interne møter; scrum-, oppfølgings- og diskusjonsmøter.

*Scrum-møter* holdes (ved behov) i begynnelsen av hver arbeidsdag. Møtene er relativt korte, ca. 15 minutter. Disse holdes for at gruppen skal få et kort overblikk over hvilke arbeidsoppgaver som er gjort, og hva som er dagens agenda. Disse møtene blir holdt for at gruppemedlemmene skal få en felles forståelse av hvordan prosjektet utvikler seg, og for at samtlige holdes oppdatert på videre arbeid.

*Oppfølgingsmøter* holdes ved utgangen av hver uke. Disse møtene blir brukt til å oppsummere hva som har blitt gjort gjennom arbeidsuka, og hva som må gjøres neste uke. Her vil vi diskutere om prosjektet går i henhold til prosjektplanen, eller om planen må oppdateres. Et oppfølgingsdokument (jf. [5.3](#)) vil bli utarbeidet etter hvert møte, og sendt til intern veileder.

*Diskusjonsmøter* holdes ved behov. Dette er en mer uformell møtevariant, som både kan inngå som en planlagt aktivitet der vi forutser et behov, eller som «ad hoc» -provoserte sekvenser, som typisk vil oppstå ved uforutsette hendelser.

### 5.3 Veiledning

I forbindelse med dette prosjektet har gruppen blitt tildelt en intern og en ekstern veileder. Oppfølgingen av prosjektgruppa er fordelt mellom disse, og skal samlet sørge for at gruppen får nødvendig faglig og teknisk bistand til oppgaven. Høgskolen legger føringer for rammevilkårene for hva denne oppfølgingen skal innebære. Det er imidlertid studentenes ansvar å skaffe egnet lokale, kalle inn til møter og produsere dokumentasjonen som skal ligge til grunn for veiledningen.

---

#### 5.3.1 Intern veiledning

Det skal gjennomføres ukentlige oppfølgingsmøter med intern veileder. Dette for å forsikre at dokumentasjon og generell prosjektutvikling holder skolens standard for gjennomføring av et prosjektarbeid. Møtene skal ha en møteleder og en referent. Møteleder har ansvar for at møtet holdes under de satte rammene, blant annet tidsbruk og agenda. Referentens møtereferat skal leveres til alle parter senest 24 timer etter at møtet ble holdt. Tildelingen av disse rollene vil variere fra møte til møte. På den måten kan alle medlemmer best tilegne seg viktige ferdigheter på dette området. Forut for hvert av møtene skal studentgruppa produsere et oppfølgingsdokument som omfatter følgende:

1. En studentspesifikk gjennomgang av siste ukes aktiviteter, med kommentarer på eventuelle avvik fra prosjektplan, og en tilsvarende aktivitetsplan for kommende uke.
2. Kortfattet oppsummering av prosjektets progresjon i forhold til prosjektplanen, med spesielt fokus på kritiske aktiviteter.
3. Vedlagt timeliste for hver student, der det fremgår hvor mye tid den enkelte har brukt på ulike aktiviteter den siste uka.

Oppfølgingsdokumentet skal sendes veileder senest en hel arbeidsdag før møtet.

Hovedfunksjonen til intern veileder er å fungere som en kunnskapsressurs i forhold til prosjektarbeid og prosjektstyring. Dette innebærer ikke at veilederen selv skal gå aktivt inn for å legge føringer for prosjektet, men heller komme med konkrete råd og refleksjoner etter initiativ fra prosjektgruppas medlemmer. Det er altså studentene selv som må styre dialogen med veilederen.

### 5.3.2 Ekstern veiledning

Møtefrekvensen med ekstern veileder er ikke fastsatt av høgsolen, og gjøres etter avtale mellom prosjektgruppa og veileder. Dersom det av ulike årsaker ikke er praktisk å møtes kan mye av kontakten også gjennomføres via e-post, telefon, etc.

Ekstern veileder er også oppdragsgiver for prosjektoppgaven, og vil derfor være studentgruppas fremste ressursperson i forhold til utvikling av systemkrav og tilrettelegging av nødvendige ressurser for gjennomføringen av prosjektet.

Møtenes innhold vil være av teknisk karakter, der oppgavens innhold og status diskuteres. De blir også holdt for at ekstern veileder skal kunne godkjenne gruppens ulike dokumenter.

### 5.4 Kontakt med eksterne ressurser

Gjennom prosjektets gang har vi hatt en del kontakt med eksterne ressurser, spesielt gjelder dette Jan Dyre fra KDS. Da vi er en gruppe med begrenset erfaring innenfor prosjekter, simuleringer, praktisk arbeid, fly- og aerodynamikk, har det vært til stor fordel med kontakt fra eksterne ressurser. Dette har bidratt med mye positivt, da det har vært med på å danne grunnlaget for prosjektet, samt å se ting med en annen vinkling enn det vi så for oss i utgangspunktet. Jan Dyre har vært en stor støttespiller, og vært engasjert i prosjektet og hjulpet oss på mange måter.

Helt i starten av prosjektet avtalte vi et møte med Jan Dyre, hvor han hadde tatt med seg en kollega med mye dronerelatert erfaring, både i forbindelse med jobb og som hobby. Dette møtet bidro med å gi et dypere perspektiv på hva vi egentlig hadde i vente, og hvor krevende en slik oppgave faktisk er. Jan Dyre har også vært vår mellommann når det gjaldt lån av vindtunnel fra Vitensenteret på Kongsberg, da han har god kontakt med de som jobber der.

Vi har i tillegg vært i kontakt med vår tidligere fluiddynamikklærer, Bjørn Gjevik, som er professor i hydrodynamikk. Hans kunnskap innenfor fluiddynamikk er svært omfattende, og ga oss gode tips for hvordan vi kan håndtere problemer med tanke på aerodynamikk og simulering (jf. rapport: «Analyseverktøy for aerodynamisk simulering»).

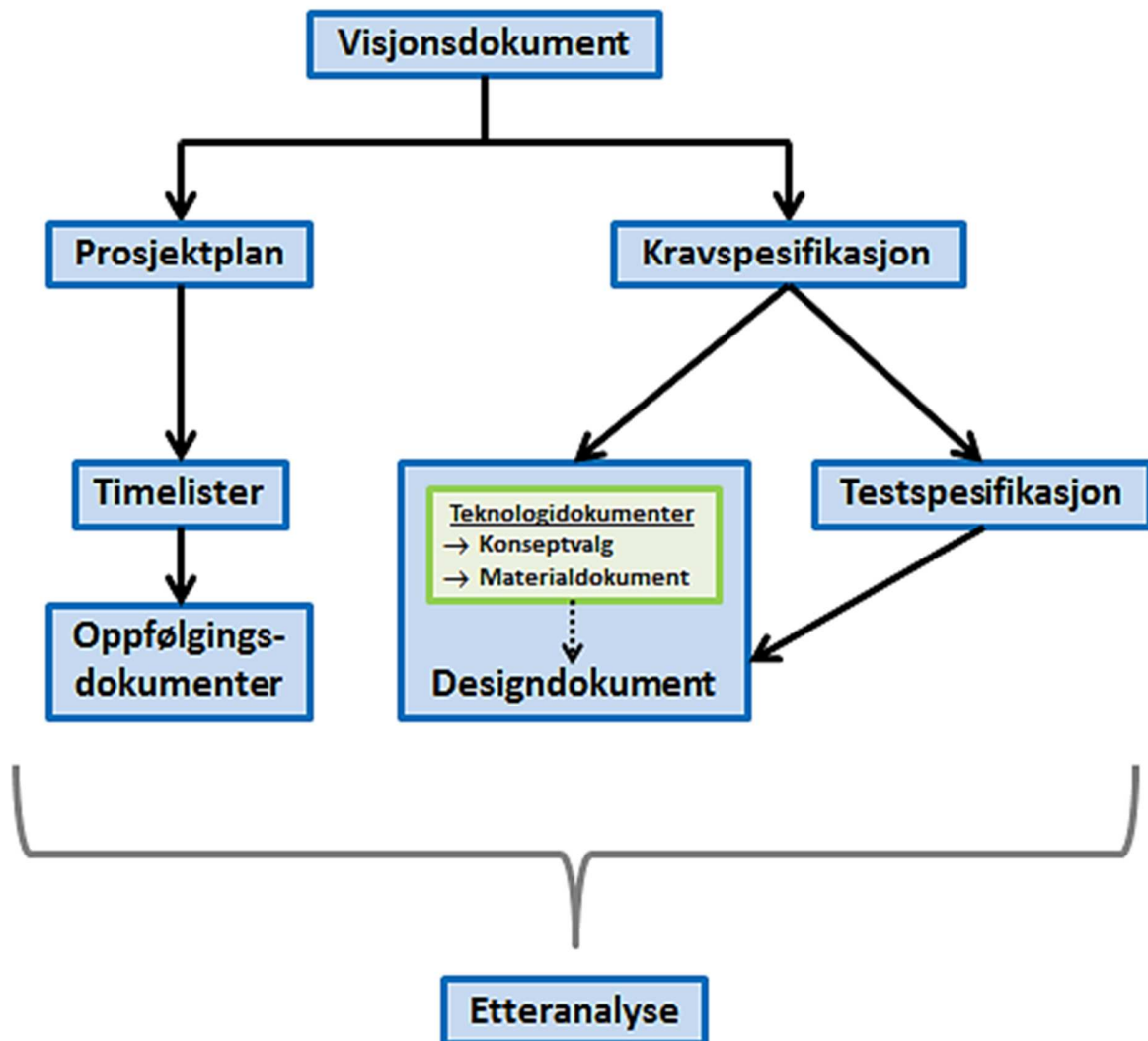
### 5.5 Dokumentasjon

I løpet av prosjektet skal det produseres diverse dokumenter som vil legge føringer for arbeidet som skal gjøres, samt dokumentere det som blir gjort. I denne forbindelse har vi utviklet et sett med dokumentmaler. Hensikten med dette er dels å effektivisere føringen av beslektede former for dokumentasjon, og dels for å gjøre det lettere å håndtere dokumentsamlingen for den som måtte ha interesse av å studere de. For å oppnå dette vil alle dokumenter ha en hovedansvarlig person, som skal sørge for at dokumentet blir skrevet og oppdatert. Alle dokumenter må også godkjennes av en gjennomgangsansvarlig.

Relevante dokumenter vil bli revidert og utgitt etter hver iterasjonssyklus. I tillegg til dette vil et gruppemedlem ha ansvar for finskriving og dokumentrevidering, under rollen som *redigeringsansvarlig*. Forsiden av dokumentene skal vise til hvem som er ansvarlig for dokumentet, samt hvem som har godkjent det. Dokumentene skal generelt følge den fastsatte malen og skal bli skrevet med samme skrifttype og skriftstørrelse.



Dokumentsamlingen som skal produseres, og relasjonen mellom de, er gitt nedenfor.



Figur 3 – Dokumentoversikt

### 5.6 Nettside

I forbindelse med dette prosjektet vil det bli opprettet en internettside. Denne siden vil inneholde generell informasjon om prosjektet, deltagere og presentasjoner. Siden er ment som et informasjonssupplement for veilederne, og en informasjonskanal til utenforstående. Siden vil bli oppdatert ved signifikante hendelser.

## 6. Ressurser

Her vil vi liste opp alle ressurser som er benyttet for å fullføre prosjektet.

### 6.1 Fysiske

- DropBox
- Fronter
- Google Scholar
- Microsoft Office
- Microsoft Project Professional
- Microsoft Visio
- Paymo 3
- Skype
- SolidWorks m/simuleringsmoduler
- Visual Paradigm
- YouTube

### 6.2 Menneskelige

- Arne Bjørnar, HBV
- Audun Resser, KDS
- Bjørn Gjevik, HBV
- Heming Andersen, KDS
- Jan Dyre, KDS
- Joakim Bjørk, HBV

## 7. Risikoanalyse for prosjektet

### 7.1 Formål

Formålet med risikoanalysen er å identifisere mulige risikoscenarier, anslå sannsynligheten for at disse vil opptre og, med dette som bakgrunn, legge til rette for at både sannsynlighet og konsekvens blir lavest mulig. Det er viktig å erkjenne at når man jobber med et prosjekt, vil man mest sannsynlig oppleve at noe går galt gjennom prosjektets gang. Derfor er det avgjørende å analysere risiko i god tid før igangsetting av prosjekter. En slik innfallsvinkel vil kunne hjelpe oss å unngå eventuelle fremtidige problemer før de oppstår. Hvis en hendelse er sannsynlig, og vi har kartlagt den på forhånd, vil vi allerede kunne ha en løsning klar for å sørge for at risikoen blir redusert til et akseptabelt nivå, eller til og med eliminere den.

Risiko, som opprinnelig stammer fra arabisk (*risque*) [4], beskriver potensialet for å miste noe av verdi som kan påvirke oppdragets mål. For eksempel tap av liv, tap av penger, ødeleggelse osv. Risikoer som har ekstremt lav sannsynlighet blir ikke tatt hensyn til.

### 7.2 Hva er risikoanalyse?

Risikoanalyse er en analytisk disiplin med tre deler. *Risikovurdering* forteller oss hva risikoen er gjennom hele prosjektets livssyklus. *Risikostyring* er evaluering for hver risiko med alternativ løsning for å redusere risikoen. *Risikokommunikasjon* er metoden man benytter for å presentere analysen til beslutningstakere og/eller offentligheten. Hovedfokus er her å formidle budskapet på en entydig og lettfattelig måte.

Vi drar nytte av følgende fordeler ved risikoanalyse:

- Økt forståelse av risiko og deres sannsynlige effekt
- Bedre beslutningstaking gjennom en god forståelse av risiko
- Sikre at de største risikoene er identifisert og løst
- Støtte for nødvendig kontroll
- Færre overraskelser
- Effektiv bruk av ressurser

Nedenfor har vi listet opp faktorer som kan påvirke prosjektet. Forekomsten av hver risiko varierer fra lav til høy. Lav risiko betyr at det ikke er sannsynlig at en hendelse vil opptre. Middels risiko betyr at faktoren kan forekomme på et tidspunkt. Høy risiko betyr at det er stor sannsynlighet for at hendelsen vil opptre. Hver risikoanalyse vil inneholde informasjon om sannsynligheten for at risikoen inntreffer, alvorlighetsgrad og kalkulert risiko. Den vil også inneholde en beskrivelse av problemet, konsekvensen av det og en eventuell løsning. [5]

### 7.3 Risikoscenarier

#### **Personsentrert-risiko**

Personsentrert-risiko er risiko som kan oppstå blant gruppemedlemmer. Det kan ha en negativ innvirkning på prosjektets fremgang. Vi mener at en grundig vurdering/evaluering av denne risikoen er nødvendig, fordi både prevalens, sannsynlighet og (i mange tilfeller) alvorlighetsgrad vil være aktuelt for denne gruppen av risikoscenarier. Nedenfor er personsentrerte-risikoer oppført, hvor hver risiko er bevilget en unik ID med bokstaven «R» for risiko:

R01 - Helseproblemer (sykdom, skader, ulykker, osv.)

R02 - Interne konflikter (misforståelser, dårlig samarbeidsevne/vilje)

R03 - Dårlig kommunikasjon (vag evne til å forklare)

R04 - Oppmøte

R05 - Mangel på motivasjon

R06 – Prosjektleders fravær

#### **Prosjektrisiko**

Risiko forbundet med øvrige (ikke-personsentrerte) hendelser:

R07 - Tekniske problemer (programvarefeil, tap av filer, osv.)

R08 – Forsinkelser i forhold til prosjektplanen

R09 – Krav kan ikke tilfredsstilles

R10 – Budsjett

R11 – Tap av prosjekt

### 7.4 Skala, matrise og mal

#### Sannsynlighetsskala

Sannsynlighetsskalaen viser hvor sannsynlig det er for at hendelsen inntreffer. Tabellen under viser om sannsynligheten for hendelsen er liten, moderat eller høy. Risikosannsynligheten er skalert fra 1-10, hvor 10 benyttes ved hendelser som vurderes som svært sannsynlig.

Tabell 12 - Mal for sannsynlighetsskala

Skala	Sannsynlighet (1-10)
Liten sannsynlighet	1-3
Moderat	4-7
Høy	8-10

#### Alvorlighetsgrad

Alvorlighetsgraden viser forholdet mellom risiko og dens innvirkning på prosjektet. Her har vi skalert alvorlighetsgraden fra 1-10, hvor 10 er alvorligst og kan medføre store konsekvenser.

Tabell 13 - Mal for alvorlighetsgrad

Skala	Alvorlighetsgrad (1-10)
Liten	1-3
Moderat	4-7
Alvorlig	8-10

## Risikomatrise

Produktet av sannsynligheten og alvorlighetsgraden vil tilsvare risikoen for hendelsen. Tabellene nedenfor representerer risikoen i hver situasjon. Risikoen øker når en hendelse med høy sannsynlighet og høy alvorlighetsgrad inntreffer. Tabellen nedenfor illustrerer dette med farger og tall. Vi ønsker å holde oss innenfor den grønne delen, altså under maksimum  $S \times A$  (sannsynlighet multiplisert med alvorlighetsgrad) lik 21.

Tabell 14 - Risikomatrise

<div>Alvorlighetsgrad</div> <div>↓</div> <div>→</div>			
	Sannsynlighet for at hendelsen skjer	Liten	Moderat
Lite sannsynlig	1-9	4-21	8-30
Moderat	4-21	16-49	32-70
Høy	8-30	32-70	100

Tabell 15 - Mal for risikoanalyse

RISIKO-ID: XX	RISIKOSCENARIO: Risikonavn	
Sannsynlighet	Hvor sannsynlig er risikoen?	
Alvorlighetsgrad	Hvor alvorlig er hendelsen?	
Beskrivelse	Risiko-scenariet blir beskrevet her	
S*A	Sannsynlighet multiplisert med alvorlighetsgrad. Jo større produkt jo større alvorlighetsgrad.	Farge som indikerer hvor alvorlig risikoen er
Konsekvens	Konsekvensen risikoen medfører	
Tiltak	Mulig løsning til problemet	

### 7.5 Personsentrert-risiko

Tabell 16 - Helseproblemer

RISIKO-ID: R01	RISIKO SCENARIO: Helseproblemer	
Sannsynlighet	3	
Alvorlighetsgrad	5	
Beskrivelse	Et gruppelem er syk og kan ikke gjennomføre sin del av arbeidet	
S*A	15	
Konsekvens	Avhengig av type sykdom og fraværsdager. Oppgavene laget i prosjektplanen blir ikke fullført. Dette fører til dårligere produktkvalitet.	
Tiltak	Reorganisering av arbeid i prosjektplanen for å fullføre arbeidet	

Tabell 17 - Intern konflikt

RISIKO-ID: R02	RISIKO SCENARIO: Intern konflikt	
Sannsynlighet	3	
Alvorlighetsgrad	8	
Beskrivelse	Intern konflikt mellom gruppelemmer grunnet misforståelser, dårlig samarbeidsevne eller av personlige grunner	
S*A	24	
Konsekvens	Kan føre til lav motivasjon, dårlig kvalitet på arbeidet og forsinkelser av oppgaver	
Tiltak	Gruppen vår har en intern gruppekontrakt. Vi vil adlyde kontrakten, og ha konfliktløsningsmøter hvis noe skulle oppstå.	

Tabell 18 - Dårlig kommunikasjon

RISIKO-ID: R03	RISIKO SCENARIO: Dårlig kommunikasjon	
Sannsynlighet	4	
Alvorlighetsgrad	6	
Beskrivelse	Manglende evne til å forklare ting til resten av gruppen. Mangel på gruppemøter hvor vi diskuterer vår fremdrift.	
S*A	24	
Konsekvens	Utført arbeid kan bli misforstått og bli stemplet som dårlig arbeid. Dokumentasjoner og filer kan bli uoversiktlige. Uønsket fokus kan ta av tiden vår.	
Tiltak	Det holdes faste møter i ukedagene. Scrum-møter blir holdt for å informere alle gruppemedlemmer hvilke aktiviteter som har blitt jobbet med og hvilke som skal bli jobbet med.	

Tabell 19 - Ugyldig fravær

RISIKO-ID: R04	RISIKO SCENARIO: Ugyldig fravær	
Sannsynlighet	4	
Alvorlighetsgrad	4	
Beskrivelse	Ugyldig fravær fra gruppemedlem(mer) fra møter eller gruppearbeid	
S*A	16	
Konsekvens	Diskusjoner/informasjon må bli gjentatt eller forklart. Misbruk av tid fører til dårlig kvalitet og forsinkelser	
Tiltak	Gruppeleder skal ta kontakt og gi advarsel til den det måtte gjelde. Hvis ingen endringer skjer, skal intern veileder bli informert slik at det tas i betraktning i karaktersettingen.	



Tabell 20 - Mangel på motivasjon

RISIKO-ID: R05	RISIKO SCENARIO: Mangel på motivasjon	
Sannsynlighet	5	
Alvorlighetsgrad	7	
Beskrivelse	Mangel på motivasjon gjennom prosjektet	
S*A	35	
Konsekvens	Motivasjon er en viktig faktor for å lykkes. Mangel på motivasjon kan føre til dårlig kvalitet på produktet og i verste fall; ingen produkt.	
Tiltak	Oversiktlig og gjennomførbar prosjektplan må utarbeides for å unngå lav motivasjon. Gruppa må holde sammen og motivere hverandre.	

Tabell 21 - Prosjektleders fravær

RISIKO-ID: R06	RISIKO SCENARIO: Prosjektleders fravær	
Sannsynlighet	3	
Alvorlighetsgrad	9	
Beskrivelse	Prosjektleders fravær på grunn av gyldig/ugyldig grunn	
S*A	27	
Konsekvens	Noe forvaltningsarbeid kan bli ugjort	
Tiltak	Varaleder trer inn og lager en plan	

### 7.6 Prosjektrisiko

Tabell 22 - Tekniske problemer

RISIKO-ID: R07	RISIKO SCENARIO: Tekniske problemer	
Sannsynlighet	4	
Alvorlighetsgrad	10	
Beskrivelse	Programvaresvikt, f.eks. kan SolidWorks krasje	
S*A	40	
Konsekvens	Tap av filer og arbeid gjort, dette kan påvirke prosjektet enormt	
Tiltak	Kontinuerlig sikkerhetskopiering av filer og dokumenter. Bruke oppdaterte versjoner.	

Tabell 23 - Forsinkelser

RISIKO-ID: R08	RISIKO SCENARIO: Forsinkelser	
Sannsynlighet	6	
Alvorlighetsgrad	6	
Beskrivelse	Bak skjema. Oppgaver tildelt til en gitt dato er ikke fullført.	
S*A	36	
Konsekvens	Ikke i stand til å oppfylle ønskede mål og standarder	
Tiltak	Innføre flere arbeidstimer for å gjøre det ferdig og legge til side mindre viktige oppgaver	

Tabell 24 - Ikke i stand til å tilfredsstille kravene

RISIKO-ID: R09	RISIKO SCENARIO: Ikke i stand til å tilfredsstille kravene	
Sannsynlighet	3	
Alvorlighetsgrad	9	
Beskrivelse	Ett eller flere krav ikke oppfylt av gruppa	
S*A	27	
Konsekvens	Ikke i stand til å oppfylle ønskede mål og standarder	
Tiltak	Snakke med vår oppdragsgiver for å vite graden av betydning. Hvis viktig, må vi gjennomføre det (om mulig). Hvis ikke er mulig, må vi skrive i vår rapport hvorfor det ikke er implementert.	

Tabell 25 - Budsjett

RISIKO-ID: R10	RISIKO SCENARIO: Budsjett	
Sannsynlighet	2	
Alvorlighetsgrad	7	
Beskrivelse	Budsjettet som er godkjent av oppdragsgiver er ikke nok til innkjøp av viktige komponenter	
S*A	14	
Konsekvens	Produktet blir ikke ferdigstilt	
Tiltak	Prototype kan lages i stedet ved å bruke 3D-printer	

Tabell 26 - Tap av prosjekt

<b>RISIKO-ID:</b> R12	<b>RISIKO SCENARIO:</b> Tap av prosjekt	
<b>Sannsynlighet</b>	2	
<b>Alvorlighetsgrad</b>	9	
<b>Beskrivelse</b>	Mister muligheten til å gjennomføre et prosjekt gitt av en bedrift	
<b>S*A</b>	18	
<b>Konsekvens</b>	Kommer an på hvor langt inn i prosjektforløpet hendelsen inntreffer. Tid går tapt. Må finne ny oppgave. Vanskelig å starte på nytt.	
<b>Tiltak</b>	Høre med skolen om de har interne oppgaver. Prosjektleder må kjapt opprette en plan for videre arbeid og fordele arbeidsoppgaver.	

### 7.7 Konklusjon

Som vi ser er det flere hendelser med høy risiko som markant setter vårt prosjekt og produkt i fare. Foreskrevne tiltak viser imidlertid at det finnes flere mulige løsninger. Når dette er sagt, er ikke vårt mål nødvendigvis å unngå all risiko, men å planlegge tiltak for redusere dem. Vi tar sikte på å oppnå et risikonivå som er akseptabelt for prosjektgjennomføringen, som definert over.

### 8. Budsjett

Rammene for det økonomiske budsjettet er satt av oppdragsgiver og begrenser seg i utgangspunktet til et beløp i størrelsesorden 2-3000 kr. Dette inkluderer blant annet utgifter til utskrift, testutstyr, plakat, osv. Testutstyr innebærer forbruksmateriell og verktøy som blir brukt for tilrettelegging av skalamodelltest i vindtunnel. Det har blitt utført styrketester på isoporplater (jf. rapport: «Indikasjonstesting - skumplateevaluering»), hvor to isoporplater ble kjøpt. Kostnaden for disse er oppført under testutstyr.

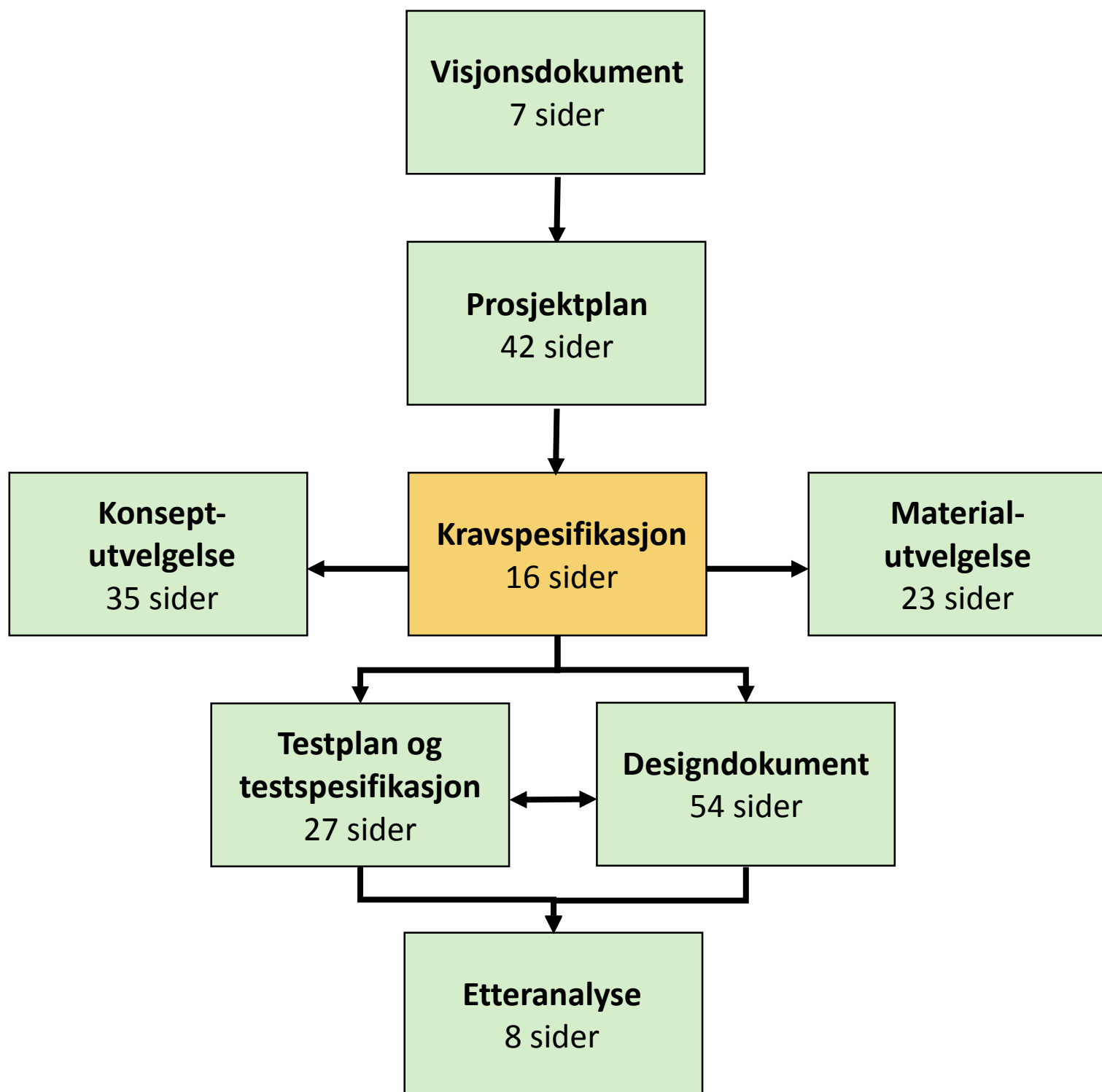
Ellers benytter gruppen seg av, som tidligere nevnt, et program kalt Paymo, som viser et oversiktlig estimat over brukte timer, og hvilke aktiviteter som er blitt jobbet med av hvert gruppemedlem. Programmet koster 4,95 dollar per måned per person, og skal betales til og med mai 2015 [6].

Tabell 27 – Budsjettanslag per 15.05.2015

Produkt	Antall	Estimert pris	Fakturert
Paymo	6 måneder	600 NOK	663 NOK
Domene for nettside	12 måneder	58 NOK	58 NOK
Testutstyr	-	100 NOK	422 NOK
Utskrift	-	1200 NOK	500 NOK
Presentasjonsmateriale	-	300 NOK	100 NOK
CD	9 stk.	50 NOK	49 NOK
Plakat	1 stk.	250 NOK	N/A
	Sum:	2558 NOK	1792 NOK

### Referanser

1. Emnebeskrivelse for SFHO-3201
2. <http://www.localhawk.net/> (Hentet: 28.1.2015)
3. [http://da.wikipedia.org/wiki/Milep%C3%A6l\\_%28delm%C3%A5l%29](http://da.wikipedia.org/wiki/Milep%C3%A6l_%28delm%C3%A5l%29) (Hentet: 09.02.2015)
4. [Http://en.wikipedia.org/wiki/Risk](http://en.wikipedia.org/wiki/Risk) (Hentet: 12.01.2015)
5. 2. Module 10 – Lecture by Jamal Safi, Systems Engineering
6. <http://www.paymoapp.com/pricing/> (Hentet: 22.03.2015)





# KONGSBERG AERODYNAMIC DRONE

---

## Kravspesifikasjon v3.0

---

<b>OPPDRAAGSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT- HISTORIKK</b>	<b>REVISJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT- EIER</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	<b>3.0</b>	<b>12.05.2015</b>	<b>BA</b>	<b>AA</b>	<b>16</b>

## Innhold

<b>Tabeller .....</b>	<b>2</b>
<b>Definisjoner og forkortelser .....</b>	<b>4</b>
<b>Dokumenthistorie .....</b>	<b>5</b>
<b>1. Innledning .....</b>	<b>6</b>
<b>2. Begrensninger .....</b>	<b>6</b>
<b>3. Krav .....</b>	<b>6</b>
3.1 Funksjonelle krav .....	8
3.2 Ikke-funksjonelle krav .....	14
3.3 Sikkerhetskrav .....	16

## Tabeller

Tabell 1 - Gruppemedlemmer .....	4
Tabell 2 - Virksomheter .....	4
Tabell 3 - Tekniske Forkortelser .....	4
Tabell 4 - ID-forkortelser .....	4
Tabell 5 - Dokumenthistorie .....	5
Tabell 6 - Mal for krav .....	7
Tabell 7 - Kravprioritet .....	7
Tabell 8 – Lette uten flystripe .....	8
Tabell 9 – Lette ved egen motorkraft .....	8
Tabell 10 – Lande uten flystripe .....	8
Tabell 11 – Lande ved egen motorkraft .....	9
Tabell 12 – Fly sammenhengende i 1 time .....	9
Tabell 13 – Fly sammenhengende i 3 timer .....	9
Tabell 14 – Fly sammenhengende i 6 timer .....	9
Tabell 15 – Pitch-endring .....	10
Tabell 16 – Yaw-endring .....	10
Tabell 17 – Roll-endring .....	10
Tabell 18 – Endring av kurs under operasjon .....	11
Tabell 19 – Vindtoleranse .....	11
Tabell 20 – Tåleevne til skrog .....	11



Tabell 21 – 200 gram nyttelast .....	12
Tabell 22 - 250 gram nyttelast .....	12
Tabell 23 - 300 gram nyttelast .....	12
Tabell 24 – Høydetap fra LL-modus til flymodus (15m).....	12
Tabell 25 – Høydetap fra LL-modus til flymodus (1m).....	13
Tabell 26 – Høydetap fra flymodus til LL-modus (15m).....	13
Tabell 27 – Høydetap fra flymodus til LL-modus (1m).....	13
Tabell 28 – Elektrisk drevet.....	14
Tabell 29 – Batteritype .....	14
Tabell 30 – Energikilde.....	14
Tabell 31 – Spesialverktøy .....	14
Tabell 32 – Modulært design .....	15
Tabell 33 – Fraktdimensjon .....	15
Tabell 34 - Festeordning .....	15
Tabell 35 – Utmattingsresistens .....	15
Tabell 36 - Falltest i horisontal posisjon (1m).....	16
Tabell 37 – Falltest i vertikal posisjon (0,5m) .....	16

### Definisjoner og forkortelser

Tabell 7 - Gruppemedlemmer

Navn:	Initialer:
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Tord Kaasa	TK
Martin Støren	MS

Tabell 8 - Virksomheter

Navn:	Forkortelse:
Høgskolen i Buskerud og Vestfold	HBV
Kongsberg Defence Systems	KDS
Nasjonal Sikkerhetsmyndighet	NSM

Tabell 9 - Tekniske Forkortelser

Navn:	Forkortelse:
Vertical Takeoff and Landing	VTOL
Infrarød	IR
Lette/Lande	LL
Electronic Speed Controller	ESC
Global Positioning System	GPS

Tabell 10 - ID-forkortelser

Navn:	Forkortelse:
Funksjonelle Systemkrav	FK
Ikke-Funksjonelle Systemkrav	IK
Sikkerhetskrav	SK
Komponenttest	KT
Modultest	MT
Systemtest	ST

## Dokumenthistorie

Tabell 11 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse av endringer
1.0	09.02.2015	TK	AA	Opprettelse av dokument
2.0	23.03.2015	BA, MS	AA	<ul style="list-style-type: none"><li>• Omformulering av kravbeskrivelser</li><li>• Alle krav har fått tabelltekst</li><li>• Hvert krav har fått korresponderende test-ID</li><li>• Fjernet IK-4 (ikke gitt av oppdragsgiver)</li><li>• Fjernet underkapittel 3.4 og 3.5</li></ul>
3.0	12.05.2015	BA	AA	<ul style="list-style-type: none"><li>• Omformulert tekst i 2., 3.</li><li>• Lagt til mal for kravoppsett</li><li>• Omformulert kravbeskrivelse i tabell 15, 16 og 17</li></ul>

## 1. Innledning

Definering av systemdesign, samt et testregime som kan avgjøre hvorvidt produktet kan yte i henhold til oppdragsgivers ønsker, fordrer klare føringer for hva som skal lages. Utvikling av en kravspesifikasjon er slik en avgjørende forutsetning for at de påfølgende arbeidsoppgavene i systemutviklingen skal kunne følge en formålstjenlig kurs. Dette dokumentet skal spesifisere samlingen av krav som systemet skal tilfredsstille, i henhold til de ønsker, behov og fordringer som er fremsatt av oppdragsgiver (HBV v/ Olaf Hallan Graven). Hensikten er å sørge for at alle involverte parter har en felles forståelse av hvilke rammebetingelser, funksjonalitet og ytelser som skal stilles til systemet.

## 2. Begrensninger

I løpet av prosjektperioden skal gruppen designe en drone, hvor hovedarbeidet ligger i skrogdesign og dets aerodynamiske egenskaper. Elektriske komponenter/systemer og avanserte styresystemer som krever god kjennskap til signalbehandling er ikke en del av gruppens arbeid. Av denne grunn vil det ikke være noen krav til disse delene i kravspesifikasjonen, de vil hovedsakelig omhandle krav til design og funksjonalitet.

## 3. Krav

I dette kapitlet vil vi presentere kravene gitt av oppdragsgiver. For ordens skyld deles kravene inn i forskjellige kategorier, siden det finnes ulike aspekter å ta stilling til ved et produkt. Disse kategoriene omfatter «Funksjonelle krav», «Ikke-funksjonelle krav» og «Sikkerhetskrav». Beskrivelser av disse kategoriene vil bli gitt under hvert delkapittel.

Samtlige brukerkrav er gitt av oppdragsgiver, og brukt som grunnlag for vår definisjon av systemkrav. Disse er igjen godkjent av oppdragsgiver, hvilket innebærer at bruker- og systemkrav er identiske for dette prosjektet.

Hvert krav vil bli vektet, da noen krav er mer avgjørende enn andre. Kravene vil bli bevilget prioritet A, B eller C. I tillegg vil hvert krav bli begrunnet, slik at det blir lettere å forstå opprinnelsen til kravet.

Alle krav blir gitt en unik ID. ID'en består av to bokstaver, som forteller hva slags type krav det er. Kravnummer differensieres med undergrupper ved behov. Dette betegnes ved å legge til et punktum med etterfølgende undergruppe-nummer. Videre differensieres relaterte prioriteter ved små bokstaver etter nummereringen.

## Kravspesifikasjon v3.0



Test-ID er implementert for å sikre sporing av kravet til testdokumentet, hvor det vil bli testet og verifisert. Test-ID'en er lik krav-ID'en, unntatt de to første bokstavene, hvor siste bokstav indikerer henholdsvis «T» for test og «K» for krav. For test har vi brukt forkortelsene som nevnt i tabell 5. Eksempel:

Krav-ID: FK-1.1a

Test-ID: ST-1.1a

Noen krav vil beskrives ved «standard forhold», med dette menes: 10°C < temp. <50°C, ikke nedbør og vindhastighet < 3,4 m/s.

Tabell 12 - Mal for krav

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
XK-X.X	XT-X.X	A, B eller C	Opphav til krav	Dato på mottatt krav
<b>Beskrivelse:</b> Kort beskrivelse av kravet gitt av interessent.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Dypere beskrivelse/forklaring av kravet for å gi klarere bilde og unngå misforståelser.				

Tabell 13 - Kravprioritet

Prioritet	Beskrivelse
<b>A</b>	Krav som er avgjørende og påkrevde å oppfylle. Disse kravene er avgjørende for å kunne tilfredsstille oppdragsgivers behov.
<b>B</b>	Krav som er viktige, men er prioritert lavere enn A-krav. Kravene er forholdsvis viktige for å tilfredsstille oppdragsgivers behov.
<b>C</b>	Krav som er mindre viktige. Prioriteres kun hvis ressurser til overs.

### 3.1 Funksjonelle krav

De funksjonelle kravene beskriver ytelsene til systemet. Kravene beskriver med andre ord hva systemet kan *gjøre*.

Tabell 14 – Lette uten flystripe

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-1.1a	ST-1.1a	A	HBV	15.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne lette uten bruk av flystripe				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Oppdragsgiver ønsker at dronen skal kunne ta av hvor som helst. Dette gir større fleksibilitet med hensyn til geografisk tilgjengelighet, da dronen kan transporteres <u>helt</u> inntil ethvert område som ønskes kartlagt, i stedet for å måtte bruke egen batterikapasitet på å fly fra en flystripe.				

Tabell 15 – Lette ved egen motorkraft

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-1.1b	ST-1.1b	B	HBV	15.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal lette vertikalt av egen motorkraft				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Dronen skal kunne lette uten bruk av tilleggssystemer. Dette forenkler flyprosedyren til operatør, da denne ikke trenger å ta hensyn til andre systemer og deres eventuelle begrensninger.				

Tabell 16 – Lande uten flystripe

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-1.2a	ST-1.2a	A	HBV	15.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne lande uten bruk av flystripe				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Oppdragsgiver ønsker at dronen skal kunne lande hvor som helst. Dette gir større fleksibilitet med hensyn til geografisk tilgjengelighet, da dronen ikke trenger å bruke batterikapasitet på å fly til en flystripe.				

Tabell 17 – Lande ved egen motorkraft

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-1.2b	ST-1.2b	B	HBV	15.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal lande vertikalt ved hjelp av egen motorkraft.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Dronen skal kunne lande uten bruk av tilleggs systemer. Dette forenkler flyprosedyren til operatør, da denne ikke trenger å ta hensyn til andre systemer og deres eventuelle begrensinger.				

Tabell 18 – Fly sammenhengende i 1 time

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-2a	ST-2	A	HBV	15.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne fly sammenhengende i minst 1 time ved <u>standard forhold</u>				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessent ønsker at dronen skal kunne være i drift over en tilstrekkelig lang periode for å kunne kartlegge et større område.				

Tabell 19 – Fly sammenhengende i 3 timer

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-2b	ST-2	B	HBV	15.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne fly sammenhengende i minst 3 timer ved <u>standard forhold</u>				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessent ønsker at dronen skal kunne være i drift over en tilstrekkelig lang periode for å kunne kartlegge et større område.				

Tabell 20 – Fly sammenhengende i 6 timer

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-2c	ST-2	C	HBV	15.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne fly sammenhengende i minst 6 timer ved <u>standard forhold</u>				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessent ønsker at dronen skal kunne være i drift over en tilstrekkelig lang periode for å kunne kartlegge et større område.				

Tabell 21 – Pitch-endring

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-3.1	ST-3	A	HBV	26.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne fly 100 meter i en rett, horisontal linje uten at pitch endres mer enn 5 grader				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal kunne holdes stabil under flygning, da dette er en forutsetning for effektiv kartlegging og manøvrerbarhet. Styringssystemet vil da kunne rette opp dronen automatisk.				

Tabell 22 – Yaw-endring

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-3.2	ST-3	A	HBV	26.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne fly 100 meter i en rett, horisontal linje uten at yaw endres mer enn 5 grader				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal kunne holdes stabil under flygning, da dette er en forutsetning for effektiv kartlegging og manøvrerbarhet. Styringssystemet vil da kunne rette opp dronen automatisk.				

Tabell 23 – Roll-endring

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-3.3	ST-3	A	HBV	26.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne fly 100 meter i en rett, horisontal linje uten at roll endres mer enn 5 grader				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal kunne holdes stabil under flygning, da dette er en forutsetning for effektiv kartlegging og manøvrerbarhet. Styringssystemet vil da kunne rette opp dronen automatisk.				



Tabell 24 – Endring av kurs under operasjon

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-4	ST-4	A	HBV	26.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne endre kurs under operasjon.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal kunne kontrolleres, enten via internett eller fjernkontroll. Imidlertid hevdes det også at «god manøvrerbarhet» er mindre viktig. En viss manøvrerbarhet er imidlertid nødvendig for å kunne navigere presist.				

Tabell 25 – Vindtoleranse

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-5	ST-5	B	HBV	26.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne operere i vindstyrker opp mot 3,4 m/s.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal kunne bli brukt i «lett bris». Dette innebærer at dronen skal kunne opprettholde full manøvrerbarhet i vinden.				

Tabell 26 – Tåleevne til skrog

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-6	ST-6	A	HBV	28.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronens skrog skal tåle 2 kg last.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Skroget er vårt hoveddesign. Det må kunne løfte de komponenter som er nødvendig for flygning. Dette inkluderer motor(er), motorstyrer(e) (ESC), batteri(er) og styresystem.				

Tabell 27 – 200 gram nyttelast

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-7a	ST-7a	A	HBV	28.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne frakte 200 gram nyttelast.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessent ønsker at dronen skal kunne frakte med seg ekstraustyr for overvåking. Dette inkluderer kamera, sensorer og GPS. Det skal være plass/løftekapasitet til en «GoPro HERO4 Black» (full pakke ca. 80 gram)				

Tabell 28 - 250 gram nyttelast

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-7b	ST-7b	B	HBV	28.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne frakte 250 gram nyttelast.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessent ønsker at dronen skal kunne frakte med seg ekstraustyr for overvåking. Dette inkluderer kamera, sensorer og GPS. Det skal være plass/løftekapasitet til en «GoPro HERO4 Black»				

Tabell 29 - 300 gram nyttelast

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-7c	ST-7c	C	HBV	28.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne frakte 300 gram nyttelast.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessent ønsker at dronen skal kunne frakte med seg ekstraustyr for overvåking. Dette inkluderer kamera, sensorer og GPS. Det skal være plass/løftekapasitet til en «GoPro HERO4 Black»				

Tabell 30 – Høydetap fra LL-modus til flymodus (15m)

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-8.1b	ST-8.1b	B	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne gå fra LL-modus til flymodus uten å miste mer enn 15m høyde.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Nok høyde for å få tid til å stabilisere seg. For lav overgang kan føre til krasj.				

Tabell 31 – Høydetap fra LL-modus til flymodus (1m)

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-8.1c	ST-8.1c	C	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne gå fra LL-modus til flymodus uten å miste mer enn 1 m høyde.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Nok høyde for å få tid til å stabilisere seg. For lav overgang kan føre til krasj.				

Tabell 32 – Høydetap fra flymodus til LL-modus (15m)

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-8.2b	ST-8.2b	B	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne gå fra flymodus til LL-modus uten å miste mer enn 15m høyde.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker en kontrollert overgang fra flygning til landing.				

Tabell 33 – Høydetap fra flymodus til LL-modus (1m)

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
FK-8.2c	ST-8.2c	C	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne gå fra flymodus til LL-modus uten å miste mer enn 1 m høyde.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker en kontrollert overgang fra flygning til landing. Det ønskes også at dronen skal kunne bytte fase i en lav høyde.				

### 3.2 Ikke-funksjonelle krav

Disse kravene beskriver hva systemet skal *være*; begrensninger, kvaliteter og ikke-evnerelaterte egenskaper.

Tabell 34 – Elektrisk drevet

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-1.1	ST-9.1	A	HBV	19.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal være elektrisk drevet.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal kunne benytte skolens elektriske komponenter.				

Tabell 35 – Batteritype

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-1.2	KT-9.2	A	HBV	19.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal benytte seg av batterier av typen «Lithium polymer» gitt av HBV.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Oppdragsgiver mener disse er de mest effektive, og lett tilgjengelig via skolen.				

Tabell 36 – Energikilde

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-2.1	ST-10.1	B	HBV	19.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Alle dronens komponenter skal benytte seg av samme energikilde.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Behov for færre komponenter av hensyn til brukervennlighet.				

Tabell 37 – Spesialverktøy

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-2.2	ST-10.2	A	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronens bruker skal ikke behøve spesialverktøy for å bytte ut komponenter.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal være enkel å vedlikeholde, samt være brukervennlig.				

Tabell 38 – Modulært design

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-2.3	ST-10.3	B	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal ha et modulært design.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessenten ønsker at dronen skal være enkel å vedlikeholde og oppdateringsvennlig.				

Tabell 39 – Fraktdimensjon

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-3	ST-11	A	HBV	19.01.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal ikke ha større fraktdimensjoner enn 1,5 x 0,5 x 0,5 meter.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Oppdragsgiver ønsker å kunne frakte dronen i en vanlig personbil, uten å måtte bruke tilhenger o.l.				

Tabell 40 - Festeordning

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-5	MT-12	B	HBV	08.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal ha de nødvendige festeordningene for et «Gopro HERO4 Black», slik at kameraet står stabilt.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Interessent ønsker integrering med kameratypen «Gopro HERO4 Black».				

Tabell 41 – Utmatningsresistens

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
IK-6	ST-13	B	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal kunne tåle minst 10.000 sykluser med lette, fly, lande, over 5 år. (Utmatningsresistens)				
<b>Bakgrunn for krav:</b> For å unngå utbytting av deler for ofte og sørge for at dronen er laget av kvalitet for profesjonell bruk. Fokus på vinge- og motorfester (store belastninger)				

### 3.3 Sikkerhetskrav

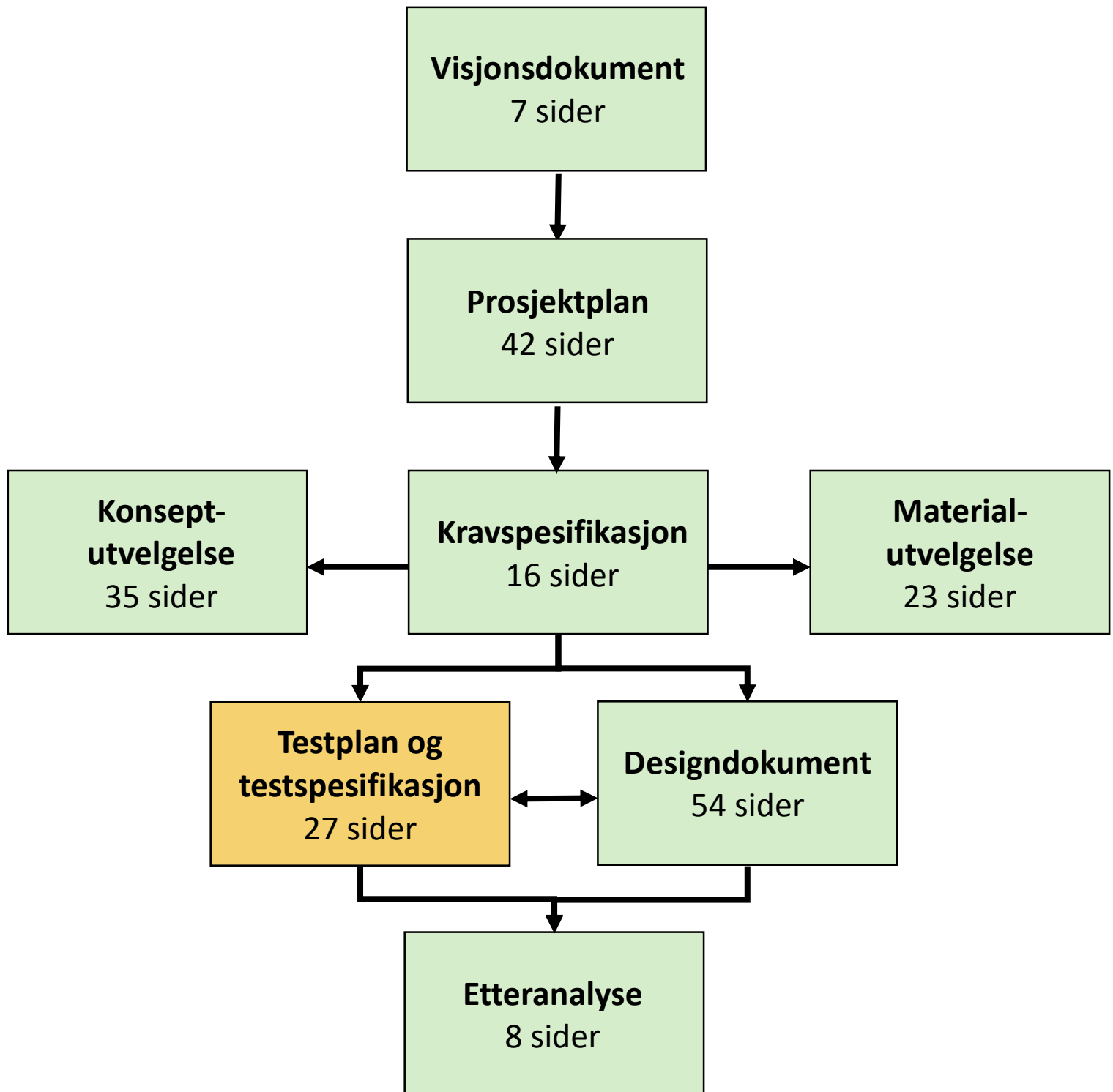
Sikkerhetskrav stiller krav til systemets *driftssikkerhet*.

Tabell 42 - Falltest i horisontal posisjon (1m)

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
SK-1.1	ST-14.1	A	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal tåle et fall, i horisontal posisjon, på 1 meter mot hardt underlag, uten å bli skadet.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Dronen må kunne tåle fall og støt uten at den blir skadet.				

Tabell 43 – Falltest i vertikal posisjon (0,5m)

Krav-ID	Korresponderende Test-ID	Prioritet	Interessent	Opprinnelsesdato
SK-1.2	ST-14.2	A	HBV	05.02.2015
<b>Beskrivelse:</b> Dronen skal tåle et fall, i vertikal posisjon, på 0,5 meter mot hardt underlag, uten å bli skadet.				
<b>Bakgrunn for krav:</b> Dronen må kunne tåle fall og støt uten at den blir skadet.				





# KONGSBERG

## AERODYNAMIC DRONE

### Testplan og testspesifikasjon v3.0

<b>OPPDRAAGSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT-HISTORIKK</b>	<b>REVISJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT-EIER</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	3.0	14.05.2015	AA	MS	27



## Innhold

<b>Tabelliste .....</b>	<b>2</b>
<b>Dokumenthistorie .....</b>	<b>4</b>
<b>Relaterte dokumenter .....</b>	<b>4</b>
<b>Definisjoner og forkortelser .....</b>	<b>5</b>
<b>Sporbarhet mellom krav og test .....</b>	<b>6</b>
<b>1. Introduksjon .....</b>	<b>7</b>
1.1 Bakgrunn for dokumentet .....	7
<b>2. Testplan .....</b>	<b>7</b>
2.1 Verifisering og validering .....	7
2.1.1 Inspeksjon .....	8
2.1.2 Analyse .....	8
2.1.3 Testing .....	9
2.1.4 Demonstrasjon .....	10
2.2 Verifiseringsnivåer .....	10
2.2.1 Komponenttesting .....	10
2.2.2 Delsystem/modul-testing .....	10
2.2.3 Systemtesting .....	10
2.3 Testplanlegging .....	11
2.3.1 Elementer som testes .....	11
2.3.2 Dokumentasjonsprosedyre og begrensninger .....	12
2.4 Feilhåndtering .....	12
<b>3. Testspesifikasjon .....</b>	<b>13</b>
<b>Referanser .....</b>	<b>27</b>

## Tabelliste

Tabell 1 - Dokumenthistorie .....	4
Tabell 2 - Gruppemedlemmer-initialer .....	5
Tabell 3 - Virksomheter .....	5
Tabell 4 - Andre forkortelser .....	5
Tabell 5 - ID-forkortelser .....	5
Tabell 6 - Sporbarhetstabell .....	6
Tabell 7 - Elementer som testes .....	11
Tabell 8 - Mal til testspesifisering .....	13
Tabell 9 – Lette uten flystripe .....	14

Tabell 10 – Lette ved egen motorkraft .....	14
Tabell 11 - Lande uten flystripe .....	15
Tabell 12 - Lande ved egen motorkraft .....	15
Tabell 13 - Fly sammenhengende i 1, 3 eller 6 time(r) .....	16
Tabell 14 - Pitch, yaw, roll.....	16
Tabell 15 - Endring av kurs under operasjon .....	17
Tabell 16 - Vindtoleranse.....	17
Tabell 17 - Tåleevnen til skroget.....	18
Tabell 18 - 200 gram nyttelast.....	18
Tabell 19 – 250 gram nyttelast .....	19
Tabell 20 - 300 gram nyttelast.....	19
Tabell 21 - Høydetap fra LL-modus til flymodus (15m) .....	20
Tabell 22 - Høydetap fra LL-modus til flymodus (1m) .....	20
Tabell 23 - Høydetap fra flymodus til LL-modus (15m) .....	21
Tabell 24 - Høydetap fra flymodus til LL-modus (1m) .....	21
Tabell 25 - Elektrisk drevet .....	22
Tabell 26 - Batteritype .....	22
Tabell 27 - Energikilde .....	23
Tabell 28 - Spesialverktøy .....	23
Tabell 29 - Modulært design.....	24
Tabell 30 - Fraktdimensjon .....	24
Tabell 31 - Festeordning .....	25
Tabell 32 - Utmattingsresistens.....	25
Tabell 33 - Falltest i horisontal posisjon (1m).....	26
Tabell 34 - Falltest i vertikal posisjon (0,5m) .....	26

### Dokumenthistorie

Tabell 44 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse
1.0	09.02.2015	AA, MS, BA	TK	Opprettelse av dokument
2.0	23.03.2015	BA, MS	AA	<ul style="list-style-type: none"><li>• Redigering av dokumentstruktur</li><li>• Omformulering av testbeskrivelser</li><li>• Opprettelse av kap. 2.4 «Feilhåndtering»</li><li>• Skrevet inn i 2.2 «Verifiseringsnivåer»</li><li>• Endret navn på 2.3 fra «Teststrategier» til «Testplanlegging».</li><li>• Skrevet innhold i 2.3, samt lagt til underkapitler.</li><li>• Lagt til tabelltekst for hver test</li></ul>
3.0	14.05.2015	Alle	MS	<ul style="list-style-type: none"><li>• Fylle inn utført/ikke utført i testspesifikasjon</li><li>• Endret innhold i 2.1.2, 2.3</li><li>• 2.3.3 testplan fjernet</li><li>• Innhold i mal for testspesifisering</li><li>• Revisjonsarbeid</li></ul>

### Relaterte dokumenter

Liste over relaterte og refererte dokumenter:

- Kravspesifikasjon v3.0

### Definisjoner og forkortelser

Tabell 45 - Gruppemedlemmer-initialer

Navn:	Initialer:
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Tord Kaasa	TK
Martin Støren	MS

Tabell 46 - Virksomheter

Navn:	Forkortelse:
Høgskolen i Buskerud og Vestfold	HBV
Kongsberg Defence Systems	KDS

Tabell 47 - Andre forkortelser

Navn:	Forkortelse:
Lette/lande	LL
HMS	Helse, miljø og sikkerhet

Tabell 48 - ID-forkortelser

Navn:	Forkortelse:
Funksjonelle krav	FK
Ikke-funksjonelle krav	IK
Sikkerhetskrav	SK
Komponenttest	KT
Modultest	MT
Systemtest	ST

## Sporbarhet mellom krav og test

Tabell 49 - Sporbarhetstabell

Krav-ID	Test-ID
FK-1.1a	ST-1.1a
FK-1.1b	ST-1.1b
FK-1.2a	ST-1.2a
FK-1.2b	ST-1.2b
FK-2a, FK-2b, FK-2c	ST-2
FK-3.1, FK-3.2, FK-3.3	ST-3
FK-4	ST-4
FK-5	ST-5
FK-6	ST-6
FK-7a	ST-7a
FK-7b	ST-7b
FK-7c	ST-7c
FK-8.1b	ST-8.1b
FK-8.1c	ST-8.1c
FK-8.2b	ST-8.2b
FK-8.2c	ST-8.2c
IK-1.1	ST-9.1
IK-1.2	KT-9.2
IK-2.1	ST-10.1
IK-2.2	ST-10.2
IK-2.3	ST-10.3
IK-3	ST-11
IK-5	MT-12
IK-6	ST-13
SK-1.1	ST-14.1
SK-1.2	ST-14.2

## 1. Introduksjon

### 1.1 Bakgrunn for dokumentet

Dette dokumentet inneholder beskrivelser og planer for hvordan det skal kontrolleres at produktet har egenskaper i henhold til kravspesifikasjonen. Kravspesifikasjonen legger altså grunnlaget for testene som beskrives i dette dokumentet. Testmetodene relateres til de respektive kravenes ytelser, slik at eventuelle avvik kan åpenbares. Formålet er å gi oversikt over relasjonen mellom det aktuelle krav som skal testes, når det blir testet og hvilke testmetoder som skal benyttes for å gi en kvalifisert bedømmelse av hvorvidt kravene ivaretas.

## 2. Testplan

Dette kapittelet gir en beskrivelse av hvilke kontrollstrategier som prosjektet skal legge til grunn gjennom verifiserings- og valideringsarbeidet.

### 2.1 Verifisering og validering

Verifisering er en evalueringsfase som kontrollerer hvorvidt systemdesign og komponentutvikling foregår i henhold til føringene gitt av kravspesifikasjon; altså om vi bygger produktet riktig (slik det bør være). Gjentatte iterasjonsrunder gir oss her mulighet til både å undersøke og justere systemutviklingen, slik at vi med økende grad av sikkerhet kan bekrefte at vi faktisk bygger det oppdragsgiver ønsker, og tar hensyn til eventuelle endringer i så måte.

Gjennom prosjektets progresjon bør både komponenter og delsystemer testes, i den utstrekning det er mulig å gjennomføre dette på en hensiktsmessig måte. Incentivet er her å tidligst mulig avdekke feil, slik at man kan avgjøre hvorvidt systemutviklingen holder korrekt kurs [1]. Det er flere fordeler ved å avdekke feil så tidlig som mulig; blant annet vil feilene generelt være lettere å lokalisere, testene kan som regel utføres hurtigere og opprettingen av feil vil vanligvis være langt mindre ressurskrevende. Som siste ledd i ferdigstillingen av produktet gjennomføres en systemvalidering som kontrollerer om produktet som helhet tilfredsstiller oppdragsgivers krav; altså om vi bygger riktig produkt. Det sjekkes her om, og i hvilken grad, systemet er i stand til å utføre de funksjonene kunden har foreskrevet.

Det er i mange tilfeller mulig å benytte seg av simuleringsprogrammer for å gjennomføre ulike former for verifiseringsarbeid. Fordelen med virtuelle tester er å kunne avdekke designmessige svakheter før selve byggingen av komponenter gjennomføres. Dette har et stort ressurs-

besparende potensiale, både i forbindelse med tid og materielt forbruk. Det kan følgelig ligge betydelig økonomisk vinning i en kyndig bruk av simuleringsprogrammer ved produktutvikling.

Det finnes flere metoder som kan fungere som ledd i evalueringsarbeidet. Betegnelsen «testing» omfatter ikke alle disse metodene, og det kan dermed være hensiktsmessig å avklare en differensiering av begrepsbruken, samt anvendelsesområdene til de respektive metodene. Vi har i det følgende forsøkt å gjøre en kortfattet presisering av dette.

---

### 2.1.1 Inspeksjon

Inspeksjon er en statisk sjekk av det utførte arbeidet. Den omfatter kun en visuell undersøkelse av tegninger, dokumenter og produserte komponenter (uten bruk av avansert analyseutstyr). Denne metoden krever følgelig ingen datainnsamling av ytelsesparametere, men retter seg mot direkte fysiske karakteristikk, som størrelse (lengde, bredde), vekt og farger [2].

---

### 2.1.2 Analyse

Analyse innebærer en prosess for systematisk kartlegging av egenskapene til (i vårt tilfelle) en komponent, modul eller et system, der hovedprinsippet går ut på å «bryte ned» mer eller mindre komplekse størrelser til mindre deler som da er lettere å studere isolert.

Simuleringsprogrammer, som SolidWorks Simulations, kan være et viktig verktøy i denne sammenhengen. Ved korrekt 3D-modellering av geometri, og definisjon av relevante fysiske parametere, vil analyseprogrammene kunne produsere simuleringsdata som matcher godt med reelle størrelser, og vil dermed kunne forskuttere viktige opplysninger om designet før komponentene faktisk bygges.

For vårt vedkommende vil det være spesielt interessant å benytte denne typen verktøy i forbindelse med ulike belastningsanalyser og kartlegging av aerodynamiske egenskaper. Dette vil fungere som viktige indikatorer i forhold til relasjonen mellom krav, design og materialvalg. Det er mulig å simulere både statiske, sykliske og termiske lastvirkninger samt utføre fluidrelaterte analyser, og fra dette gjøre kvalifiserte tilnærminger mot design-optimalisering, avhengig av kravspesifikasjonens rammebetingelser.

### 2.1.3 Testing

Testing er å regne som en samlebetegnelse for metoder der systematisk bruk av spesialutstyr, og nøyaktig tilpassede prosedyrer, benyttes for evaluering av spesifikke egenskaper under kontrollerte forhold. Tester kan utføres på ethvert nivå i utviklingshierarkiet til systemet; materialer, komponenter, sammenstillinger (integrasjon) og systemnivå.

Tolkningsrammene for korrekt utførte testregimer bør være begrenset, slik at konklusjonen som trekkes fra datamaterialet ikke vil være gjenstand for subjektiv variasjon. En slik konformitet innen testprosedyrer fordrer et fokus på konkrete, målbare størrelser, og følgelig er det vanligvis ulike kvantitative ytelsesparametere som er gjenstand for testing. Det vil likevel alltid være større eller mindre grad av usikkerhet knyttet til konklusjonene som kan trekkes fra resultatene av testing. For å håndtere denne usikkerheten på en formålstjenlig måte benyttes «testmarginer», som innebærer en skjerping av kravbestemmelsene i størrelsesorden 10-50%, avhengig av hvor man befinner seg i utviklingsfasen. Jo lavere systemnivå testingen befinner seg på, desto høyere er den korresponderende usikkerheten, og følgelig desto høyere bør også testmarginene være. [1]

Testing kan ha en *statisk* eller *dynamisk* karakter. [3] Vi definerer en test som statisk dersom den utføres på et system som ikke kjører (altså et som ikke er i drift). Alternativt er testen dynamisk, altså hvis testen utføres på systemet mens det kjører. Dette innebærer at statisk testing stort sett kan gjennomføres i alle fasene av prosjektet, mens dynamisk testing må vente til enten prototype eller en førsteversjon av systemet kan sammenstilles.

Testingen vil i visse tilfeller være av destruktiv karakter; enten fordi fullgode alternativer ikke finnes, eller fordi slike er for kostbare, tidkrevende eller har andre mer tungtveiende ulemper knyttet til seg. De aktuelle komponentene som utsettes for denne typen testing kan selvsagt ikke benyttes videre i produksjonen. Metodikken forutsetter dermed at man med tilstrekkelig statistisk sikkerhet kan forfekte at kombinasjonen av produksjonsrutiner og stikkprøveprosedyrer gir et sannferdig bilde av egenskapene til de øvrige enhetene i en produksjonsbatch.

Videre er HMS-betraktninger en svært vesentlig del av utviklingen av bærekraftige testregimer, slik at man i størst mulig grad kan unngå skader på utstyr og personell. Sikkerhet er selvsagt et viktig aspekt ved samtlige former for tekniske undersøkelser, men mange testmetoder er spesielt utsatt for risiko som en direkte følge av metodikkens karakter. Spesielt gjelder dette ved bruk av tester der det er sterkt reaktive kjemikalier eller store krefter i sving.

Testmetodikk bør generelt foretrekkes som metode for verifisering av krav når enten analytiske teknikker ikke gir adekvate resultater, når systemsvikt vil resultere i HMS-relaterte farer eller når en komponents ytelse er avgjørende for kritiske systemfunksjoner. [2]



### 2.1.4 Demonstrasjon

Demonstrasjoner synliggjør om det er faktisk samsvar mellom krav og den operasjonelle kapasitet ved konkrete aspekter av systemet. Metoden avhenger av observasjon, og involverer ikke noen form for testutstyr eller påfølgende dataevaluering.

## 2.2 Verifiseringsnivåer

Systemets ulike abstraksjonsinndelinger; fra komponenter via delsystemer/moduler til komplett system, danner grunnlag for korresponderende inndeling av testregimet under verifiseringsarbeidet.

---

### 2.2.1 Komponenttesting

Komponenttesting innebærer testing av de minste testbare enhetene i et system. Komponentene vil bli testet isolert fra resten av systemet, og disse har som regel kun én spesifikk funksjon. I denne fasen kan også en funksjon, et individuelt program eller til og med en prosedyre betraktes som en enhet/komponent. Slike tester kan eksempelvis benyttes på programvaredelen for kontrollsystemet, hvor man endrer parametere for å tilpasse koden til vårt system. [4,5]

---

### 2.2.2 Delsystem/modul-testing

Denne typen testing har til hensikt å finne eventuelle feil i interaksjonen mellom nyintegreerte og øvrige komponenter i et allerede eksisterende system eller delsystem. Med andre ord vil man teste samspillet mellom enhetene i et system, og verifisere at grensesnittet mellom dem er riktig og oppfører seg slik de skal. Slik testing er fordelaktig da det vil avgjøre hvor effektivt enhetene kjører sammen. Unnlatelse av denne typen kontroll vil føre til fravær av (ved behov) høvelige rettelser, som igjen kan føre til at funksjonaliteten til systemet blir betraktelig forringet, uansett hvor effektiv hver enhet er når de kjører hver for seg. [4,5]

---

### 2.2.3 Systemtesting

Systemtesting utgjør det høyeste testnivået av utviklingsstadiet, hvor systemet vil bli testet som en helhet med alle eksisterende funksjoner. Dette betegnes som «alfa-testing»; siste stadiet med testing før systemet er ferdig til drift [3]. Målet med testen er å få en endelig bekreftelse på at produktet fungerer i henhold til samtlige systemkrav. [4,5]

### 2.3 Testplanlegging

Vi har med dette prosjektet ikke tilstrekkelige arbeidsressurser til å kunne prioritere tid til konstruksjon av dummy-moduler<sup>2</sup> og velger derfor å anvende «bottom-up»-prinsippet som generell teststrategi. Her utføres komponenttesting først, og videre progresjon følger så økende abstraksjonsnivå i henhold til hierarkiet som er beskrevet under kapittel 2.2. For uerfarne prosjektdeltakere anser vi denne tilnærmingen som gunstig, da man lettere kan få oversikt over relasjoner ved å først gå løs på enklere grupper før disse kombineres til mer komplekse størrelser. [3]

Vi vil prioritere å utføre stresstesting ved det vi definer som kritiske komponenter i dronestrukturen. Med en «kritisk komponent» mener vi deler av dronestrukturen som både er essensielle for funksjon (flyvedyktighet) og spesielt utsatt for spenningskonsentrasjoner; dels på grunn av kjervvirkning og dels på grunn av belastningskonsentrasjoner. I vårt tilfelle vil en essensiell funksjon gjelde de aller fleste komponenter, bortsett fra kamera, festeanordninger og styring av dette. Vi fokuserer altså her kun på de elementene som er spesielt utsatt for spenninger, inkludert utmattingsproblematikk som må regnes som spesielt betydelig. Utvalget av disse kritiske komponentene er som følger:

- Vinger, med spesielt fokus på tilkobling/grensesnitt mot flykropp.
- Motorfeste, som følge av store vibrasjonsbelastninger.

#### 2.3.1 Elementer som testes

Vi vil her presentere en liste over de delene av systemet som skal være gjenstand for testing, og hvilken test-ID som knytter seg til disse:

**Tabell 50 - Elementer som testes**

Element	Test-ID
Skrog	MT-6, MT-11
Batteri	KT-9.2
Festeanordning	MT-12
Hele systemet	Øvrige

<sup>2</sup> Ikke-funksjonelle moduler, som kun har som oppgave å kobles til andre moduler.

### 2.3.2 Dokumentasjonsprosedyre og begrensninger

Det er avsatt plass i de respektive testbeskrivelsene for dokumentasjon av hvorvidt en test er gjennomført, hvem som har gjennomført den og resultatet av testen. Testene for de krav som fordrer at vi har et fysisk utviklet system vil ikke bli gjennomført, da premissene for prosjektet er blitt endret. Bakgrunnen for dette er at tidligere prosjektleder har avsluttet sin deltakelse i prosjektet. Siden prosjektgruppa opprinnelig kun bestod av fire medlemmer, er dette å regne som en vesentlig reduksjon av arbeidskapasitet. For øvrig har prosessen rundt avviklingen av dette samarbeidet ført til at mye prosjekttid er brukt til formål som ikke fremmer fremdriften av prosjektet. Dermed må prosjektets omfang begrenses tilsvarende.

### 2.4 Feilhåndtering

Dersom verifiseringsarbeidet avdekker feil skal disse håndteres på en systematisk måte. For vårt vedkommende innebærer dette at feilretting gjøres «puljevis». Meningen er her at opprettingsarbeidet blir mest effektivt dersom man søker å finne samtlige feil i en modul før man begynner å rette dem opp [3].

Hver feil skal dokumenteres i en feilrapport, med beskrivelse av hva feilen omfatter, hvordan den oppstod og hvem som oppdaget den.

Et viktig aspekt ved feilretting er at denne, som all annen systemmodifisering, også kan generere nye feil. Dette innebærer at alle rettinger må ha en helhetlig innpassingsstrategi, der man bevisst tar hensyn til alle berørte delsystemer og grensesnitt. Alternativt vil rettelser fort kunne lede til en uoversiktlig floke av stadig flere feilrelasjoner.

## 3. Testspesifikasjon

Testspesifikasjonen referer spesifikt til kravspesifikasjonen. Ved å la de respektive kravformuleringene være styrende for korresponderende testbeskrivelser blir relasjonen mellom test og krav tydelige, og arbeidet med testformuleringer gir i denne sammenheng også en viktig indikasjon på presisjonen (og dermed kvaliteten) til kravbeskrivelsene. Et grundig arbeid i denne fasen kan dermed betraktes som et innledende ledd i kontrollprosessen, og slik bidra til at vi faktisk lager det produktet som oppdragsgiver ønsker. Ved identifisering av uklarheter må kravspesifikasjonen oppdateres, og den «kollektive bevisstheten» (til begge parter) om hva som både er ønskelig og realistisk vil slik bli mer konform.

Testspesifikasjonen skal være oversiktlig slik at selve testgjennomføringen bli så ukomplisert som mulig. Nedenfor er det laget en mal for testspesifikasjonen.

Tabell 51 - Mal til testspesifisering

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
Kode	Statisk eller dynamisk	Koden til kravet som skal verifiseres	Prioritering av test fra A-C, i henhold til kravprioritet	Når testspesifiseringen ble opprettet
<b>Kravbeskrivelse</b>		Beskrivelse av kravet som skal testes		
<b>Testbeskrivelse</b>		Beskrivelse av testen; hva som blir testet og hvordan		
<b>Ressurser</b>		Verktøy som blir brukt i forbindelse med testen		
<b>Godkjenningskriterium</b>		Hva må til for at testen blir godkjent		
<b>Utført dato</b>		Dato på siste dagen testen ble utført		
<b>Resultat</b>		Godkjent eller ikke godkjent i henhold til godkjenningskriteriet		
<b>Testet av</b>		Navn på personen som er ansvarlig for testgjennomføringen		
<b>Godkjent av</b>		Kontroll av annet gruppemedlem enn ansvarlig testperson		

Tabell 52 – Lette uten flystripe

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-1.1a	Dynamisk	FK-1.1a	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne lette uten bruk av flystripe			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av letteevnen til prototypen			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, eventuelt hjelpesystem (f.eks. katapult)			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototypen når flyhøyde			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 53 – Lette ved egen motorkraft

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-1.1b	Dynamisk	FK-1.1b	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal lette vertikalt av egen motorkraft			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av letteevnen til prototype			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototypen klarer å lette (mister bakkekontakt) vertikalt av egen motorkraft			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 54 - Lande uten flystripe

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-1.2a	Dynamisk	FK-1.2a	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne lande uten bruk av flystripe			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av landeevnen til prototype			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototypen lander uskadet uten bruk av flystripe			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 55 - Lande ved egen motorkraft

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-1.2b	Dynamisk	FK-1.2b	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal lande vertikalt ved hjelp av egen motorkraft			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av landeevnen til prototype			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototypen klarer å lette vertikalt av egen motorkraft			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 56 - Fly sammenhengende i 1, 3 eller 6 time(r)

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-2	Dynamisk	FK-2a-c	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne fly sammenhengende i minst 1, 3 eller 6 time(r) ved «standardforhold», avhengig av kravdifferensiering.			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av flyving inntil kritisk lavt batterinivå (påkrevd landing) A-C-kravene testes samtidig.			
<b>Ressurser</b>	Kontrollsystem for monitorering av batteri			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototypen flyr sammenhengende i minst 1, 3 eller 6 time(r) med påfølgende kontrollert landing			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 57 - Pitch, yaw, roll

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-3	Dynamisk	FK-3.1-3	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne fly 100 meter i en rett, horisontal linje uten at pitch, yaw eller roll endres mer enn 5 grader			
<b>Testbeskrivelse</b>	Horisontal flyvning med vinkelsensor tilkoblet bakkekontrollsystem			
<b>Ressurser</b>	Lette- og landefasiliteter, tilstrekkelig luftrom, vinkelsensor, bakkekontrollsystem			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Utslag på vinkelsensor mindre enn 5 grader			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 58 - Endring av kurs under operasjon

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-4	Dynamisk	FK-4	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne endre kurs under operasjon			
<b>Testbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne sirkle rundt en akse med svingradius på maks 35 m			
<b>Ressurser</b>	Friidrettsbane			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Dronen skal kunne fly rundt en friidrettsbane mens den holder seg over løpefeltene			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 59 - Vindtoleranse

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-5	Dynamisk	FK-5	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne operere i vindstyrker opp mot 3,4 m/s			
<b>Testbeskrivelse</b>	Testflyving i kunstig regulert vind			
<b>Ressurser</b>	Vindtunnel			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototype takler komplett fly-syklus i vind med styrke i henhold til krav			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				



Tabell 60 - Tåleevnen til skroget

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
MT-6	Statisk	FK-6	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronens skrog skal tåle 2 kg last			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon, hvor det plasseres lodd inni flykropp, som erstatning for virkelig nyttelast.			
<b>Ressurser</b>	Lodd			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Loddbelastning gir ikke synlige strukturelle skader på systemet			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 61 - 200 gram nyttelast

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-7a	Dynamisk	FK-7a	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne frakte 200 gram nyttelast			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av flyveevne med nyttelast			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, eventuelt hjelpesystem (f.eks. katapult)			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototype skal kunne klare å gjennomføre en fullstendig flysyklus (lette, fly, lande)			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 62 – 250 gram nyttelast

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-7b	Dynamisk	FK-7b	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne frakte 250 gram nyttelast			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av flyveevne med nyttelast.			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, eventuelt hjelpesystem (f.eks. katapult)			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototype skal kunne klare å gjennomføre en fullstendig flysyklus (lette, fly, lande)			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 63 - 300 gram nyttelast

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-7c	Dynamisk	FK-7c	C	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne frakte 300 gram nyttelast			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av flyveevne med nyttelast			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, eventuelt hjelpesystem (f.eks. katapult)			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Prototype skal kunne klare å gjennomføre en fullstendig flysyklus (lette, fly, lande)			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 64 - Høydetap fra LL-modus til flymodus (15m)

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-8.1b	Dynamisk	FK-8.1b	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne gå fra LL-modus til flymodus uten å miste mer enn 15m høyde			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon hvor prototype gjennomfører flysyklus med høydesensorregistrering			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, høydesensor tilknyttet bakkekontrollsystem			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Klarer faseovergang med mindre høydetap enn kravgrenser			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 65 - Høydetap fra LL-modus til flymodus (1m)

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-8.1c	Dynamisk	FK-8.1c	C	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne gå fra LL-modus til flymodus uten å miste mer enn 1m høyde			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon hvor prototype gjennomfører flysyklus med høydesensorregistrering			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, høydesensor tilknyttet bakkekontrollsystem			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Klarer faseovergang med mindre høydetap enn kravgrenser			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 66 - Høydetap fra flymodus til LL-modus (15m)

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-8.2b	Dynamisk	FK-8.2b	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne gå fra flymodus til LL-modus uten å miste mer enn 15m høyde			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon hvor prototype gjennomfører flysyklus med høydesensorregistrering			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, høydesensor tilknyttet bakkekontrollsystem			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Klarer faseovergang med mindre høydetap enn kravgrenser			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 67 - Høydetap fra flymodus til LL-modus (1m)

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-8.2c	Dynamisk	FK-8.2c	C	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne gå fra flymodus til LL-modus uten å miste mer enn 1m høyde			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon hvor prototype gjennomfører flysyklus med høydesensorregistrering			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, høydesensor tilknyttet bakkekontrollsystem			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Klarer faseovergang med mindre høydetap enn kravgrenser			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 68 - Elektrisk drevet

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-9.1	Statisk	IK-1.1	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal være elektrisk drevet			
<b>Testbeskrivelse</b>	Inspeksjon			
<b>Ressurser</b>	Ingen			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Design i henhold til krav			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 69 - Batteritype

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
KT-9.2	Statisk	IK-1.2	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal benytte seg av batterier av typen «Lithium polymer» gitt av HBV			
<b>Testbeskrivelse</b>	Inspeksjon			
<b>Ressurser</b>	Ingen			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Design i henhold til krav			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 70 - Energikilde

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-10.1	Statisk	IK-2.1	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Alle dronens komponenter skal benytte seg av samme energikilde			
<b>Testbeskrivelse</b>	Inspeksjon			
<b>Ressurser</b>	Ingen			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Design i henhold til krav; dronen benytter kun ett batteri			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 71 - Spesialverktøy

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-10.2	Statisk	IK-2.2	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronens bruker skal ikke behøve spesialverktøy for å bytte ut komponenter			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av de- og remonteringsfunksjon			
<b>Ressurser</b>	Ordinært verktøy			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Suksessfull montering og demontering uten spesialverktøy			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 72 - Modulært design

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-10.3	Statisk	IK-2.3	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal ha et modulært design			
<b>Testbeskrivelse</b>	Inspeksjon av designegenskaper (grensesnittet tilpasset oppdateringer)			
<b>Ressurser</b>	De- og remonteringsverktøy			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Design i henhold til krav			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 73 - Fraktdimensjon

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-11	Statisk	IK-3	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal ikke ha større fraktdimensjoner enn 1,5 x 0,5 x 0,5 meter			
<b>Testbeskrivelse</b>	Inspeksjon av designegenskaper			
<b>Ressurser</b>	Målebånd og/eller digital modell med mål			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Design i henhold til krav			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 74 - Festeandordning

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
MT-12	Statisk	IK-5	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal ha de nødvendige festeandordningene for et «GoPro HERO4 Black», slik at kameraet står stabilt			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrere bildekvalitet etter innfesting og kjøring av system			
<b>Ressurser</b>	Ingen			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Kameraet lar seg feste og gir stødig bilde under drift			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 75 - Utmatningsresistens

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-13	Dynamisk	IK-6	B	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal kunne tåle minst 10.000 sykluser med lette, fly, lande, over 5 år (utmatningsresistens)			
<b>Testbeskrivelse</b>	Demonstrasjon av 10.000 flysykluser			
<b>Ressurser</b>	Underlag med fri høyde, flyområde			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Godkjent når dronen har klart 10.000 sykluser i løpet av 5 år			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				



Tabell 76 - Falltest i horisontal posisjon (1m)

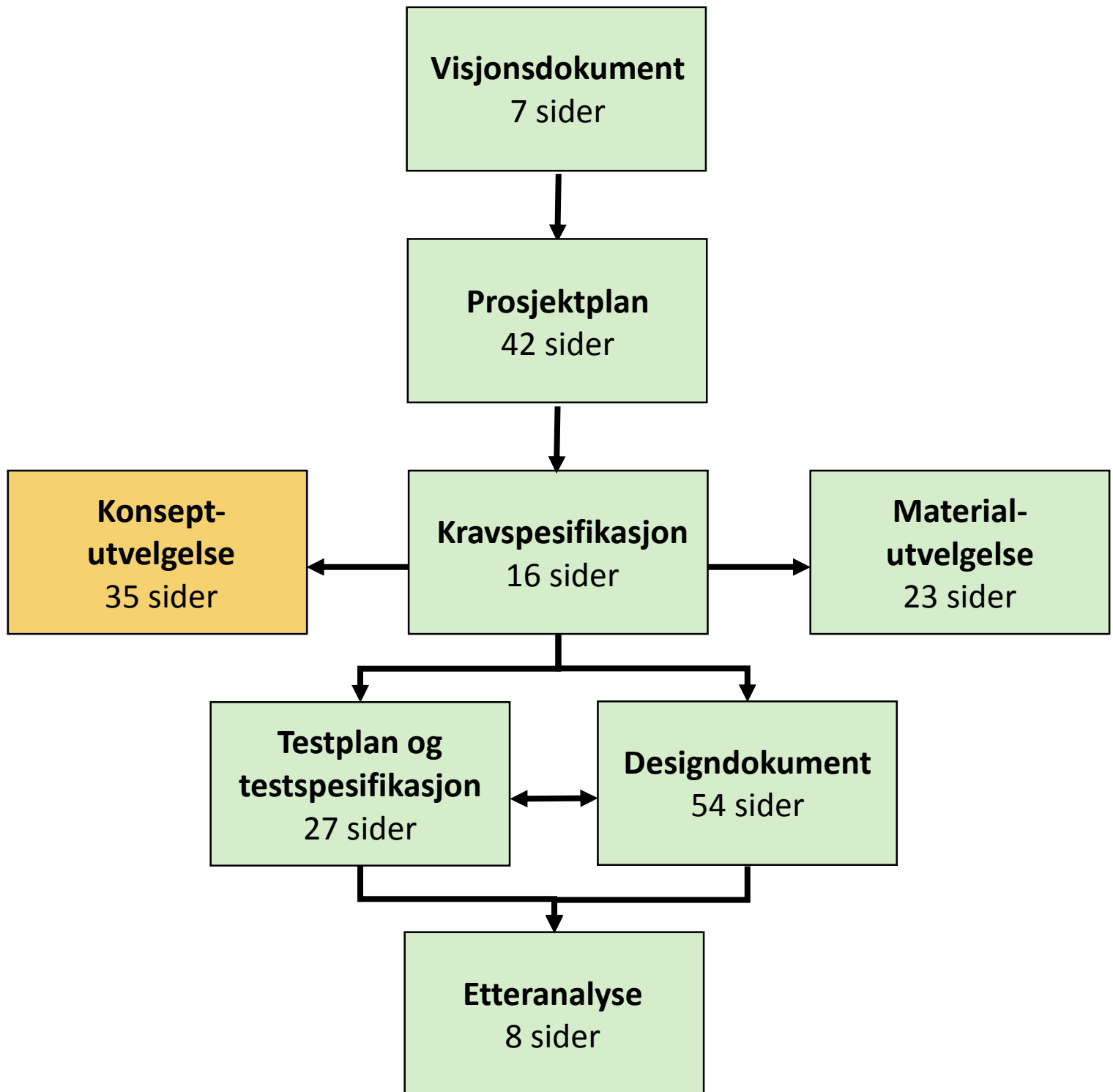
Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-14.1	Statisk	SK-1.1	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal tåle et fall, i <u>horisontal</u> posisjon, på 1 meter mot hardt underlag, uten å bli skadet			
<b>Testbeskrivelse</b>	Slippe dronen fra 1 meters høyde på betonggulv, dronen vil slippes i horisontal posisjon			
<b>Ressurser</b>	Lokale med betonggulv, målebånd			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Inspeksjon etter støt viser ingen skade, og påfølgende demonstrasjonsflyging OK			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

Tabell 77 - Falltest i vertikal posisjon (0,5m)

Test-ID	Test-type	Korresponderende krav-ID	Prioritet	Opprinnelsesdato
ST-14.2	Statisk	SK-1.2	A	09.02.2015
<b>Kravbeskrivelse</b>	Dronen skal tåle et fall, i <u>vertikal</u> posisjon, på 1/2 meter mot hardt underlag, uten å bli skadet			
<b>Testbeskrivelse</b>	Slippe dronen fra 1/2 meters høyde på betonggulv, dronen vil slippes i vertikal posisjon, (fronten ned)			
<b>Ressurser</b>	Lokale med betonggulv, målebånd			
<b>Godkjenningskriterium</b>	Inspeksjon etter støt viser ingen skade, og påfølgende demonstrasjonsflyging OK			
<b>Utført dato</b>	Ikke utført			
<b>Resultat</b>				
<b>Testet av</b>				
<b>Godkjent av</b>				

### Referanser

1. Stevens R, Brook P, Jackson K, Arnold S. *Systems engineering – coping with complexity*. 1. ed. Prentice Hall Europe. 1998.
2. “Systems engineering”-leksjonsnotater fra våren 2014 ; Module 10 verification & validation and risk assessment
3. Strøm T, Graven O. H. *Prosjekthåndbok*. v2015. Kongsberg institutt for ingeniørfag (HBV)
4. <http://www.seguetech.com/blog/2013/07/31/four-levels-software-testing>  
(Hentet: 16.03.2015)
5. [http://www.cs.swan.ac.uk/~csmarkus/CS339/presentations/20061202\\_Oladimeji\\_Levels\\_of\\_Testing.pdf](http://www.cs.swan.ac.uk/~csmarkus/CS339/presentations/20061202_Oladimeji_Levels_of_Testing.pdf) (Hentet: 16.03.2015)
6. Shamieh C. *Systems engineering for dummies*. Wiley Publishing. 2011





# KONGSBERG

## AERODYNAMIC DRONE

### Teknologidokument for konseptvalg v1.0

<b>OPPDRAAGSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa, Tord Kaasa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT-HISTORIKK</b>	<b>REVISJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT-EIER</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	1.0	20.03.2015	MS	TK	35

## Innhold

<b>Tabelliste</b> .....	<b>2</b>
<b>Dokumenthistorie</b> .....	<b>3</b>
<b>Relaterte dokumenter</b> .....	<b>4</b>
<b>Definisjoner og forkortelser</b> .....	<b>4</b>
<b>1. Introduksjon</b> .....	<b>5</b>
<b>2. Metode</b> .....	<b>5</b>
2.1 Utvelgelseskriterier.....	6
2.2 Vekting og rangering.....	7
2.3 Bakgrunn for konseptbeskrivelser .....	8
2.3.1 Argumentasjon for flytidsparametere .....	9
<b>3. Resultater</b> .....	<b>24</b>
3.1 Vurdering av tvilsomme alternativer .....	24
3.1.1 «Rene coptere» .....	24
3.1.2 «Zeppelin» .....	25
3.1.3 «Drone med flaksende vinger» .....	29
3.2 Første seleksjonsrunde .....	30
3.3 Preparering av utvalgte konsepter .....	31
3.4 Andre seleksjonsrunde .....	33
<b>4. Diskusjon</b> .....	<b>33</b>
<b>5. Konklusjon</b> .....	<b>34</b>
<b>Referanser</b> .....	<b>35</b>

## Tabelliste

Tabell 1 - Dokumenthistorie .....	3
Tabell 2 – Initialer for gruppemedlemmer .....	4
Tabell 3 – Forkortelser for virksomheter .....	4
Tabell 4 - Tekniske forkortelser .....	4
Tabell 5 - Vekting og rangering .....	7
Tabell 6 - Flytidsevaluering .....	9
Tabell 7 - Konseptbeskrivelser .....	11
Tabell 8 - Pugh-matrise for første seleksjonsrunde .....	30
Tabell 9 - Assimileringsgrupper og restkonsepter .....	31
Tabell 10 - Pugh-matrise for andre seleksjonsrunde .....	33

## Dokumenthistorie

Tabell 78 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse
1.0	20.03.2015	BA, MS	TK	Opprettelse av dokument

## Relaterte dokumenter

Liste over relaterte og refererte dokumenter:

- Kravspesifikasjon v3.0

## Definisjoner og forkortelser

Tabell 79 – Initialer for gruppemedlemmer

Navn	Initialer
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Tord Kaasa	TK
Martin Støren	MS

Tabell 80 – Forkortelser for virksomheter

Navn	Forkortelse
Høgskolen i Buskerud og Vestfold	HBV
Kongsberg Defence Systems	KDS

Tabell 81 - Tekniske forkortelser

Navn	Forkortelse
Vertical TakeOff and Landing	VTOL

## 1. Introduksjon

Dette dokumentet skal beskrive utvelgelsesprosessen for hvilket designkonsept som bør ligge til grunn for systemutviklingen i prosjektet. Hensikten med denne gjennomføringen er å effektivisere vår egen tidsbruk i forbindelse med kreativ utfoldelse, ved å utnytte det vi kan finne av relevant informasjon om tidligere oppfinnelser som inspirasjonskilde; det har lite for seg å finne opp «kruttet» på nytt. Dokumentet har også til hensikt å synliggjøre for oppdragsgiver hvilken designmessig retning arbeidet tar, og muliggjør derved bifall, eller eventuell overstyring, av de slutninger som prosjektgruppa trekker ved dette stadiet.

Vi vil gå systematisk til verks for å identifisere et (ideelt sett) mest mulig formålstjenlig retningsvalg for det påfølgende designarbeidet. Dette involverer først å definere relevante vurderingskriterier og deres korresponderende vektning. Disse holdepunktene avledes fra kravspesifikasjonen. Deretter kartlegges utvalget av mer eller mindre relevante alternativer, som så skal gjennomgå to evaluerings- og eliminasjonsfaser: Første runde skal selektere ut de beste kandidatene blant mange grovt skisserte løsninger. Til slutt sammenlignes disse mer inngående, slik at beste alternativ vil kunne åpenbares.

## 2. Metode

Dette kapittelet gir en beskrivelse av de aktiviteter, prosedyrer og verktøy som anvendes i forbindelse med konseptutvelgelsen.

Som bakgrunn for å gjennomføre mest mulig kvalifiserte analyser og beslutninger er det i aktivitetsplanen avsatt tid til litteraturstudier rundt aerodynamiske prinsipper generelt, og ulike dronekonsepter spesielt. Gjennom dette arbeidet kartlegges prinsipper og ideer ved hjelp av verdensveven, lærebøker og/eller vitenskapelige tidsskrifter. For øvrig konsulteres eksterne ressurspersoner for diskusjon av muligheter, begrensninger og kompromisser som er av relevans for oppgaven. Jan Dyré (KDS), Audun Resser (KDS) og Arne Bjørnar Næss (HBV) har vært sentrale i så måte. Videre gjennomføres også idémyldring blant prosjektgruppas medlemmer. Dette utføres først i etterkant av fagstudiene, slik at samtlige har fått muligheten til å bearbeide, og dermed la seg inspirere av stoffet.

Identifiseringen av aktuelle konseptalternativer bruker arbeidsprosessene i foregående avsnitt som grunnlag. Samtlige forslag diskuteres i plenum, og åpenbart håpløse alternativer forkastes med faglig fundert begrunnelse. Slik vil kun relevante og realistiske kandidater samles opp for videre, komparativ evaluering.



Konseptalternativene vurderes i henhold til bestemte utvelgelseskriterier ved hjelp av Pugh-matriser. Av effektivitetshensyn kjører vi to slike runder, med økende finhetsgrad i analysen. Slik kan en grovsortering av de mest lovende kandidatene gjennomføres relativt hurtig, før det gjøres en nøyere granskning av kun de beste alternativene.

I første seleksjonsfase screenes alternativene ved å først velge en referanse, og så sammenligne de øvrige med denne ved å betegne kriterieegenskaper enten som; «mye bedre enn (+2)», «bedre enn (+1)», «like god som (0)», «dårligere enn (-1)» eller «mye dårligere enn (-2)» referansens. Etter denne sekvensen vurderes det hvorvidt det selekterte utvalget kan forbedres gjennom ulike justeringer; om et generelt godt konsept blir hemmet av én ugunstig egenskap som kanskje lett kan modifiseres, eller om eventuelt to konsepter kan kombineres til en enda sterkere kandidat.

Før andre seleksjonsrunde gjennomføres en innbyrdes vekting av de ulike kriteriene, slik at den relative viktigheten synliggjøres og kan tas hensyn til. Videre vil de ulike løsningene innenfor hvert kriterium rangeres. Scoren som hvert konsept oppnår for de respektive kriterier beregnes som produktet av vekting og rang. Summen av disse danner så en «konsept score», som utgjør grunnlaget for en mest mulig nyansert og objektiv vurdering av hvilket konseptalternativ som best matcher fordringene i kravspesifikasjonen. [1]

### 2.1 Utvelgelseskriterier

Siden konseptbeskrivelser ikke på langt nær skal (eller bør) være komplette systembeskrivelser, må vurderingene som gjøres i henhold til utvelgelseskriteriene foregå innenfor mer eller mindre abstrakte tolkningsrammer. I første seleksjonsfase benyttes et spekter av utvelgelseskriterier som vurderes å omfatte kun de mest essensielle systemkravene. Disse er formulert som følger:

1. **Realiserbarhet:** Er dette et konsept som vi mener å ha nok kompetanse og ressurser til å gjennomføre i løpet av prosjektets tidsrammer, eller er det for komplekst?
2. **Flytid:** I hvilken grad vurderes konseptet å kunne ivareta et mest mulig sparsommelig energiforbruk, slik at det kan holde seg i luften lengst mulig?
3. **Lette-mekanisme:** Hvor selvstendig opererer dronen i denne fasen (avhengighet av personell eller sekundærsystemer)?
4. **Lande-mekanisme:** Hvor presist og selvstendig kan dronen lande?
5. **Bæreevne av nyttelast:** Vekt- og volumkapasitet. Demonteringsmulighet ved transport tillater større drone og bæreevne.
6. **Demonstrerbarhet:** Konseptets evne til å ivareta et behov for en imponerende demonstrasjon innendørs, med lett tilgjengelige fasiliteter. «Kulhetsfaktor».

I siste seleksjonsfase benyttes i tillegg også følgende utvelgelseskriterier:

7. **Fraktstørrelse:** Jo mindre plass systemet tar, desto mer håndterlig er det.
8. **Vindtoleranse:** I hvilken grad takler en drone basert på det aktuelle konseptet å manøvrere i vind? (Hvor stor allsidighet har den?)
9. **Manøvrerbarhet:** Kan konseptet ivareta smidige manøvringer? (Liten svingradius.)
10. **Klargjøringstid:** Er dronen «pakkeklar» for flyvning rett etter transport til området? Kreves det eventuelt få/enkle grep eller mange/komplekse operasjoner?
11. **Robusthet:** Hvor hardført er konseptets designmessige grunntrekk (uavhengig av materialvalg)? Vil dette bidra til god støttoleranse?

### 2.2 Vekting og rangering

Samlingen av kriterier gis en prosentvis vekting, basert på prosjektgruppas skjønnsmessig vurdering. Dette er gjort med henblikk til de prioriteringer som er gitt av oppdragsgiver gjennom visjonsdokument og kravspesifikasjon. Utvalget av løsninger rangeres også innbyrdes på en skala fra 1 til 5 poeng for hvert kriterium, der vurderingen gjøres relativt til en utvalgt konseptreferanse etter følgende system [1]:

Tabell 82 - Vekting og rangering

Kriterium	Vekting (%)
Realiserbarhet	20
Flytid	15
Lette-mekanisme	10
Lande-mekanisme	10
Bæreevne av nyttelast	12
Demonstrerbarhet	9
Vindtoleranse	6
Fraktstørrelse	6
Klargjøringstid	4
Manøvrerbarhet	2
Robusthet (støt-toleranse)	6
100	

Relativ ytelse	Rang
Mye dårligere enn referansen	1
Dårligere enn referansen	2
Like god som referansen	3
Bedre enn referansen	4
Mye bedre enn referansen	5

### 2.3 Bakgrunn for konseptbeskrivelser

Relevante kjennetegn i konseptbeskrivelsene styres av utvelgelseskriteriene. Vi vil nyansere ulike konsepter utfra lette- og landesystem, skrog/vingetype, energigjerrighet i forhold til flytid, samt antall nøkkelkomponenter, funksjonalitet og noenlunde plassering av disse.

Detaljnivået av konseptbeskrivelsene er relativt grovt. Blant aktuatorer har vi valgt å begrense antallsangivelser til motorer som er koblet til propeller. Vi har imidlertid også gjort vurderinger av hvorvidt ulike servoer (til bevegelse av flaps og vribare propeller) må være tilstede eller ikke, men ikke gått i detalj på hvordan slike løsninger skal utarte seg. Dette skyldes at vi ikke ønsker å gjøre konseptbeskrivelsene så detaljerte at de står i fare for å sette unødvendige eller u hensiktsmessige begrensninger for designarbeidet.

Flytid er i henhold til visjonsdokumentet en av de aller viktigste systemegenskaper ved dette utviklingsprosjektet. Vi har derfor valgt å vurdere flytiden ut ifra flere parametere, der vi fokuserer på hvilke faktorer som kan virke hemmende i så måte. Vi anslår da at konsepter med færre hemmende parametere vil ha en relativt lengre flytid. På denne måten kan vi sammenligne konseptene uten å estimere dette nøyaktig. Dette er et vesentlig poeng siden systemets flytidskapasitet selvsagt også vil være avhengig av designmessige aspekter, hvilket ikke skal (eller bør!) bestemmes på dette stadiet.

Vi anser at relevante flytidsparametere omfatter følgende:  
(Jf. kapittel [2.3.1](#) for utfyllende argumentasjon.)

1. *Vingetype*. Seilflyvinger gir generelt bedre løft enn deltavinger ved lavere hastigheter. Derfor vil bruk av deltavinger være å anse som en negativ faktor sammenlignet med seilflyvinger. Videre vil mulighet for demontering av vinger tillate større flydimensjoner, som igjen muliggjør både større plass til nyttelast og lenger flytid. Forbedring av lasteplass er innlysende, men sistnevnte sammenheng følger av at større dimensjoner innebærer at både vingespenn og kapasiteten til energikilde kan økes, sammenlignet med både behovet for nyttelast og elektroniske styringskomponenter. Slik vil vektandelen av elementer som ikke bidrar til lengre flytid bli relativt mindre.
2. *Propeller inni vingene*: Vi vurderer at propeller som er integrert inni vinger vil være en utfordring i forhold til kompleksiteten til vingenes aerodynamikk. Det vil altså være vanskeligere å bygge en drone med slike vinger og samtidig opprettholde et like godt løft som vinger uten integrerte propeller.
3. *VTOL*: Sub-systemer som isolert kreves for å gi dronen en vertikal lette/lande-funksjon bidrar med ekstra vekt. Vi vil dermed i hvert enkelt tilfelle måtte vurdere hvorvidt et VTOL-system kan virke hemmende på flytiden.

## Teknologidokument for konseptvalg v1.0

4. *Vribare propeller*: Systemer med vribare propeller tilfører ekstra vekt til dronen, fordi det kreves ekstra aktuatorer og elektronikk til denne funksjonen.
5. *Antall propeller*: Mange og små propeller (som hver er koblet til en motor) gir et relativt mindre effektivt sveipeareal i forhold til vekt, enn få og store.

Vi ser at samtlige av disse parameterne fordrer at flyhastigheten må økes for å kompensere for ulempene som de bidrar med. Høyere hastighet innebærer økt luftmotstand, og dermed høyere energiforbruk. Følgelig vil dette innebære en hemmende innvirkning på flytiden.

Tabell 83 - Flytidsevaluering

Flytidsvurdering av konsepter		
Flytid	Antall hemmende parametere	Score
Svært lang	0	+2
Lang	1	+1
Middels	2	0
Kort	3	-1
Svært kort	4-5	-2

### 2.3.1 Argumentasjon for flytidsparametere

En vinges løft ( $L$ ) er en kraft som kan uttrykkes ved:  $L = C_L \cdot p_d \cdot S$  [2]

..., der  $C_L$  er løftkoeffisienten (avhengig av vingeprofil og angrepsvinkel)

$p_d$  er det dynamiske trykket av luftstrømmen

$S$  er overflatearealet til vingen

Videre er  $p_d$  avhengig av tettheten ( $\rho$ ) av lufta og luftstrømhastigheten ( $v$ ) som passerer vingen, gitt ved relasjonen:  $p_d = \frac{1}{2} \rho v^2$  [3]

$$\Rightarrow L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho v^2 \cdot S \Leftrightarrow v = \sqrt{\frac{2 \cdot L}{C_L \cdot \rho \cdot S}}$$

Ved marsjfart («steady wing level») må flyvekta være lik løftet, altså:  $W = mg = L$ .

Luftmotstanden er gitt ved:  $F = \frac{1}{2} \rho_L \cdot c_D \cdot v^2 \cdot A$ , der ...

$c_D$  er motstandskoeffisienten (avhengig av aerodynamikken til objektformen), og ...

$A$  er det største tverrsnittarealet i fartsretningen.

Innsetting av uttrykket for  $v$  gir da:

$$F = \frac{C_D \cdot m \cdot A}{C_L \cdot S} \cdot g$$

..., der  $m$  er totalmassen til flyet, og  $g$  er gravitasjonskonstanten.

Luftmotstand er en svært viktig parameter for vår konseptevaluering, siden en lav luftmotstand under flyving innebærer et korresponderende lavt behov for propellkraft («thrust»), og følgelig mindre energiforbruk. Dette gir dermed lengre tilgjengelig flytid.

For å holde seg svevende må flyet bevege seg gjennom lufta med farten,  $v$ , og da luftmotstanden må balanseres mot propellskyvet vil effekten som kreves være:  $P = F \cdot v$ . Den tilgjengelige flytiden vil være avhengig av dette effektforbruket og energilagringskapasiteten til batteriet, hvilket gir:

$$t = \frac{E}{P} = \frac{C_L \cdot S \cdot E}{C_D \cdot m \cdot A \cdot g \cdot v}$$

Vi ser av dette at det er ønskelig med størst mulig vingareal og minst mulig tverrsnittareal i fartsretning. Videre er luftmotstanden proporsjonal med totalmassen til flyet, som følge av behovet for større flyhastighet for å skape tilstrekkelig løft. Denne massen blir dermed omvendt proporsjonal med tilgjengelig flytid. Forholdet  $C_L/C_D$  bør være størst mulig.  $C_D$  er avhengig av luftstrømmens karakter (gitt ved Reynoldstallet) og formen på flykroppen.

Gravitasjonskonstanten får vi ikke gjort noe med. Den vil uansett være identisk for alle konseptalternativ, og dermed av liten interesse ved sammenligning av disse.

Basert på dette finner vi at en lengst mulig flytid korrelerer best med slanke aerodynamiske konsepter, hvor seilflyvinger (med stort vingspenn) kan tillate en lavest mulig hastighet for å skape tilstrekkelig løft.

Merk at vi her forenkler situasjonen ved å neglisjere energien som blir brukt ved letting og landing. Dessuten vil også andre forhold spille inn ved ulike former for manøvrering, akselerasjon og ulike luftstrømforhold (vind). Videre vil virkningsgraden til propellen(e) som utøver framdrift også spille en rolle for effektforbruket. At vi ikke har tatt hensyn til disse parameterne er selvsagt å regne som feilkilder, men ved relativ vurdering av konsepter reduseres innvirkningen av disse, spesielt i de tilfeller der letting og landing foregår ved lignende mekanisme. Videre antar vi at energibruken under letting og landing generelt er forholdsvis liten, til tross for stort effektforbruk, siden disse fasene kun varer i få sekunder.

## Teknologidokument for konseptvalg v1.0

Følgende utvalg av konseptalternativer er vurdert:


Tabell 84 - Konseptbeskrivelser

Konsept: 1		Inspirasjon:	Selvlaget
Egenskaper:			Figur:
Skrog/vingetype:		Delta-vinge	
Flytid (energigjerrighet):		Kort	
Lette/Lande-system:		VTOL	
Propeller/motorer:			
Antall		3	
Funksjonalitet		2 for løft, 1 for fremdrift. Ikke vribare.	
Plassering		2 integrert i vinger og 1 bak	
Beskrivelse:			
Drone med deltavinger. Integrerte propeller i kroppen for løft. Vil få fremdrift ved hjelp av propellen på bakenden.			

Konsept: 2		Inspirasjon:	Selvlaget
Egenskaper:			Figur:
Skrog/vingetype:	Delta-vinge		
Flytid (energigjerrighet):	Svært kort		
Lette/Lande-system:	VTOL		
Propeller/motorer:			
Antall	3		
Funksjonalitet	2 for løft, 1 for fremdrift. Kun bakre vribare.		
Plassering	2 integrert i vinger og 1 bak		
Beskrivelse:			
Samme type drone som konsept 1, men her kan den bakre propellen vris, slik at denne både kan benyttes til stabil letting/landing (oppdrift) og fremdrift.			


<b>Konsept: 3</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=Wlv-q_T95HA">https://www.youtube.com/watch?v=Wlv-q_T95HA</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta vinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Kort	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	2	
Funksjonalitet	Vendbare	
Plassering	I vinger	
<b>Beskrivelse:</b>		
Denne dronen har propeller som sitter i vingene. Disse vris for å gå fra «svevemodus» til «glidemodus».		


<b>Konsept: 4</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.sensefly.com/drones/ebec.html">https://www.sensefly.com/drones/ebec.html</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge (avtakbare)	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og gli	
<b>Propeller:</b>		
Antall	1	
Funksjonalitet	Fremdrift	
Plassering	Bak	
<b>Beskrivelse:</b>		
Denne dronen vil ikke kunne ta av med egen motorkraft. Den kastes ut for å ta av og lander ved å gli på bakken. Dette stiller betraktelige større krav til lande- og lettelokasjon, enn ved VTOL.		

<b>Konsept: 5</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.festo.com/cms/en_corp/11369.htm">http://www.festo.com/cms/en_corp/11369.htm</a>	
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>	
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge med flaksende vinger		
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Kort		
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL		
<b>Propeller:</b>			
Antall	1		
Funksjonalitet	Fremdrift		
Plassering	Bak		
<b>Beskrivelse:</b>			
Dronen bruker samme prinsippet som fuglevinger: Den vil flakse med vingene for å generere oppdrift, og kan bruke vingene for å gli i luften. Dette konseptet vil kreve flere aktuatorer for kontroll av vinger i tillegg til motoren som er koblet til propellen.			

<b>Konsept: 6</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=cRTNvWcx9Oo">https://www.youtube.com/watch?v=cRTNvWcx9Oo</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b> 
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Middels	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL (vertikal kropp, haleror som stativ)	
<b>Propeller:</b>		
Antall	4	
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift. Ikke vendbare.	
Plassering	På linje med vinger	
<b>Beskrivelse:</b>		
Dronen tar av i vertikal posisjon som et helikopter. Når den har nådd flyhøyde vil hele dronen «vippe» og den vil da fungere som et «fixed-wing» fly. For å lande vil dronen gå tilbake til vertikal posisjon.		



<b>Konsept: 7</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://errymath.blogspot.no/2014/09/vd-200-vtol-fixed-wing-drone-displays.html#.VOXXK_mG_y5">http://errymath.blogspot.no/2014/09/vd-200-vtol-fixed-wing-drone-displays.html#.VOXXK_mG_y5</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL (vertikal kropp, haleror som stativ)	
<b>Propeller:</b>		
Antall	2	
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift. Ikke vendbare.	
Plassering	På linje med vinger	
<b>Beskrivelse:</b>		
Dronen tar av i vertikal posisjon som et helikopter. Når den har nådd flyhøyde vil hele dronen «vippes» og den vil da fungere som et «fixed-wing» flv. For å lande vil dronen gå tilbake til vertikal posisjon.		

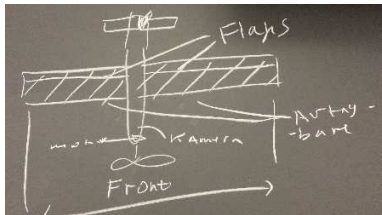
<b>Konsept: 8</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=omaxgFVDUWg">https://www.youtube.com/watch?v=omaxgFVDUWg</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge (uten flaps)	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL (vertikal kropp, haleror som stativ)	
<b>Propeller:</b>		
Antall	4	
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift. Ikke vendbare.	
Plassering	2 Over og 2 under vinger	
<b>Beskrivelse:</b>		
<p>Dronen tar av i vertikal posisjon som et quadcopter. Når den har nådd flyhøyde vil hele dronen «vippes» og fungere som et «fixed-wing» fly. Dette oppnås ved å vri de bakre propellene hurtigere enn de fremre (på samme måte som man kjører et quadcopter fremover). Dronens bakdel vil dermed få et større løft enn dronens fremdel. Dronen vil da vende fremover til ønsket posisjon.</p>		

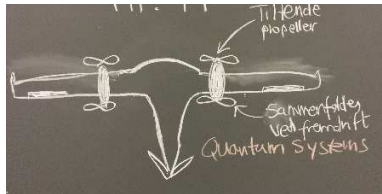
<b>Konsept: 9</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://zhehuatoys.en.made-in-china.com/product/rXlxaKAdqJhQ/China-2-4GHz-4CH-RC-Mini-Quadcopter.html">http://zhehuatoys.en.made-in-china.com/product/rXlxaKAdqJhQ/China-2-4GHz-4CH-RC-Mini-Quadcopter.html</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Quadcopter (Vingeløs)	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Svært kort	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	4	
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift. Ikke vendbare.	
Plassering	Over	
<b>Beskrivelse:</b>		
Konvensjonelt quadcopter.		

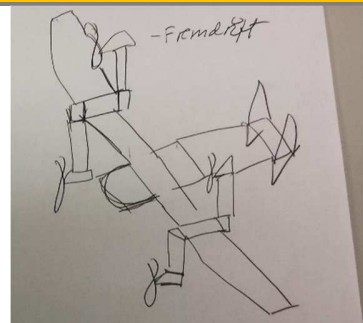
<b>Konsept: 10</b>	<b>Inspirasjon:</b>	Selvlaget
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og gli	
<b>Propeller:</b>		
Antall	2	
Funksjonalitet	Fremdrift. Ikke vendbare.	
Plassering	Langs vinger	
<b>Beskrivelse:</b>		
Seilvinge-drone som ikke kan benytte propellene til oppdrift, denne må kastes i lufta. Den vil da få fremdrift med de to fremre propellene. Lander ved å gli på bakken.		


<b>Konsept: 11</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://store.3drobotics.com/products/aero-m/?_ga=1.236697218.265964506.1423825417">http://store.3drobotics.com/products/aero-m/?_ga=1.236697218.265964506.1423825417</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og gli	
<b>Propeller:</b>		
Antall	1	
Funksjonalitet	Fremdrift. Ikke vendbar.	
Plassering	Sentral bak vinge (over stav til haleror)	
<b>Beskrivelse:</b>		
Seilvinge-drone med kun en propell som er plassert over staven til haleroret, på baksiden av løftvingene. Letter og lander på samme måte som konsept 10.		

<b>Konsept: 12</b>	<b>Inspirasjon:</b>	Selvlaget
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge (avtakbare, uten flaps)	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Svært lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og gli	
<b>Propeller:</b>		
Antall	1	
Funksjonalitet	Fremdrift. Ikke vendbar.	
Plassering	På snuten	
<b>Beskrivelse:</b>		
Denne dronen har ikke flaps på seilvingene. Dette gjør at vi ikke trenger elektronikk i vingene. Vingene vil dermed kunne fjernes og settes på uten noen kompliserte grensesnitt.		

<b>Konsept: 13</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.silentfalconuas.com/Silent_Falcon_Specifications_December_2014.pdf">http://www.silentfalconuas.com/Silent Falcon Specifications December 2014.pdf</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge (avtakbare, med flaps)	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Svært lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og gli	
<b>Propeller:</b>		
Antall	1	
Funksjonalitet	Fremdrift. Ikke vendbar.	
Plassering	På snuten	
<b>Beskrivelse:</b>		
Samme som konsept 12, men med flaps på løftvingene.		

<b>Konsept: 14</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=glheugU1qY8">https://www.youtube.com/watch?v=glheugU1qY8</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge, ruddervator haleparti	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Middels	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	4	
Funksjonalitet	4 for oppdrift, 2 fremre for fremdrift (bakre foldes). Alle vribare.	
Plassering	Foran og bak på hver vinge	
<b>Beskrivelse:</b>		
Kombinasjon av seilfly og quadcopter. Alle propellene er vribare. Ved fremdrift vil de to bakre folde seg sammen for å unngå luftmotstand.		

<b>Konsept: 15</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=NzPSuOdyn4M">https://www.youtube.com/watch?v=NzPSuOdyn4M</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Middels	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	4	
Funksjonalitet	4 for oppdrift og fremdrift, alle vribare.	
Plassering	Foran og bak på hver vinge	
<b>Beskrivelse:</b>		
Den oransje fargen skyldes at dette konseptet blir brukt som referanse ved screening av konseptene (kapittel <a href="#">3.2</a> ). Dronens propeller er festet på vingene. Propellene vris ved hjelp av et mekanisk system. De perifere delene av vingene kan tas av dersom vingespennet blir for stort.		

<b>Konsept: 16</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.arcturus-uav.com/">http://www.arcturus-uav.com/</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilvinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Middels	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	5	
Funksjonalitet	4 for oppdrift, 1 for fremdrift, ingen vendbare.	
Plassering	1 på nese, 2 foran og bak på hver vinge.	
<b>Beskrivelse:</b>		
Denne VTOL-dronen har ingen vribare propeller og vil dermed ha en kontrollert overgang mellom sveve- og glidemodus.		

<b>Konsept: 17</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.birdseyeview.aero/products/firefly6">http://www.birdseyeview.aero/products/firefly6</a>	
<b>Egenskaper:</b>			<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge (avtakbare)		
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Kort		
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL		
<b>Propeller:</b>			
Antall	6		
Funksjonalitet	6 for oppdrift, 6 for fremdrift, vribare.		
Plassering	2 par parallelt på stav i front. 1 par sentrert bak vinge.		
<b>Beskrivelse:</b>			
Kombinasjon av deltavinge og tricopter. Tre par propeller, hvor alle er vribare. Får løft som et tricopter, og vrir alle propellene for fremdrift.			


<b>Konsept: 18</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://diydrones.com/profiles/blogs/the-orange-hawk-tricopter-flying-wing-vtol-uav">http://diydrones.com/profiles/blogs/the-orange-hawk-tricopter-flying-wing-vtol-uav</a>	
<b>Egenskaper:</b>			<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge		
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Middels		
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL		
<b>Propeller:</b>			
Antall	3		
Funksjonalitet	3 for oppdrift, 3 for fremdrift, vribare.		
Plassering	2 parallelt på stav i front. 1 større sentrert bak vinge.		
<b>Beskrivelse:</b>			
Samme som konsept 17, men her er det kun tre propeller, ikke par.			

Konsept: 19		Inspirasjon:	Selvlaget
Egenskaper:			Figur:
Skrog/vingetype	Zeppelin med vinger		
Flytid (energigjerrighet)	Svært lang		
Lette/Lande-system	VTOL		
Propeller:			
Antall	2		
Funksjonalitet	2 for oppdrift og fremdrift, vribare		
Plassering	Parallelt på stang på flyskrog		
Beskrivelse:			
Dette konseptet krever at man må ha med gassflaske til lette-området og blåse opp der for å få plass i bil. Dette sparer energi i forhold til oppdrift ved hjelp av ballongen, men må også yte litt ved hjelp av vinger/VTOL. Lander ved å dale ned.			


<b>Konsept: 20</b>		<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.aeromao.com/">http://www.aeromao.com/</a>
<b>Egenskaper:</b>			<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Seilfly (Avtakbare)		
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Svært lang		
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og fallskjerm		
<b>Propeller:</b>			
Antall	1		
Funksjonalitet	For fremdrift		
Plassering	På snuten		
<b>Beskrivelse:</b>			
Seilflyvinge som kastet i luften. Får fremdrift ved hjelp av propell på snuten. Vil lande ved hjelp av integrert fallskjerm.			

<b>Konsept: 21</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=ZOtVyXwNHQg">https://www.youtube.com/watch?v=ZOtVyXwNHQg</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Vendbar vinge	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Kort	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	5	
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift	
Plassering	4 På linje med vinge, 1 bak for stabilitet	
<b>Beskrivelse:</b>		
Dronen bytter fra svevemodus til glidemodus ved å vri vingen slik at propellene peker fremover.		


<b>Konsept: 22</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=BWQiaYLgIaI">https://www.youtube.com/watch?v=BWQiaYLgIaI</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Dobbelt sett med vinger (størst bak). Vribare vingetupper.	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Middels	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	4	
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift	
Plassering	2 og 2 på linje med vinger.	
<b>Beskrivelse:</b>		
Kombinasjon av rc-fly og quadcopter. Her vil kun tuppene av vingene, hvor propellene er koblet til, vri seg for fremdrift.		


---



<b>Konsept: 23</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.boeing.com/boeing/Features/2013/09/bds_phantom_swift_09_11_13.page">http://www.boeing.com/boeing/Features/2013/09/bds_phantom_swift_09_11_13.page</a>	
<b>Egenskaper:</b>			<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Vinger med vipbare tupper.		
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Kort		
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL		
<b>Propeller:</b>			
Antall	4		
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift		
Plassering	2 i kroppen og 1 på hver vinge.		
<b>Beskrivelse:</b>			
To store propeller inni kroppen, som sammen med propellene på vingetuppene vil gi oppdrift. Ved overgang til glidemodus vil propellene i vingetuppene vri seg for å gi fremdrift.			

<b>Konsept: 24</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.localhawk.net/galleri/arkivbilder/?pid=18">http://www.localhawk.net/galleri/arkivbilder/?pid=18</a>	
<b>Egenskaper:</b>			<b>Figur:</b> 
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge (Ikke avtakbare)		
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Lang		
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og gli		
<b>Propeller:</b>			
Antall	1		
Funksjonalitet	Fremdrift		
Plassering	Bak		
<b>Beskrivelse:</b>			
Deltavinge, hvor dronen blir kastet i lufta og får fremdrift ved hjelp av propellen sentrert på baksiden.			

<b>Konsept: 25</b>		<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.youtube.com/watch?v=qh40BLr-6wc">https://www.youtube.com/watch?v=qh40BLr-6wc</a>
<b>Egenskaper:</b>			<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Småfly/Akrobatfly		
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Middels		
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL, letter og lander fra stativ		
<b>Propeller:</b>			
Antall	1		
Funksjonalitet	Oppdrift og fremdrift		
Plassering	På snute		
<b>Beskrivelse:</b>			
Dette er et lite akrobatisk fly som tar av med flykroppen vendt vertikalt fra stativ. Når den har nådd flyhøyde vil hele dronen «vippes» og den vil da fungere som et «fixed-wing» fly. For å lande vil dronen gå tilbake til vertikal posisjon og lande på stativet.			

<b>Konsept: 26</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="http://www.ef3m.pl/1735,helikopter-rc-kds-450-sv.html">http://www.ef3m.pl/1735,helikopter-rc-kds-450-sv.html</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Helikopter	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Kort	
<b>Lette/Lande-system</b>	VTOL	
<b>Propeller:</b>		
Antall	2	
Funksjonalitet	1 for oppdrift & fremdrift. 1 for å hindre spinn.	
Plassering	1 topp-propell, 1 bak.	
<b>Beskrivelse:</b>		
Konvensjonelt helikopter. En propell til oppdrift og en til stabilisering.		

### 3. Resultater

Det fremkom enkelte konseptalternativer fra idémyldringa som etter drøftelse i plenum ble regnet for å være spesielt tvilsomme kandidater å gå videre med. Vi vil starte med å drøfte disse, og forsøke å gi en plausibel argumentasjon for hvorfor enkelte bør lukes ut, før vi presenterer en videre analyse av de øvrige alternativene.

#### 3.1 Vurdering av tvilsomme alternativer

##### 3.1.1 «Rene koptere»

To av konseptalternativene var rene quadcopter- og helikoptervarianter. Våre samtaler med oppdragsgiver og ulike ressurspersoner i dronerelaterte fagmiljøer, samt egne litteraturstudier, har i løpet av dette prosjektet sporet en viss skepsis til hvorvidt slike alternativer<sup>3</sup> kan være energigjerrige nok til å tilfredsstille systemkravene vedrørende flytid. Kravspesifikasjonen begrenser videre aktuelle valgmuligheter for dronens energilagringsmedium. Av tilgjengelige batterier er det med størst kapasitet et «GE Power RC Pack» på 11,1V og 5,2Ah.

Da effekt er gitt som produktet av spenning og strøm ( $P = U \cdot I$ ), vil dette batteriets teoretiske energilagringsskapasitet være gitt som:

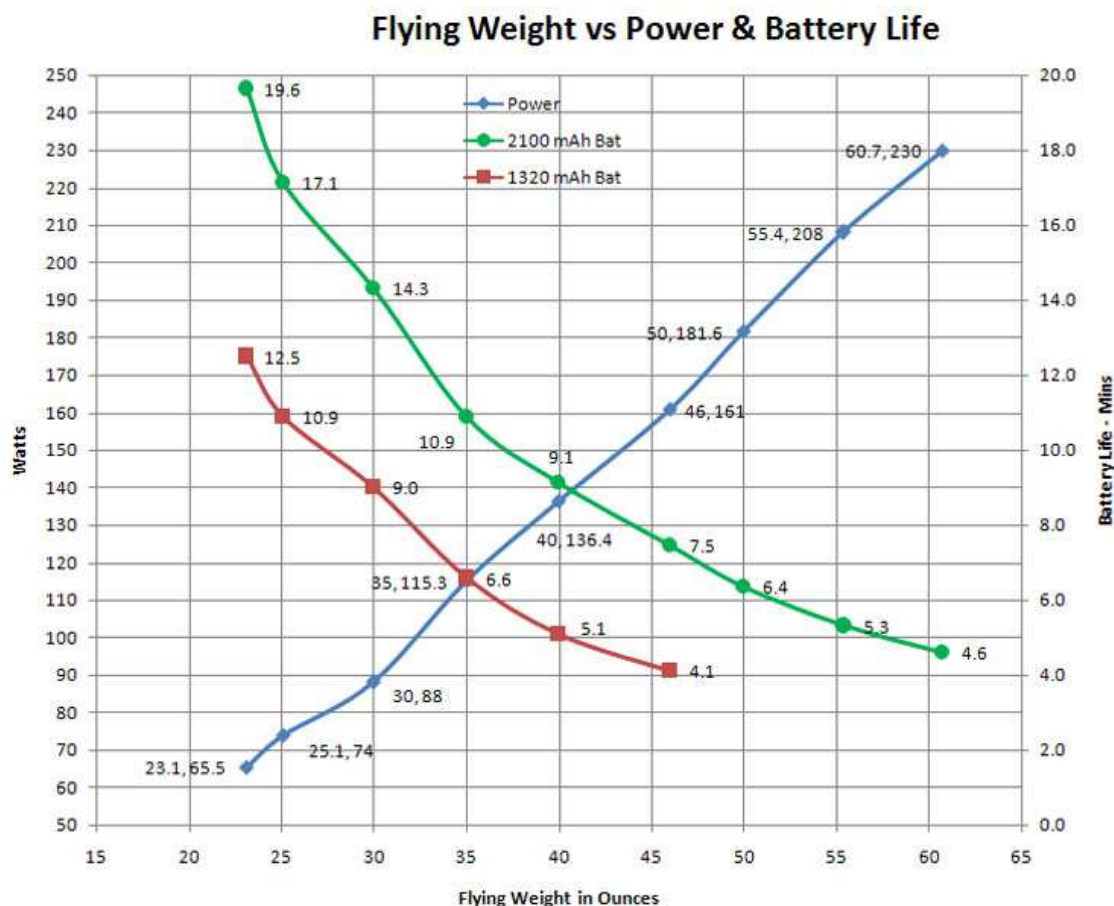
$$E = U \cdot I \cdot t = 11,1V \cdot 5,2Ah = 57,72Wh$$

For flytid,  $t > 1h \Rightarrow P < \frac{E}{t} = 57,72W$ . Dette innebærer altså at dronens totale gjennomsnittlige effektforbruk må være mindre enn dette.

Da effektforbruk selvsagt vil være avhengig av kjøremønster, valgte vi å betrakte den mest energigjerrige flysituasjonen (for å sikre oss mot underestimering); altså hvilken effekt som ville være nødvendig for å holde et kopter stasjonært svevende.

Vi søkte både interne og eksterne ressurser for å finne estimater på nødvendig effektforbruk. På nettsida *rcheliwiki.com* står det å lese at: «A helicopter typically requires about 200W per kg to hover» [4]. En annen kilde, *robotics.stackexchange.com* [5] presenterer et diagram for sammenhengen mellom effektbruk og systemvekt for quadcoptere, med tilnærmet lineær (og følgelig proporsjonal) karakter. I henhold til dette finner vi at 55,4oz krever 208W, og siden 1oz = 28g gir dette et anslag på  $\frac{208W}{55,4oz \cdot 0,028kg/oz} \approx 134W/kg$ .

<sup>3</sup> Dette være seg konsepter der alt løft utelukkende følger direkte av vertikalt-virkende propeller.



Figur 4 - Sammenhengen mellom effektbruk og systemvekt for quadcoptere [5]

Selv med det mest sparsommelige estimatet av disse to ser vi at totalmassen av drone og nyttelast ikke kan overstige

$$m = \frac{57,72W}{134W/kg} = 0,430kg$$

Dette er svært lite realistisk, siden batteriet alene veier 310 gram [6]. Med dette som grunnlag finner vi derfor å måtte konkludere med at rene helikopter og quadcopter-konsepter ikke kan utgjøre levedyktige alternativer for vårt prosjekt.

Konsultasjon med Arne Bjørnar Næss, avdelingsingeniør ved HBV, verifiserte denne konklusjonen. Han estimerte et gjennomsnittlig strømforbruk på 5-7A per motor for quadcoptere (under normal drift), hvilket gir et korresponderende effektforbruk på  $P = 11,1V \cdot 4 \cdot 5A = 222W$ , altså flere ganger høyere en vår grenseverdi.

### 3.1.2 «Zeppelin»

## Teknologidokument for konseptvalg v1.0

Vårt zeppelin-konsept innebærer kombinasjon av luftskip og seilfly med en VTOL-funksjon, der oppdriften fra gassballongen alene ikke gir tilstrekkelig løft. For letting må derfor ballongløftet kombineres med vertikalt virkende propell-løft. Hensikten bak dette er at landingsfunksjonen forenkles til ren daling (dersom løftsupplementet uteblir), slik at systemet ikke trenger en fjernstyrt funksjon for å slippe ut gass mens det er flyvende. Vingeløft er tiltenkt rollen som bidragsyter når systemets fartsvektor har en tilstrekkelig horisontal komponent.

Vi tenker oss bruk av helium som løftegass i ballongen. "Because of its low density and incombustibility, helium is the gas of choice to fill airships". [7]

Tetthet av helium,  $\rho_{He} = 0,1786 \text{ g/L}$ .

Tetthet av luft,  $\rho_L = 1,225 \text{ g/L}$  ved  $15^\circ\text{C}$  [3]

La oss si at vi ønsker oppdrift som tilsvarer en andel,  $a$ , av systemets totalmasse ( $m$ ). Massetetthet er gitt som:  $\rho = m/V \Leftrightarrow m = \rho V$ . Nødvendig ballongvolum ( $V$ ) for ønsket oppdrift finner vi da av relasjonen:

$$a \cdot m = (\rho_L - \rho_{He}) \cdot V \Leftrightarrow V = \frac{a \cdot m}{\rho_L - \rho_{He}} \quad (\text{lign. 1})$$

Spørsmålet er da hvor stor andel ballongløftet bør utgjøre av totalmassen for at dette, kombinert med luftmotstand, skal gi en «passende» dalehastighet. Videre må vi estimere hvor mye zeppelin-systemet realistisk vil veie; for jo større ballongvolumet må være, desto større blir systemvekten (som igjen krever et større gassvolum).

Luftmotstanden er gitt ved:  $F = \frac{1}{2} \rho_L \cdot c_D \cdot v^2 \cdot A$  (jf. kap. 2.3.1)

For å finne et estimat for motstandstallet må vi gjøre noen antakelser og forenklinger. Hvis vi antar at de aerodynamiske egenskapene til zeppelin-ballongen tilsvarer en kuleform ved vertikal bevegelse, og at korresponderende diameter er på anslagsvis 2 meter, kan vi finne *Reynolds-tallet* ( $Re$ ) til luftstrømmen ved uttrykket:

$$Re = \frac{\bar{v} \cdot d}{\gamma}$$

Her er  $\bar{v}$  den gjennomsnittlige farten til luftstrømmen, så dersom vi regner at lufta forholder seg i ro i forhold til bakken vil  $\bar{v} = v$  (i luftmotstandsuttrykket). Videre er  $d$  kulediameteren ( $d = 2 \text{ m}$ ), og  $\gamma$  den kinematiske viskositeten til lufta.

Hvis vi videre antar en luft-temperatur på  $15^\circ\text{C} \Rightarrow \gamma = 1,45 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ .

La oss si at vi ønsker en dalehastighet,  $v = 0,25 \text{ m/s}$

Dette gir:  $Re = \frac{0,25m/s \cdot 2m}{1,45 \cdot 10^{-5} m^2/s} = 34\,483$

Av diagram i [3] finner vi da:  $c_D \approx 0,5$

Det maksimale tverrsnittarealet til kula er:  $A = \pi \left(\frac{d}{2}\right)^2 = \frac{\pi \cdot (2m)^2}{4} = \pi m^2$

Den estimerte luftmotstanden blir dermed:

$$F = \frac{1}{2} \cdot 1,225 kg/m^3 \cdot 0,5 \cdot (0,25m/s)^2 \cdot \pi m^2 = 0,06N$$

Vi ser altså at luftmotstanden blir svært lav ved ønsket dalehastighet. Vi kan likevel ikke neglisjere denne størrelsen dersom vi ønsker at systemet skal dale uten annen form for oppdrift enn den ballongen yter. Vi merker oss imidlertid at marginene er små, og følgelig vil forenklinger i forhold til estimering av motstandstall, luftbevegelse og variasjoner i luftas tetthet kunne utgjøre signifikante feilkilder i denne sammenhengen. Behovet for situasjonsbestemte korrigeringer ved hjelp av propell-løft/sug ser derfor ut som en nødvendighet. For ordens skyld fullfører vi resonnementet med beregning av andelstallet for oppdrift.

Luftmotstand og ballongoppdrift til sammen skal kansellere ut tyngden ved ønsket dalehastighet. Følgelig har vi relasjonen:

$$mg = F + (\rho_L - \rho_{He}) \cdot V \cdot g \Rightarrow F = (1 - a)mg \Leftrightarrow a = 1 - \frac{F}{mg}$$

Innsatt i ligning 1 får vi:  $V = \frac{m - F/g}{\rho_L - \rho_{He}}$  (lign. 2)

Da vi ikke har noen formel for  $c_D$  (leses av i diagram), må vi iterere oss fram til ballongvolumet som harmonerer med den korresponderende totalmassen.

Ved sjekk mot kommersielt tilgjengelige RC-systemer finner vi relevante eksempler å bruke som inspirasjon/utgangspunkt. Dette er riktignok ikke helt samme typen system som vi har til hensikt å utvikle, men det gir likevel en god pekepinn på den aktuelle størrelsesorden.

En «Aero Drum» med dimensjonene 3m x 1,5m har en oppgitt løftekapasitet av nyttelast på 4-500g. [8] Ved forenkling (overdimensjonering) til en sylindrisk form blir overflatearealet tilnærminingsvis i underkant av:

$$S = 2 \cdot \pi \cdot \left(\frac{1,5m}{2}\right)^2 + \pi \cdot 1,5m \cdot 3m = \frac{45\pi}{8} m^2 \approx 17,7m^2$$

Ballongen er dekket av en polyuretan-film med tykkelse,  $\tau = 100\mu m = 10^{-4}m$  og tetthet på  $\rho_b = 1,20g/cm^3$  [9]. Ballongmassen er da på anslagsvis:

$$m_b = \rho_b \cdot V = \rho_b \cdot S \cdot \tau = 1,2 \cdot 10^6 g/m^3 \cdot 17,7m^2 \cdot 10^{-4}m = 2124g$$

Hvis vi da anslår en totalmasse på tilsammen 3500g (inkludert nyttelast) finner vi (av ligning 2) nødvendig ballongvolum å bli:

$$V = \frac{m - F/g}{\rho_L - \rho_{He}} = \frac{3,5kg - \frac{0,06kg \cdot m/s^2}{9,81m/s^2}}{(1,225 - 0,1786)kg/m^3} = 3,34m^3$$

Dette resultatet rimer godt med angitt volum i systemspesifikasjonene til «Aero Drum», som er på  $3 - 3,5m^3$  [8]. Transportvolumet til systemet kan selvsagt være langt mindre, dersom man tillater at ballongen blåses opp på flystedet. Dette fordrer imidlertid at påfyllingssystem medbringes, men det er ingenting i kravspesifikasjonen som er til hinder for dette.

Anslagene som er gjort i denne utredningen er, som alt nevnt, ikke svært presise, men hensikten er kun å redegjøre for hvorvidt konseptet virker rimelig å følge opp med en videre evaluering. Konseptet forutsetter en betydelig klargjøringstid på flysted i forbindelse med oppblåsing av zeppelin-ballongen. Dette er en vesentlig ulempe.

### 3.1.3 «Drone med flaksende vinger»

Et av konseptene vi diskuterte i løpet av idémyldringen var en drone som skulle fly som en ekte fugl. Ved hjelp av flaksende vinger og propeller skulle dronen kunne generere løft og fremdrift, nødvendig for flygning. Dette høres ut som et relativt enkelt konsept, men i realiteten er slike naturinspirerte konsepter svært kompliserte.

En drone med bevegelige vinger<sup>4</sup> fordrer et spesielt komplekst design. For å kunne oppnå en kontrollert flygning vil vingene måtte bli delt inn i mange ulike deler. Disse ville blitt kontrollert individuelt ved hjelp av styresystemer som kalkulerer vingeposisjon, neppe noe for fire maskiningeniørstudenter. Vi vet at konseptet fungerer i praksis, FESTO har vist dette med sin «smart bird» uav. [10]

Formålet med prosjektet er at gruppen skal kunne produsere en fungerende drone innenfor de gitte tidsfristene. Det vil være i overkant utfordrende med dette konseptet, og vi har derfor valgt å eliminere dette.

---

<sup>4</sup> Dronen vil som en fugl, flakse med vingene for å generere oppdrift. Dette krever at dronens vinger vil bli delt opp for kontroll av vingeslagene



## 3.2 Første seleksjonsrunde

Vi vil her presentere en pugh-screening av de konseptalternativene som ikke ble luket ut i forrige delkapittel. Resultatet ble som følger:

Tabell 85 - Pugh-matrise for første seleksjonsrunde

Konsept	Kriterier						Score	Rang
	1	2	3	4	5	6		
1	-1	-1	0	0	0	1	-1	
2	-2	-2	0	0	0	2	-2	
3	-2	-1	0	0	-1	2	-2	
4	2	1	-1	-1	1	-1	1	1
6	-1	0	0	0	0	0	-1	
7	-1	1	0	0	0	0	0	5
8	0	1	0	0	0	0	1	1
10	2	1	-1	-1	-1	-2	-2	
11	2	1	-1	-1	-1	-2	-2	
12	2	2	-1	-1	0	-2	0	5
13	1	2	-1	-1	0	-1	0	5
14	-1	0	0	0	0	0	-1	
15	0	0	0	0	0	0	0	5
16	1	0	0	0	-1	-1	-1	
17	0	-1	0	0	1	1	1	1
18	-1	0	0	0	0	1	0	5
20	1	2	-1	-2	-1	-2	-3	
21	1	-1	0	0	1	0	1	1
22	0	0	0	0	0	0	0	5
23	-2	-1	0	0	-1	2	-2	
24	2	1	-1	-1	0	-1	0	5
25	-1	0	0	0	-1	0	-2	

Konsept nummer 15 (blå farge) er valgt referanse, som de øvrige konseptene er sammenlignet med. Av plasshensyn har vi måttet begrense oss til kriterie- og konseptnummer (jf. kapittel [2.1](#) og [2.3](#)) i matrisen. Scoren til konseptene bestemmes av summen av de respektive kriterievurderingene, med valører fra -2 til +2. Vi har til slutt rangert konseptene som har lik eller høyere score enn referansen. Disse skal vi granske nøyer, med henblikk på eventuelt forbedringspotensial, før vi går videre til andre seleksjonsrunde.

### 3.3 Preparering av utvalgte konsepter

Flere av konseptene som kom gjennom screeningen som «beste kandidater», har store likheter. Vi vil her vurdere de respektive variantenes egenart, og derav forsøke å avgjøre hvorvidt beslektede konsepter med fordel kan kombineres/modifiseres før siste seleksjonsrunde gjennomføres.

Følgende tabell viser hvilke konsepter som på grunn av likhetstrekk skal vurderes sammen i «assimileringsgrupper», og hvilke som betraktes som enkeltstående.

**Tabell 86 - Assimileringsgrupper og restkonsepter**

Fordeling i assimileringssgrupper (A) og restkonsepter (R)							
	A1	A2	A3	A4	R1	R2	R3
Konseptnummer:	4, 24	7, 8	12, 13	17, 18	15	21	22

**A1:** Konseptnummer 4 og 24 er identiske bortsett fra muligheten for demontering av vinger, og følgelig størrelsespotensiale til dronen. Det er dermed ikke aktuelt å lage noe kombinasjonskonsept av disse kandidatene, men det er uansett hensiktsmessig å vurdere dem samlet for å se om vi kan komme frem til ett konsept som best harmonerer med systemkravene.

Demonterbare vinger har flere gunstige ringvirkninger. Først og fremst gir dette, som nevnt, muligheten til å produsere en drone med lenger flytid (jf. kapittel 2.3). I tillegg kan demontering gi mulighet for mer kompakt pakking, noe som igjen vil kunne bidra til at transporten blir sikrere, ved at dronen blir mindre utsatt for belastninger av ekstremiteter. Ulempene involverer dog en noe lenger klargjøringstid, og økt kompleksitet i forhold til tilkoblingspunkter. Kravspesifikasjonen krever imidlertid et modulært design, og siden vinger er utsatte for sammenstøt vil det være fornuftig å enklest (og billigst) mulig kunne bytte ut disse ved eventuell skade. Et helstøpt skrog fordrer derimot at hele må erstattes, og dette er lite gunstig i en ressursmessig betraktning. Videre anser vi at forlengelsen av klargjøringstid, som følge av remontering av komponenter etter transport, ikke behøver å være særlig omfattende. Flere eksisterende kommersielle systemer har slike anordninger, med generelt svært kort monteringsstid (i størrelsesorden noen sekunder). Gitt disse resonnementene vurderer vi dermed konsept 4 som et klart bedre alternativ, og at konsept 24 følgelig bør ekskluderes fra samlingen av aktuelle konseptalternativer.

**A2:** Konsept 7 og 8 har også flere likhetstrekk. De har begge VTOL, med en vertikal orientering av flykroppen. Den vesentlige forskjellen er antall propeller og hvor de er plassert på dronen, og at konsept 8 har glidevinger i stedet for deltavinger. Dessuten har ikke konsept nummer 8 flaps på vingene; her er det motorpådrag på de ulike propellparene som utøver styringskontroll.

Vi finner det vanskelig å lage noen meningsfulle kombinasjoner av disse konseptene til tross for likhetstrekkene. Det er heller ikke umiddelbart lett å bestemme hvilket styringssystem som enklest lar seg realisere, eller som gir en mest mulig energigjerrig flyvning. Begge variantene har den fordel at de kombinerer VTOL-egenskap med fremdriftspropeller uten å måtte involvere en vendingsmekanisme for disse. Dette er følgelig vektbesparende, noe som igjen vil resultere i lavere nødvendig flyvningshastighet for å oppnå tilstrekkelig vingeløft. Mindre hastighet innebærer igjen mindre luftmotstand, og følgelig mindre energiforbruk, og dermed relativt lengre flytid. Ingen av konseptene er spesifisert med avtakbare vinger. Vi resonerer igjen at dette (isolert sett) er å betrakte som en større fordel enn ulempe, og velger derfor å introdusere denne modifiseringen til begge to. Med denne endringen velger vi altså å inkludere både konsept 7 og 8 også i den siste seleksjonsfasen.

**A3:** Konsept 12 og 13 er begge seilfly, hvor den eneste forskjellen er tilstedeværelsen av flaps/balanseror på de løftgivende vingene. Hensikten med å utelate dette er å redusere vekt ved eliminering av assosiert mekanikk, aktuatorer og signalkabler. Muligheten for å bygge en flyvedyktig (kontrollerbar) drone uten balanseror synes å være tilstede: «Not all rc airplane controls include ailerons, in fact the majority of 3 channel radio control airplanes use rudder instead.» [11] Da vårt system ikke har behov for spesielt presis manøvreringskontroll (i strak motsetning til akrobatfly), men heller søker å begrense vekt i størst mulig grad for å forlenge tilgjengelig flytid, vil slike forenklinger kunne spille en gunstig rolle. Vi velger derfor å kun gå videre med konsept 12; seilfly uten flaps.

**A4:** Konsept 17 og 18 har begge deltavinger, hvor propellene er plassert på samme sted. Den vesentlige forskjellen er antall propeller, hvor konsept nummer 17 har tre propellpar, mens 18 har tre enslige propeller. Dette gir forskjellige rotasjonsforutsetninger. Det er mer utfordrende å kontrollere spinn ved odde antall propeller, siden dette krever forskjellig størrelse på noen av propellene. Dette må videre tas hensyn til med tanke på balansering av dronen under letting og landing, og motorpådraget for de ulike propellene må derfor differensieres i henhold til dette. Vi ser på denne kompleksiteten som ugunstig, og velger derfor å ekskludere konsept 18 fra samlingen av aktuelle konseptalternativer.

## 3.4 Andre seleksjonsrunde

Vi vil her presentere en pugh-matrise som viser totalscore for samtlige konsepter i henhold til vår vurdering av kriteriene (jf. [2.1](#)) og deres respektive vektning (jf. [2.2](#)).

Tabell 87 - Pugh-matrise for andre seleksjonsrunde

Kriterium	Vekting	Konsepter															
		4		7		8		12		15		17		21		22	
		Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score
1	20 %	5	1,00	2	0,4	3	0,6	5	1	3	0,6	3	0,6	4	0,8	3	0,6
2	15 %	4	0,60	4	0,6	4	0,6	5	0,75	3	0,45	2	0,3	2	0,3	3	0,45
3	10 %	2	0,20	3	0,3	3	0,3	2	0,2	3	0,3	3	0,3	3	0,3	3	0,3
4	10 %	2	0,20	3	0,3	3	0,3	2	0,2	3	0,3	3	0,3	3	0,3	3	0,3
5	12 %	4	0,48	4	0,48	3	0,36	3	0,36	3	0,36	4	0,48	4	0,48	3	0,36
6	9 %	2	0,18	3	0,27	3	0,27	1	0,09	3	0,27	4	0,36	3	0,27	3	0,27
7	6 %	4	0,24	4	0,24	4	0,24	4	0,24	3	0,18	4	0,24	2	0,12	2	0,12
8	6 %	2	0,12	1	0,06	2	0,12	2	0,12	3	0,18	4	0,24	4	0,24	3	0,18
9	4 %	5	0,20	5	0,2	3	0,12	1	0,04	3	0,12	3	0,12	3	0,12	4	0,16
10	2 %	3	0,06	3	0,06	3	0,06	3	0,06	3	0,06	3	0,06	4	0,08	4	0,08
11	6 %	5	0,30	4	0,24	4	0,24	4	0,24	3	0,18	3	0,18	4	0,24	3	0,18
Sum:	100 %		3,58		3,15		3,21		3,3		3		3,18		3,25		3

## 4. Diskusjon

Resultatene i dette teknologidokumentet baserer seg på prosjektgruppas tolkning og formuleringsevne i forhold til hva som er relevante utvelgelseskriterier, og en fornuftig vektning av disse. Med dette som grunnlag er det blitt gjort en vurdering av konseptalternativene.

Vår kompetanse innen identifisering og formulering av hensiktsmessige kriterier, og tolkningen av disse, er begrenset siden vi verken har omfattende teorikunnskap om emnet, eller erfaring med denne type arbeid. Følgelig må vi anta at det er relativt stor risiko for at disse vurderingene ikke nødvendigvis er optimale, og vil dermed utgjøre «feilkilder» i forhold til beslutningsgrunnlaget og den konklusjonen som fattes fra dette.

Konklusjonen som trekkes i dette dokumentet er studentgruppas beslutning, men konseptvalget som skal ligge til grunn for det videre designarbeidet vil likevel være avhengig av hva oppdragsgiver avgjør, da det er han som har siste ordet i denne avgjørelsen.

## 5. Konklusjon

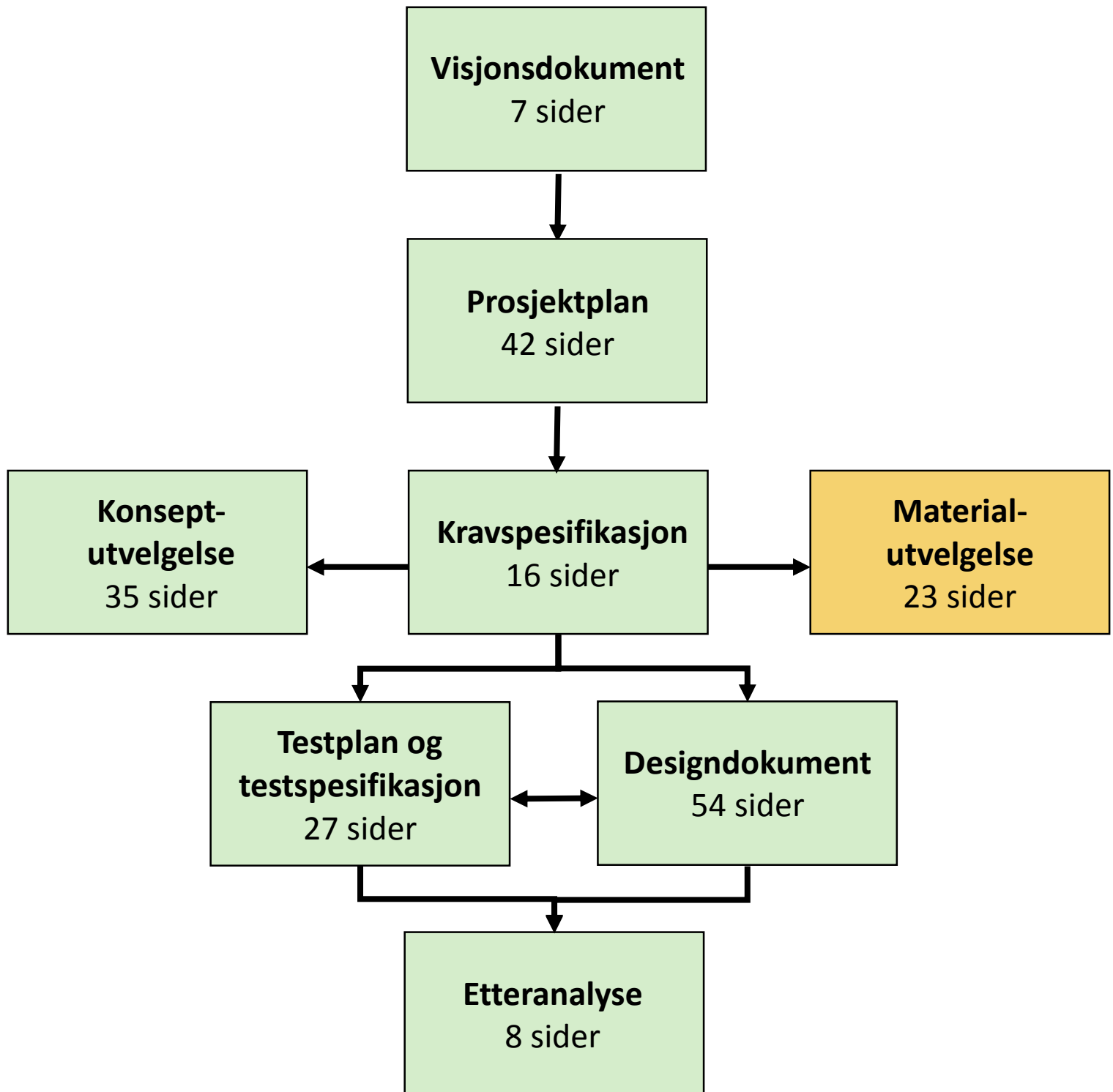
Fra resultatene ser vi at største konsept score tilfaller konsept nummer 4:

Tabell 88 - Vinnerkonseptet

<b>Konsept: 4</b>	<b>Inspirasjon:</b>	<a href="https://www.sensefly.com/drones/ebec.html">https://www.sensefly.com/drones/ebec.html</a>
<b>Egenskaper:</b>		<b>Figur:</b>
<b>Skrog/vingetype</b>	Delta-vinge (avtakbare)	
<b>Flytid (energigjerrighet)</b>	Lang	
<b>Lette/Lande-system</b>	Kast og gli	
<b>Propeller:</b>		
Antall	1	
Funksjonalitet	Fremdrift	
Plassering	Bak	
<b>Beskrivelse:</b>		
Dronen vil ikke kunne ta av med egen motorkraft. Dronen kastes ut for å ta av og landes ved å gli mot underlaget. Dette stiller betraktelige større krav til lande- og lettelokasjon.		

### Referanser

1. Teori om konseptseleksjon fra:  
<http://www.me.umn.edu/courses/me4054/lecnotes/LecSpring2012/4Th-ConceptSelection.pdf> (Hentet: 18.02.2015)
2. Nyheim A. *Aerodynamikk*. 1 utgave. Universitetsforlaget 1998.
3. Gjevik B. *Innføring i fluidmekanikk – Forelesning og øvelser I MPTF-2200*. Utgave: HiBu Våren 2014. Matematisk institutt, Universitetet i Oslo.
4. [http://www.rcheliwiki.com/Power\\_to\\_weight\\_ratio](http://www.rcheliwiki.com/Power_to_weight_ratio) (Hentet: 23.02.2015)
5. <http://robotics.stackexchange.com/questions/554/quadcopter-lipo-battery-weight-capacity-trade-off> (Hentet: 23.02.2015)
6. <http://www.goodluckbuy.com/ge-power-5200mah-11-1v-30c-li-po-battery-pack-for-rc-model.html> (Hentet: 23.02.2015)
7. <http://en.wikipedia.org/wiki/Helium#Flight> (Hentet: 25.02.2015).
8. <http://www.rc-zeppelin.com/pdf/3%20or%203.5%20m%20INDOOR%20RC%20BLIMP.pdf> (Hentet: 25.02.2015)
9. <http://www.dotmar.com.au/density.html> (Hentet: 25.02.2015)
10. [http://www.festo.com/net/SupportPortal/Files/46270/Brosch\\_SmartBird\\_en\\_8s\\_RZ\\_110311\\_lo.pdf](http://www.festo.com/net/SupportPortal/Files/46270/Brosch_SmartBird_en_8s_RZ_110311_lo.pdf) (Hentet: 25.02.2015)
11. <http://www.rc-airplane-world.com/rc-airplane-controls.html> (Hentet: 04.03.2015)





# KONGSBERG

## AERODYNAMIC DRONE

### Teknologidokument for materialvalg v2.0

<b>OPPDRAAGSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT- HISTORIKK</b>	<b>VERSJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT- EIER</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	2.0	13.05.2015	AA	BA	23



## Innhold

<b>Tabelliste</b> .....	<b>2</b>
<b>Initialer og forkortelser</b> .....	<b>4</b>
<b>Dokumenthistorie</b> .....	<b>5</b>
<b>Relaterte dokumenter</b> .....	<b>5</b>
<b>1. Introduksjon</b> .....	<b>5</b>
<b>2. Metode</b> .....	<b>6</b>
2.1 Bakgrunn for utvelgelseskriterier .....	6
2.2 Sikkerhetsfaktor .....	7
2.3 Utvelgelseskriterier .....	7
2.3.1 Styrke .....	7
2.3.2 Utmatting .....	9
2.3.3 Overflateruhet .....	9
2.3.4 Tilvirkningsgrad .....	10
2.3.5 Tetthet .....	10
2.3.6 Hardhet .....	10
2.3.7 Pris .....	11
2.3.8 Tilgjengelighet .....	11
2.4 Vekting og rangering .....	11
2.5 Materialbeskrivelser .....	13
<b>3. Resultater</b> .....	<b>19</b>
3.1 Første seleksjonsrunde .....	19
3.2 Andre seleksjonsrunde .....	20
<b>4. Diskusjon</b> .....	<b>20</b>
<b>5. Konklusjon</b> .....	<b>21</b>
<b>Referanser</b> .....	<b>22</b>

## Tabelliste

Tabell 1 – Initialer for gruppemedlemmer .....	4
Tabell 2 - Tekniske forkortelser .....	4
Tabell 3 - Dokumenthistorie .....	5
Tabell 4 - Kriterium med vekting .....	12
Tabell 5 - Rang .....	12
Tabell 6 - 7075 Aluminium [9] .....	13
Tabell 7 – Glassfiber [11] .....	14

Tabell 8 – Karbonfiber [11] .....	15
Tabell 9 – Aramidfiber [11] .....	15
Tabell 10 – Stål AISI 301 [9] .....	16
Tabell 11 - Titan Ti-5Al-2.5Sn [9] .....	16
Tabell 12 – Isopor (EPS) [20] .....	17
Tabell 13 – MDF [23] .....	17
Tabell 14 – ABS [27] .....	18
Tabell 15 - Første seleksjonsrunde .....	19
Tabell 16 - Andre seleksjonsrunde .....	20
Tabell 17 - Vinnermaterialet .....	21

### Initialer og forkortelser

Tabell 89 – Initialer for gruppemedlemmer

Navn	Initialer
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Tord Kaasa	TK
Martin Støren	MS

Tabell 90 - Tekniske forkortelser

Navn	Forkortelser
Medium Density Fiberboard	MDF
Acrylonitrile Butadiene Styrene	ABS
Expanded Polystyrene	EPS

## Dokumenthistorie

Tabell 91 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse
1.0	26.04.2015	Alle	BA	Opprettelse og ferdigstilling av dokument
2.0	13.05.2015	BA	AA	Endret innhold under «Relaterte dokumenter»

## Relaterte dokumenter

Liste over relaterte og refererte dokumenter:

- Kravspesifikasjon v3.0
- Konseptutvelgelse v1.0

## 1. Introduksjon

Dette dokumentet skal beskrive utvelgelsesprosessen for hvilke materialer som skal bli benyttet i tilknytting til produksjonen av dronen. Formålet er å identifisere de kandidater som er best egnet for å møte oppdragsgivers krav og forventninger blant et utvalg av aktuelle materialer.

Vi har valgt å kun fokusere på ett material for hele droneskroget, og ikke velge forskjellige for hver del, f.eks. vinge, klaffer, propeller osv. Derfor vil vi forsøke å velge ut et som er både tilstrekkelig og mest mulig gunstig for samtlige komponenter. Årsaken til at vi har valgt å benytte oss av kun ett material er av hensyn til begrensede tidsressurser (med bakgrunn i bemanningsrelaterte utfordringer) i forbindelse med dette dokumentet.

Utvelgelsesarbeidet involverer først å utarbeide relevante vurderingskriterier og deres relative vektning. Disse bestemmes ut fra kravspesifikasjonen. Deretter vil vi gjennomføre en litteraturstudie som legger grunnlaget for utvalget av materialkandidater. Den systematiske utvelgelsesprosessen skal skje ved hjelp av en «Pugh-matrise». I forkant gjennomføres imidlertid også en eliminasjonsrunde med identifisering og fjerning av de kandidater som må vurderes som uaktuelle av ulike årsaker.

## 2. Metode

Mekaniske materialegenskaper vil danne hovedgrunnlaget for utvelgelseskriteriene som presenteres i dette kapitlet. Argumentasjonen for dette gjengis i påfølgende underkapitler. I tillegg inkluderes begrensninger som pris og tilgjengelighet.

### 2.1 Bakgrunn for utvelgelseskriterier

Produktet skal lages for å operere i et miljø der fall og krasj er mulige scenarier. Under flyving blir produktet også utsatt for ulike aerodynamiske krefter som vibrasjoner, luftmotstand etc. Å velge riktig material til dronen er dermed en viktig faktor for at dronen skal kunne tilfredsstille kravene som er satt.

Det er mange faktorer som påvirker materialvalget. Blant faktorene er vekt den aller viktigste egenskapen. Lav vekt er ønskelig for å oppnå lang flytid. Med utgangspunkt i den aerodynamiske formelen for løftkraft, ser man at økt vekt vil føre til en økning av «dynamisk trykk»,  $q$ , som kreves for å generere tilstrekkelig løft. Økt vekt vil derfor føre til en økning av dronens «stallfart»,  $v_s$ ; altså den minste farten dronen må ha for å holde seg flyvende. Økningen av stallfarten vil dermed virke inn på dronens marsjfart, som igjen vil føre til et større energiforbruk.

$$L = C_L \cdot q \cdot S = C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S$$

$$L = W \Rightarrow v = v_s$$

Dermed vil stallfarten kunne uttrykkes ved:

$$v_s = \sqrt{\frac{2W}{C_L \rho S}}$$

I konseptutvelgelsen kapittel 2.3.1, utledet vi en forenklet formel for flytid:

$$t = \frac{E}{P} = \frac{C_L \cdot S \cdot E}{C_D \cdot m \cdot A \cdot g \cdot v}$$

Med bakgrunn i disse formlene ser vi at ønsket material må være så lett som mulig, og samtidig sterkt nok til å tåle de støt og påkjenninger dronen vil møte på under drift. Dermed er kombinasjonen av høy styrke og lav egenvekt ønskelig.

### 2.2 Sikkerhetsfaktor

Sikkerhetsfaktor er et viktig moment under designprosessen. Dette skal sørge for at produktet som lages tåler uventede belastninger uten at materialet går i flyt (materialet gir etter når spenningene blir for store), eller at det oppstår bruddskader. Vanlig sikkerhetsfaktor på flygende farkoster er 1.2 – 3.0, avhengig av størrelse og bruksområde. Dette er lavere enn det som er vanlig for mange andre produkter (eksempelvis statiske produkter) fordi det kreves et strengt kompromiss mellom vekt og sikkerhetsmargin for å gjøre farkoster flyvedyktige. Det er derfor viktig å gjennomføre hyppige og grundige kontroller i forkant av hver driftssyklus. [1]

Vi velger å benytte en sikkerhetsfaktor på 1,5 for de materialer som har en styrkeangivelse basert på flytegrense, og 2 for de basert på fasthetsgrense. Dette er i henhold til, dog en forenkling av, de konvensjoner som er gitt for flyindustrien. [1]

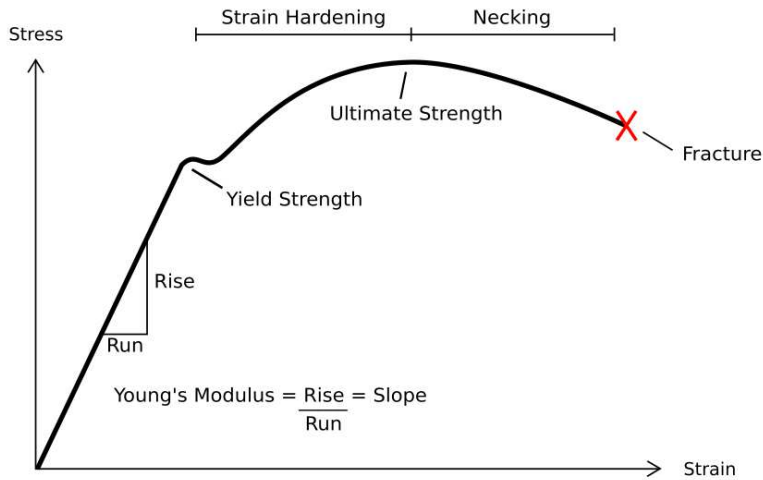
### 2.3 Utvelgelseskriterier

Som tidligere nevnt vil det utføres en Pugh-matrise i forbindelse med valg av materiale. For å kunne benytte seg av en slik utvelgelsesstrategi, må det defineres hvile kriterier som er viktig i denne sammenhengen. Nedenfor er det beskrevet et spekter av utvelgelseskriterier som vurderes å omfatte de mest essensielle systemkravene. Disse er formulert som følger:

---

#### 2.3.1 Styrke

Styrke er definert som materialets evne til å motstå en påført kraft uten at materialet blir skadet, plastisk deformert eller at det oppstår brudd. Altså vil materialer med høyere styrke kunne motstå høyere påsatte krefter. Kreftene som motstås forplanter seg i materialet som interne spenninger og forårsaker tøyning. Derfor er det vanlig å betrakte styrke som forholdet mellom spenning og tøyning, med en såkalt «spennings-tøyningskurve». [2]



**Figur 1: Spenning-tøyningskurve [3]**

Da det generelle begrepet *styrke* også er avhengig av faktorer som geometri, bruker ingeniører kun angivelser som er uavhengig av dimensjoner når man refererer til materialstyrke. Dette innebærer at styrke blir oppgitt i *flytegrense* (yield strenght), *fasthetsgrense* (ultimate tensile strenght), og *utmattingsgrense* (fatigue limit).

*Flytegrense* er et mål på hvor store spenninger materialet kan bli utsatt for før plastisk deformasjon opptrer. Når lokale indre spenningene overgår flytegrensen vil materialet bli varig deformert i disse områdene.

*Fasthetsgrense* er et mål på hvor store spenninger et gitt material må bli utsatt for før «necking», altså innsnevring og eventuelt brudd, opptrer. Overstiges fasthetsgrensen er materialet i prinsippet ødelagt, selv om det ikke har gått til brudd. Dette skyldes at innsnevring drives av fraktureringer, altså sprekkdannelse i materialet.

*Utmattingsgrense* gir en indikasjon på materialets tåleevne for *sykliske spenninger*, altså varierende grad av indre spenning. Jamfør kapittel 2.3.2. [2]

### 2.3.2 Utmatting

Utmatting er dannelse og vekst av sprekker, og forårsakes av vekslende strekkspenninger. Prosessen starter med dannelse av mikrosprekker. Disse oppstår ved spenninger som er under materialets flytegrense, men over utmattingsgrensen. Sprekkene vokser på tvers av lastretningen. Den raskeste veksten opptrer der det er høye spenninger lokalt, eller der det eksisterer defekter, som for eksempel en overflateskade.

Materialets motstand mot utmattelsesbrudd blir testet og oppført i en S/N-kurve, der de opptredende spenningenes amplitude plottes mot antall sykluser. Kurven vil da vise materialets antatte levetid for en gitt spenningsamplitude. De fleste materialer har en definert *utmattingsgrense*; altså en nedre spenningsgrense for når mikrosprekker vil utvikles. Dette gjelder imidlertid ikke for komposittmaterialer. Deres feilmekanisme er mer kompleks, og følger av anisotropi (egenskaper avhengig av fiberretning). I kompositter vil utmattingen utarte seg ved generell svekkelse, i stedet for ren sprekkvekst. [4]

---

### 2.3.3 Overflateruhet

Overflateruhet er en betegnelse for hvor glatt en overflate er. En glatt overflate blir mindre utsatt for at fuktighet og støv fester seg. Når luftstrømmer passerer flykroppen virker det en friksjonskraft mellom kroppen og lufta, ofte omtalt «skin friction». Overflateruhet bidrar til større grensesjikt, og følgelig økt friksjon. Denne friksjonen bidrar til å øke luftmotstanden og er en del av det som betegnes ved termen «parasittmotstand». [5]



### 2.3.4 Tilvirkningsgrad

Formbarhet er en av de viktigste faktorene i vårt prosjekt, da det må tas i betraktning at egenskapene til flykroppen er følsom for små nyanser. Følgelig må utvalgt material ha god formbarhet.

Formbarhet for de respektive materialene vil være avhengig av type tilvirkningsteknikk som benyttes. For kompositter innebærer dette å laminere epoksy over fibre, og gjenta denne prosessen til ønsket tykkelse. Her vil det kreves at man har en støpt form som utgangspunkt, da dette er en lagvis tilvirkningsmetodikk. For de fleste andre materialene vil det kreves maskinering, noe som vil være en enklere tilvirkningsmetode, da man senere lett kan pusse den formen man ønsker. En kompositt kan ikke pusses etter at fibrene er lagt og laminert.

---

### 2.3.5 Tetthet

Tetthet er definert som masse per volumenhet ( $\rho = \frac{m}{V}$ ). Lav tetthet er ønskelig fordi vekten i forhold til volumet vil være liten, og lavest mulig vekt er formålstjenlig med tanke på flytid. Det er dermed ønskelig med lavest mulig tetthet, kombinert med god styrke.

---

### 2.3.6 Hardhet

Hardhet er en overflateegenskap som beskriver motstand mot inntrykk eller riper, og følgelig hvor slitasjebestandig et material er. Denne egenskapen kan forbedres med ulike tilvirkningsmetoder (avhengig av materialtype). Det finnes flere metoder å teste hardhet på.

Vi har valgt å benytte oss av *Brinell*-metoden som referanse, der hardhet er gitt ved:

$$\text{BHN} = \frac{2F'}{\pi D(D - \sqrt{D^2 - d^2})}$$

Her er  $F$  = anvendt last (kgf, «kilogram force»),  $D$  = diameter av selve kulen (mm) som fortrenger seg inn i materialet og  $d$  = diameter av avtrykket (mm) [6]. I de tilfeller der databladene angir hardhet med ulike måleenheter, vil vi konvertere disse til BHN (Brinell Hardness Number), ved hjelp av referanse nr. 7.

### 2.3.7 Pris

Pris er en viktig faktor å ta hensyn til når vi skal velge et material. Budsjettet vårt er svært begrenset, det betyr at materialet som velges ikke skal være for dyrt.

Ved nøyere undersøkelse oppdaget vi at det var vanskelig å sammenligne prisen til de ulike materialene direkte. De fleste prisene var oppgitt per enhet (f.eks. per plate), derfor ble vi nødt til å regne om til kr/kg for å kunne sammenligne prisene. Dette er en feilkilde da noen av materialene ikke var priset i NOK, og på grunn av kursendringer vil disse prisene variere. Dette har vi ikke tatt i betraktning når vi har regnet ut prisene.

---

### 2.3.8 Tilgjengelighet

Materialtilgjengelighet er spesielt viktig for dette prosjektet, da vi har begrenset med tid og tilgang til ressurser. Det vil si at vi må få tak i materialer i nærmeste marked uten å måtte spesialbestille noe. Dette vil spare oss for mye tid samtidig være en sikrere måte, siden bestillinger fra utlandet ofte kan være feil grunnet mangelfull informasjon eller bilder, eller bli ødelagt under transport.

## 2.4 Vekting og rangering

Samlingen av kriterier gis en prosentvis vekting, basert på vår vurdering av i hvilken grad hver faktor skal påvirke materialvalget. Dette er gjort med henblikk til de prioriteringer som er gitt av oppdragsgiver gjennom visjonsdokument og kravspesifikasjon. Videre vil utvalget av materialene rangeres innbyrdes på en skala fra 1 til 5 poeng for hvert kriterium. [8]

Enkelte av kriteriene som ble presentert i forrige delkapittel inngår ikke i vurderingsgrunnlaget. Begrunnelsen for utlukning av seleksjonskriterier er som følger:

1. Tetthet inngår i styrke/vekt-forholdet, og er dermed unødvendig som selvstendig vurderingskriterium.
2. Vi fant ikke pålitelig kildedata om overflateruhet og hardhet for de ulike materialene. Dermed kan vi ikke gjøre vurdering basert på disse egenskapene.

Vi ser dermed at de manglende kriteriene under punkt 2 vil kunne utgjøre feilkilder, i den forstand at vurderingsgrunnlaget blir mindre grundig.

Tabell 92 - Kriterium med vektning

Kriterium	Vekting (%)
Styrke/vekt-forhold	25
Pris/kg	23
Tilvirkningsgrad	20
Tilgjengelighet	17
Utmattingsbestandighet	15
100%	

Tabell 93 - Rang

Relativ ytelse	Rang
Mye dårligere enn referansen	1
Dårligere enn referansen	2
Like god som referansen	3
Bedre enn referansen	4
Mye bedre enn referansen	5

### 2.5 Materialbeskrivelser

Vi vil under dette delkapitlet beskrive de materialene vi anser som relevante for vårt droneskrog, og velger å kun fokusere på materialer som vanligvis benyttes til modellfly og lettvektstransportmidler som sportsbiler, båter og ulike luftfartøy.

#### 7075 Aluminium

På grunn av høy sink-andel i denne legeringen, er 7075 aluminium en av de hardeste og sterkeste legeringene. Legeringen har god formbarhet når den er glødet (lett å varmebearbeide). Materialet er også svært motstandsdyktig mot korrosjon. Det blir mye brukt i transportindustri der høyt styrke/vekt-forhold er avgjørende. 7075 Al er en av de dyreste blant aluminiumlegeringene. [9]

Tabell 94 - 7075 Aluminium [9]

7075 aluminium	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	2,81
Flytegrense	$MPa$	482
Fasthetsgrense	$MPa$	572
E-modul	$MPa$	71,7
Styrke/vekt	$kNm/kg$	172
Hardhet	Brinell	150
Utmattingsgrense	$MPa$	159
Pris	$Kr/kg$	N/A

### Glassfiber

«Glassfiber» er et plastkomposittprodukt, med glassfiber som armering. Materialets lave tetthet og høye styrke gjør det veldig attraktivt til bruk i båt-, bil- og flydeler. Det er mindre sprøtt enn karbonfiber, og råmaterialene til glassfiber er billigere enn de til karbonfiber. [10] Vektforholdet mellom matrise og fiber er 70%/30% [2].

Tabell 95 – Glassfiber [11]

Glassfiber (E-glass)	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	1,9
Flytegrense	$MPa$	N/A
Fasthetsgrense	$MPa$	440
E-modul	$MPa$	25000
Styrke/vekt	$kNm/kg$	232
Hardhet	Brinell	N/A
Pris	$Kr/kg$	183 [12,13,14]

### Karbonfiber

Karbonfiber har ekstrem god styrke i forhold til vekt, og utkonkurrerer derfor mange lettmetaller og legeringer. Materialet har bruksområder innen luftfart, biler, båter og hobby-modellfly hvor det kreves høy styrke kombinert med lav vekt. [15]

Styrken til karbonfiber er spesielt høy i fiberretningen (ved  $0^\circ$ ). Det finnes også karbonfiber med samme styrke for  $0^\circ$  og  $90^\circ$ , men styrken er mindre sammenlignet med enveisfiber. Vi har valgt å se på materialet med fiber i begge retninger da dette gjør materialet mer isotropisk (lik egenskap i alle retninger). Karbonfiber har også en høy formbarhet. Karbonfiber har ikke definert utmattingsgrense. [2]

Vektforholdet mellom matrise og fiber er 70%/30% [2].

Tabell 96 – Karbonfiber [11]

Karbonfiber epoksy	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	1,6
Flytegrense	$MPa$	N/A
Fasthetsgrense	$MPa$	600
E-modul	$MPa$	85000
Styrke/vekt	$kNm/kg$	375
Hardhet	<i>Brinell</i>	N/A
Utmattingsgrense	$MPa$	N/A
Pris	$Kr/kg$	882 [12,13,16]

### Aramidfiber

Aramidfiber (Kevlar) er et komposittmateriale som blir benyttet til mange ulike produkter som militærutstyr, båter og sko. Kevlar har høyt styrke/vekt-forhold, og er populær i miljø der lav vekt og høy styrke er vesentlig. Materialet har imidlertid dårlig styrke ved høy temperatur [17].

Vektforholdet mellom matrise og fiber er 70%/30% [2].

Tabell 97 – Aramidfiber [11]

Aramidfiber	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	1,4
Flytegrense	$MPa$	N/A
Fasthetsgrense	$MPa$	480
E-modul	$MPa$	30000
Styrke/vekt	$kNm/kg$	342
Hardhet	<i>Brinell</i>	N/A
Utmattingsgrense	$MPa$	N/A
Pris	$Kr/kg$	387 [12,13,18]

### Stål AISI 301

AISI 301 er en austenittisk (blanding av rent jern og karbon) rustfritt stål med relativt god styrke og duktilitet. Denne legeringen har god maskinbarhet i romtemperatur (kaldbearbeiding). Den har lav korrosjonsbestandighet (sammenlignet med for eksempel AISI 302), og er lite egnet til varmebehandling. [9]

Tabell 98 - Stål AISI 301 [9]

Rustfritt stål AISI 301	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	8
Flytegrense	$MPa$	240
Fasthetsgrense	$MPa$	620
E-modul	$MPa$	193000
Styrke/vekt	$kNm/kg$	70-175
Hardhet	Brinell	160
Utmattingsgrense	$MPa$	240
Pris	$Kr/kg$	N/A

### Titan Ti-5Al-2.5Sn

Ti-5Al-2.5Sn (grad 6) har gode styrke, temperaturbestandighet, sveisbarhet og korrosjonsbestandighet. Denne legering brukes i flyskrog og jet-motorer der stabilitet i høy temperatur er viktig. [19]

Tabell 99 - Titan Ti-5Al-2.5Sn [9]

Titan Ti-5Al-2.5Sn	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	4,48
Flytegrense	$MPa$	827
Fasthetsgrense	$MPa$	861
E-modul	$MPa$	110-125
Styrke/vekt	$kNm/kg$	184
Hardhet	Brinell	320
Utmattingsgrense	$MPa$	290-530
Pris	$Kr/kg$	N/A

### Isopor (EPS)

Isopor er porøs polystyren, som ofte brukes til isolering. Produktet finnes i flere grader av tetthet, og styrke avhengig av produksjonsmetodikken. Generelt har produktet god styrke i forhold til vekt, med veldig rimelig pris. [20]

Tabell 100 – Isopor (EPS) [20]

EPS	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	0,016-0,64
Flytegrense	$MPa$	N/A
Fasthetsgrense	$MPa$	46-60
E-modul	$MPa$	3000-6000
Styrke/vekt	$kNm/kg$	94
Hardhet	Brinell	N/A
Utmattingsgrense	$MPa$	N/A
Pris	$Kr/kg$	50 [21]

### MDF (Medium Density Fiberboard)

MDF er et konstruert treprodukt som er laget ved å bryte ned trefiber og kombinere det med voks og lim. Platene produseres ved bruk av høy temperatur og trykk. MDF er generelt tettere enn kryssfinér, samt sterkere og mye tettere enn sponplater. Fordelen med MDF, i tillegg til styrken, er at den kan omformes og males lettere enn vanlig tre. Men det kan brytes ned når det er mettet med vann. Materialet kan også være helsefarlig da det inneholder kreftfremkallende stoffer. [22]

Tabell 101 – MDF [23]

MDF	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	0,75
Flytegrense	$MPa$	N/A
Fasthetsgrense	$MPa$	18
E-modul	$MPa$	4000
Styrke/vekt	$kNm/kg$	24
Hardhet	Brinell	N/A
Utmattingsgrense	$MPa$	N/A
Pris	$Kr/kg$	7 [24]



### ABS

Acrylonitrile Butadiene Styrene (ABS) er en termoplastpolymer med god slagfasthet. Det er dermed et godt egnet material for støt [25]. I likhet med mange av de andre materialene, finnes det mange varianter av ABS med forskjellig styrke og tetthet.

Tabell 102 – ABS [27]

ABS	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	1,06-1,08
Flytegrense	$MPa$	N/A
Fasthetsgrense	$MPa$	41-60
E-modul	$MPa$	2275-2900
Styrke/vekt	$kNm/kg$	38-55
Hardhet	<i>Brinell</i>	N/A
Utmattingsgrense	$MPa$	11-22
Pris	$Kr/kg$	644 [26]

### 3. Resultater

Materialutvelgelsen vil skje i to seleksjonsrunder. Første runde har til hensikt å eliminere de alternativer som må anses som uaktuelle utfra bestemte årsaker. Ved andre seleksjonsrunde vil det benyttes en Pugh-matrise der aktuelle alternativer sammenlignes opp mot en referanse, ved hjelp av de ulike vurderingskriteriene og innbyrdes vektning av disse.

#### 3.1 Første seleksjonsrunde

Materialer som ikke går gjennom første seleksjonsrunde oppfyller ikke «minimumskrav» til enkelte av kriteriene, f.eks. i forhold til pris og tilgjengelighet. Denne utlukingen er gjengitt nedenfor:

**Tabell 103 - Første seleksjonsrunde**

Materialer	Aktuelle kandidater
7075 aluminium	NEI
Glassfiber Epoksy	JA
Karbonfiber Epoksy	JA
Aramidfiber	JA
Stål	NEI
Titan Ti-5Al-2.5Sn	NEI
Isopor (EPS)	JA
MDF	NEI
ABS	JA

7075 aluminium og titan Ti-5Al-2.5Sn er veldig dyre legeringer og vanskelig å få tak i. Med gruppas begrensede budsjett vil slike materialer sprengte de økonomiske rammene. Formbarheten til aluminium er god, men den må glødes og maskineres. Stål har veldig lavt styrke/vekt-forhold. Dette betyr at vekta til dronen vil bli høy. Det vil for disse materialalternativene være urealistisk for gruppa å lage droneskroget uten å få betydelig hjelp fra eksterne ressurser, hvis disse legeringene skulle bli benyttet. Dette fordi prosjektgruppa verken har fasiliteter eller maskineringskompetanse lett tilgjengelig.

Selv om MDF har god formbarhet, har den tendens til å knekke ved for høy fuktighet, men samtidig krymper den ved for lav fuktighet. Dette gjør at materialet blir altfor ustabil for vårt bruk, da dronen skal kunne benyttes i alle klimaforhold.

## 3.2 Andre seleksjonsrunde

Her vil vi presentere Pugh-matrisen som ble benyttet ved den siste seleksjonsrunden. Scoren til de respektive materialene er gitt ved summen av produktet av vektning og rang for hvert kriterium. Den høyeste scoren angir altså det materialet som, etter vår vurdering, vil være best egnet for å tilfredsstille fordringene gitt av kravspesifikasjonen. [8] Oransje farge indikerer referansematerialet vårt.

Tabell 104 - Andre seleksjonsrunde

Kriterium	Vekting	Materialer									
		EPS		Epoksy-Glassfiber		Epoksy-Karbonfiber		Aramidfiber		ABS	
		Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score	Rang	Score
1. Styrke/vekt-forhold	25 %	1	0,25	2	0,5	3	0,75	2	0,5	1	0,25
2. Tilgjengelighet	23 %	3	0,69	3	0,69	3	0,69	2	0,46	3	0,69
3. Tilvirkningsgrad	20 %	2	0,40	3	0,6	3	0,6	3	0,6	5	1
4. Pris/kg	17 %	5	0,85	5	0,85	3	0,51	4	0,68	3	0,51
5. Utmattingsbestandighet	15 %	1	0,15	2	0,3	3	0,45	2	0,3	1	0,15
Sum:	100 %		2,34		2,94		3		2,54		2,6

## 4. Diskusjon

Resultatene i dette teknologidokumentet for materialvalg er dels basert på gruppas tolkning av kravspesifikasjonen, og dels på vår forståelse av tilgjengelige faktaopplysninger om ulike materialer. Dette har ledet frem til en subjektiv vurdering av hva som er relevant i dette prosjektet, samt en, etter vårt skjønn, formålstjenlig vektning av utvelgelseskriteriene. Med dette som grunnlag er vurderingen av de respektive materialene blitt gjort.

Som allerede nevnt, er resultatene basert på den bakgrunnskunnskapen vi har om materialer. Vår kompetanse innen dette er svært begrenset, da vi verken har omfattende teorikunnskap om enkelte materialer, eller erfaring med tilvirkningsteknikker relatert til disse. I tillegg har det gjennom prosessen bak dette dokumentet vært svært utfordrende å finne relevant data for de forskjellige materialene, da disse er avhengig av mange faktorer, som f.eks. temperatur, produksjonsmetode, geometri, testmetoder osv. Følgelig er det viktig å bemerke seg at det vil være stor risiko for at disse vurderingene, basert på den informasjonen som er innhentet, ikke nødvendigvis er optimale. Disse vil dermed utgjøre «feilkilder» i forbindelse med beslutningsgrunnlaget, og den konklusjonen som fattes fra dette.

### 5. Konklusjon

Fra resultatene ser vi at høyeste konsept-score tilfaller karbonfiberforsterket polymer:

Tabell 105 - Vinnermaterialet

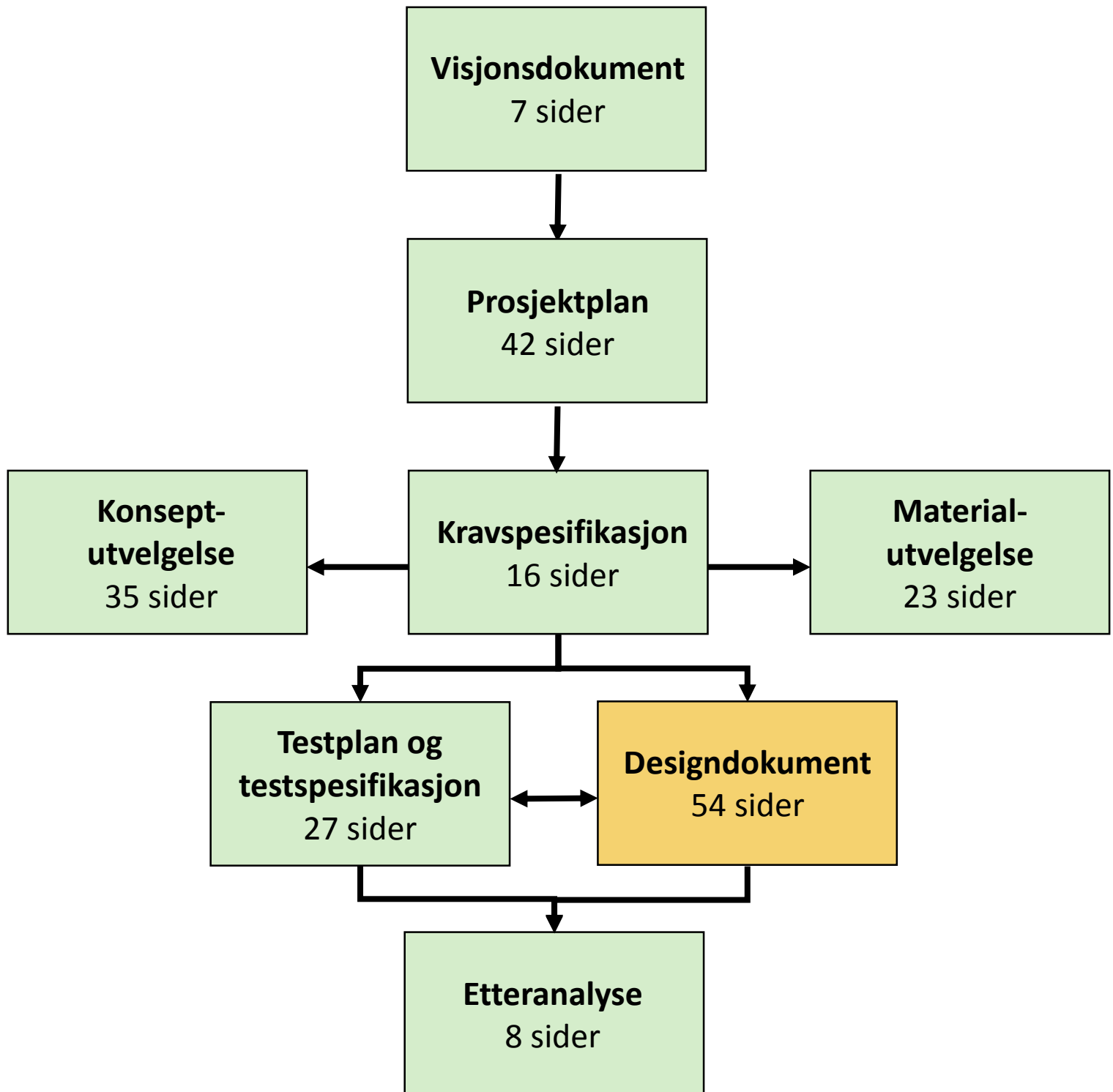


Karbonfiber epoksy	Enhet	Verdi
Tetthet	$g/cm^3$	1,6
Flytegrense	$MPa$	N/A
Fasthetsgrense	$MPa$	600
E-modul	$MPa$	85000
Styrke/vekt	$kNm/kg$	375
Hardhet	<i>Brinell</i>	N/A
Utmattingsgrense	$MPa$	N/A
Pris	$Kr/kg$	882 [12,13,16]

### Referanser

1. [http://en.wikipedia.org/wiki/Factor\\_of\\_safety](http://en.wikipedia.org/wiki/Factor_of_safety) (Hentet: 20.03.15)
2. Kalpakijan, S. og Schmid, S.R. (2010) *Manufacturing Engineering and Technology* 6. utg. Singapore: Pearson.
3. [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Stress\\_Strain\\_Ductile\\_Material.png](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Stress_Strain_Ductile_Material.png) (Hentet: 24.03.2015)
4. [http://www.oceanica.ufri.br/ocean/cursosead/materiaiscompositos/compositomaterials/l\\_fatigue.pdf](http://www.oceanica.ufri.br/ocean/cursosead/materiaiscompositos/compositomaterials/l_fatigue.pdf) (Hentet: 23.03.15)
5. Nyheim A., *Aerodynamikk*, Universitetsforlaget, 1998
6. [http://en.wikipedia.org/wiki/Brinell\\_scale](http://en.wikipedia.org/wiki/Brinell_scale) (Hentet: 23.03.2015)
7. <http://gardco.com/pages/hardness/barcol.cfm> (Hentet: 23.03.15)
8. Teori om konseptseleksjon fra:  
<http://www.me.umn.edu/courses/me4054/lecnotes/LecSpring2012/4Th-ConceptSelection.pdf> (Hentet: 18.02.2015)
9. <http://www.aerospacemetals.com/contact-aerospace-metals.html> (Hentet: 16.03.2015)
10. <http://en.wikipedia.org/wiki/Fiberglass> (Hentet: 18.02.2015)
11. <http://www.acpsales.com/upload/Mechanical-Properties-of-Carbon-Fiber-Composite-Materials.pdf> (Hentet: 16.03.2015)
12. <http://www.biltema.no/no/Bat/Kjemikalier/Polyester-og-Epoksy/Epoksysparkel-2000032989/> (Hentet: 13.04.2015)
13. <http://plastics.ulprospector.com/generics/13/c/t/epoxy-properties-processing> (Hentet: 15.04.2015)
14. <http://www.biltema.no/no/Bat/Kjemikalier/Glass--og-karbonfiber/Glassfiberrev-2000023907/> (Hentet: 15.04.2015)
15. [http://en.wikipedia.org/wiki/Carbon-fiber-reinforced\\_polymer](http://en.wikipedia.org/wiki/Carbon-fiber-reinforced_polymer) (Hentet: 18.02.2015)
16. <http://www.biltema.no/no/Bat/Kjemikalier/Glass--og-karbonfiber/Karbonfiberrev-2000023908/> (Hentet: 15.04.2015)
17. <http://en.wikipedia.org/wiki/Kevlar> (Hentet: 18.03.2015)
18. [http://www.ebay.com/itm/Kevlar-Cloth-Fabric-4-Harness-Satin-Weave-5oz-38-Width-/121606306828?pt=LH\\_DefaultDomain\\_0&hash=item1c504cfc0c](http://www.ebay.com/itm/Kevlar-Cloth-Fabric-4-Harness-Satin-Weave-5oz-38-Width-/121606306828?pt=LH_DefaultDomain_0&hash=item1c504cfc0c) (Hentet: 15.04.2015)
19. [http://en.wikipedia.org/wiki/Titanium\\_alloy](http://en.wikipedia.org/wiki/Titanium_alloy) (Hentet: 17.02.2015)
20. <http://en.wikipedia.org/wiki/Polystyrene> (Hentet: 19.02.2015)
21. <https://www.byggmax.no/isolasjon/skumplast/eps-80-p16410> (Hentet: 13.04.2015)
22. [http://en.wikipedia.org/wiki/Medium-density\\_fibreboard](http://en.wikipedia.org/wiki/Medium-density_fibreboard) (Hentet: 17.02.2015)
23. <http://www.makeitfrom.com> (Hentet: 19.03.2015)
24. <http://www.xl-byg.dk/produkter/trae-og-byggematerialer/byggeplader/mdf-plade/npi-e-1-krono-mdf-plade-16x1220x2440mm.htm> (Hentet: 15.04.2015)

25. [http://en.wikipedia.org/wiki/Acrylonitrile\\_butadiene\\_styrene#Applications](http://en.wikipedia.org/wiki/Acrylonitrile_butadiene_styrene#Applications)  
(Hentet: 18.02.2015)
26. <https://store.amtekcompany.com/products.php?product=uPrint-Plus-Model-Material-%25285-Pack%2529> (Hentet: 15.04.2015)
27. [http://en.wikipedia.org/wiki/Medium-density\\_fibreboard](http://en.wikipedia.org/wiki/Medium-density_fibreboard) (Hentet: 17.02.2015)





# KONGSBERG AERODYNAMIC DRONE

## Designrapport

<b>OPPDRA GSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT- HISTORIKK</b>	<b>VERSJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT- EIER</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	1.0	16.05.2015	BA	MS	54



## Innhold

Liste over tabeller .....	3
Liste over bilder .....	3
Relaterte dokumenter .....	5
Definisjoner og forkortelser .....	5
Dokumenthistorie .....	6
<b>1. Innledning .....</b>	<b>7</b>
1.1 Bakgrunn for dokumentet .....	7
1.2 Problemstilling .....	7
<b>2. Bakgrunnsteori .....</b>	<b>8</b>
2.1 Aerodynamiske prinsipper .....	8
2.2 Stabilitet .....	12
2.2.1 Lengdestabilitet .....	13
2.2.2 Lateral- og retningsstabilitet .....	17
2.2.3 Stabilitet og virkningsgrad .....	18
<b>3. Designbeskrivelse .....</b>	<b>19</b>
3.1 Oversikt .....	19
3.2 Detaljert beskrivelse .....	19
3.2.1 Flykropp .....	20
3.2.2 Stabilisering og kontroll .....	22
3.2.3 Vingeprofil .....	22
3.3 Brukstilfelle .....	23
<b>4. Evaluering .....</b>	<b>25</b>
4.1 Skalamodell av droneskrog .....	25
4.2 Analyse og testing av droneskrog .....	26
4.2.1 Fremgangsmåte for analyse .....	27
4.2.2 Testprosedyre for vindtunnel (1. forsøk) .....	33
4.2.3 Testprosedyre for vindtunnel (2. forsøk) .....	35
4.2.4 Iterasjon .....	36
4.3 Kritiske komponenter .....	37
4.4 Resultater .....	42
4.4.1 Verifiseringssekvens .....	42
4.4.2 Innledende analyse .....	44
4.4.3 Revidert analyse (iterasjon 1) .....	44
4.4.4 Analyse av kritiske komponenter .....	46
4.5 Diskusjon av resultater .....	48
4.5.1 Verifiseringssekvens .....	48
4.5.2 Andre runde (iterasjon 1) .....	50
4.6 Vurdering av produktet .....	50

4.7 Videreføring av oppgaven.....	51
<b>Referanser .....</b>	<b>53</b>

## Liste over tabeller

Tabell 1 - Initialer til gruppelemmer.....	5
Tabell 2 - Forkortelser for virksomheter.....	5
Tabell 3 – Tekniske forkortelser.....	5
Tabell 4 - Dokumenthistorie .....	6
Tabell 5 - Nødvendig utstyr for vindtunneltest .....	34
Tabell 6 - Målinger fra vindtunneltesting .....	42
Tabell 7 - Målinger fra analyse i SW (ABS-materiale) .....	42
Tabell 8 - Analyse av drone i full størrelse (karbonfiber).....	44
Tabell 9 - Målinger fra analyse i SW (iterasjon 1) .....	44

## Liste over bilder

Figur 1 - Løft av vinge [4] .....	8
Figur 2 - Angrepsvinkel og kordelengde [5] .....	8
Figur 3 - Laminær vs. turbulent strømning [3].....	9
Figur 4 - Løft og luftmotstand [7] .....	9
Figur 5 - Stall [8].....	10
Figur 6 - Løftekoeffisient vs. angrepsvinkel [8].....	10
Figur 7 - Flykroppen og dens rotasjonsakser [8].....	12
Figur 8 - Lengdestabilitet [11].....	13
Figur 9 - Beliggenheten til MAC/GMC [10] .....	15
Figur 10 - Dihedral vingeorientering [8] .....	17
Figur 11 – Motstand og angrepsvinkel [8] .....	17
Figur 12 - Effekt av sweep-vinkel [8].....	18
Figur 13 - KAD .....	20
Figur 14 - Komponentplassering.....	21
Figur 15 – Ror.....	22
Figur 16 - Vårt design med winglets .....	22

Figur 17 - Sekvensdiagram for letting.....	23
Figur 18 - Sekvensdiagram for landing .....	24
Figur 19 - Vårt dronedesign i SW .....	26
Figur 20 – Forsterkningsblokker for vindtunneltesting .....	26
Figur 21 - Innsetting av mål i SWFS.....	29
Figur 22 – Løftekoeffisient i SWFS .....	29
Figur 23 - Motstandskoeffisient i analyse i SWFS .....	29
Figur 24 - Resultatvalg for analyse.....	30
Figur 25 - Cut Plot for vindhastighet (SWFS) .....	30
Figur 26 - Surface Plot for trykk (SWFS).....	30
Figur 27 - Kurver i XFLR5 for ett vingeprofil.....	31
Figur 28 - Definere vinge i XFLR5 .....	32
Figur 29 - Kurver i XFLR5 for sammenligning av to vingeprofiler .....	32
Figur 30 - Festeordning i vindtunnel.....	34
Figur 31 – Nedre feste .....	34
Figur 32 – Trinsesystem for måling av luftmotstand .....	34
Figur 33 - Eksempel på S/N-kurve [21] .....	37
Figur 34 – S/N-kurve til karbonfiber [23].....	38
Figur 35 - Motorfeste med påført last og moment.....	39
Figur 36 - Cut plots for skalamodell (Henholdsvis 5, 10 og 15 m/s) .....	43
Figur 37 - Cut plots av fullstørrelsen ved 10 m/s.....	44
Figur 38 - Cut plots for fullstørrelse modell ved 10 m/s (Økt angrepsvinkel, økt vingespenn, kombinasjon).....	45
Figur 39 - Største opptredende spenning på motorfestet.....	46
Figur 40 – Levetid til motorfestet .....	46
Figur 41 - Maksimum spenning på vingestag .....	47
Figur 42 - Levetid på vingestag .....	47
Figur 43 – Grensesjikt [25].....	48

### Relaterte dokumenter

Liste over relaterte og refererte dokumenter:

- Kravspesifikasjonen v3.0
- Teknologidokument for konseptutvalgelse v1.0

### Definisjoner og forkortelser

Tabell 28 - Initialer til gruppemedlemmer

Navn:	Initialer:
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Martin Støren	MS

Tabell 29 - Forkortelser for virksomheter

Navn	Forkortelse:
Høgskolen i Buskerud og Vestfold	HBV
Kongsberg Defence Systems	KDS

Tabell 30 – Tekniske forkortelser

Navn:	Forkortelse:
Aerodynamic Center	AC
Center of Gravity	CG
Computer Aided Design	CAD
Geometric Mean Chord	GMC
Kongsberg Aerodynamic Drone	KAD
Kongsberg Defence Systems	KDS
Mean Aerodynamic Chord	MAC
Neutral Point	NP
Programvare for analyse	XFLR5
SolidWorks	SW
SolidWorks Flow Simulation	SWFS
SolidWorks Simulation	SWS

### Dokumenthistorie

Tabell 31 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse
1.0	16.05.2015	Alle	MS	Opprettelse av dokument

## 1. Innledning

### 1.1 Bakgrunn for dokumentet

Denne rapporten har til hensikt å introdusere og dokumentere vårt design for dronen. Her vil prinsipper, ideer, utviklingsprosess og vurderinger bli presentert, slik at leseren får et helhetlig bilde av hvordan vi har gått frem.

Dokumentet er rettet mot følgende målgrupper; vår oppdragsgiver, sensorer og veiledere i forbindelse med prosjektet, samt andre ingeniører og forskere som er interessert i egenskapene til produktet. Formålet med dokumentet er slik dels å fungere ledd i gruppas vurderingsgrunnlag, og dels for at andre som kommer etter oss kan få anledning til å videreutvikle designet, eller bli inspirert.

### 1.2 Problemstilling

Et av de viktigste og mest essensielle kravene gitt av oppdragsgiver er at dronen skal kunne fly lenge. De fleste droner i dag har en maksimal flytid på rundt 20 minutter [1]. Vårt mål er å utvikle et design som muliggjør minst 1 times flytid. Da dronen har som hovedoppgave å overvåke større områder, er det viktig at den har lang flytid slik at rekkevidden blir tilstrekkelig.

For å kunne tilfredsstille flytidskravet må dronen være så energigjerrig som mulig. Vekt og form spiller her en stor rolle. Når det gjelder vekt, har vi spesielt fokus på materialvalg for drone-skroget (jf. teknologidokument for materialvalg), men også andre komponenter spiller en viktig rolle, spesielt batteriet som er det tyngste. Minimering effektforbruk under flyvning fordrer dessuten en droneform som kan fly med lavest mulig luftmotstand. Vi vil påbegynne en prosess for optimalisering av design gjennom iterasjon av førsteutkastet til designet. Denne tilnærmingen er avgjørende for å kunne utnytte energien i batteriet så godt som mulig.

Å designe en drone er mye mer enn bare CAD-tegninger (dataassistert konstruksjon). Det er mange interagerende prinsipper innen fluiddynamikk som må hensyntas for å kunne designe en både flyvedyktig og energigjerrig drone, og jo større «aerodynamisk renhet» vi ønsker, desto mer komplisert blir det.

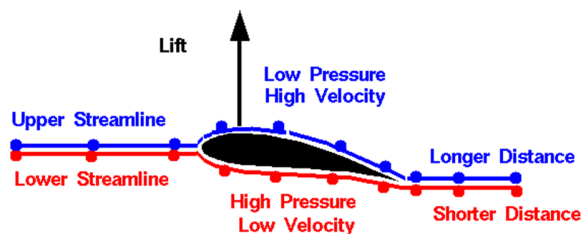
## 2. Bakgrunnsteori

Vi vil i dette kapitlet drøfte aerodynamiske prinsipper som danner viktige forutsetninger for designarbeidet. Disse prinsippene danner slik både retningslinjer og rammebetingelser som vi må forholde oss til under denne fasen av systemutviklingen.

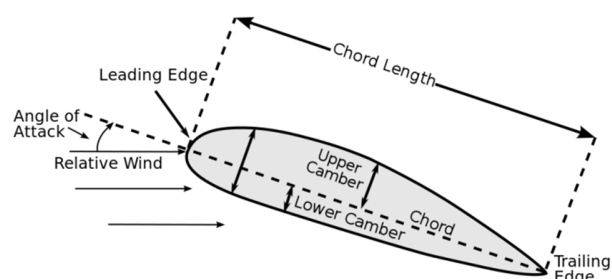
### 2.1 Aerodynamiske prinsipper

Før vi går inn i detaljene rundt relevante designmessige parameter er det noen grunnprinsipper som bør forklares. For hvordan er det egentlig vi får et legeme til å fly?

Generering av løftkraft forutsetter en spesiell utforming av vingen. Luftpartiklene som fordeler seg over og under vingen, som følge av fremdrift, vil ha forskjellig hastighet. Ved usymmetrisk «camber» (jf. figur 2) på vingeprofilen, eller positiv angrepsvinkel, vil strømningshastigheten være større på oversiden av vingen enn under. Dette fordi luftpartiklene over vingen har en lengre strekning å bevege seg enn luftpartiklene på undersiden av vingen. Dette er vesentlig fordi partiklene som ble separert foran vingen drives av en sugekraft for å møtes igjen bak vingen. Alternativt ville det dannes et tomrom imellom. Det er altså det atmosfæriske trykk som er årsaken til akselerasjonen av luftpartiklene på oversiden av aerofoilen. Fra Bernoulli's ligning<sup>5</sup> ser vi da at det skapes et undertrykk på oversiden av vingen [2,3]:



Figur 5 - Løft av vinge [4]

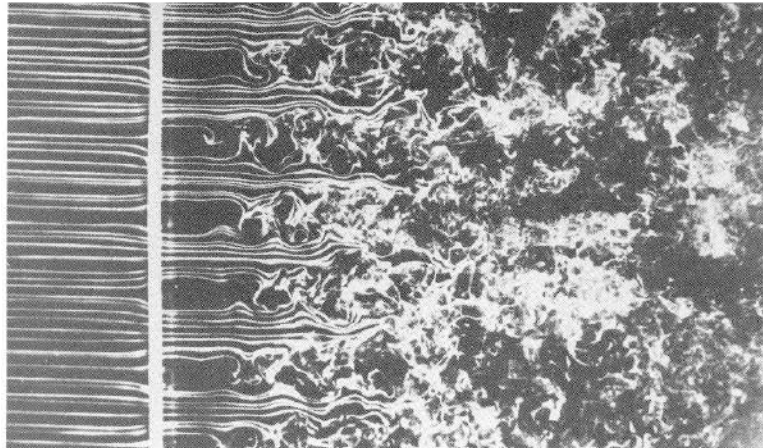


Figur 6 - Angrepsvinkel og kordelengde [5]

I tillegg til løftkraften, virker det også en annen kraft på vingen; motstandskraften, omtalt «drag» på engelsk. Både løft og drag er avhengig av projeksjonsarealet som står normalt på kraftvektoren, luftstrømhastigheten og luftas egenart. Det fluidrelaterte omfatter både luftas tetthet og strømningskarakteristikk. Sistnevnte inngår i løft- og motstandskoeffisienter, som er avhengig av både Reynoldstall, vingegeometri og angrepsvinkel ( $\alpha$ ). Reynoldstallet beskriver strømningsstilstanden til fluidet, og er slik et mål på graden av *laminær* eller *turbulent* strøm. Laminære strømmen er strømmen av fluider i parallelle «lag». Termen «lag» henviser ikke til reelle fysiske skiller, men som en illustrativ beskrivelse av væskestrømmens karakter. Poenget

<sup>5</sup>  $P_A + \frac{1}{2}\rho v_A^2 + \rho g z_A = P_B + \frac{1}{2}\rho v_B^2 + \rho g z_B$ , og da  $z_A \approx z_B$  (Flyhøyde)  $\Rightarrow P_A = P_B - \frac{1}{2}\rho(v_A^2 - v_B^2)$

er at laminær strøm henviser til at samtlige fluidpartikler har tilnærmet lik retning på deres respektive hastighetsvektorer, og at disse følgelig danner parallelle lag. Turbulente strømmer er kontrasten til laminære, hvor vi får krysstrømmer, virvler, og følgelig sideveis blanding av partikler fra ulike sjikt. Dette betegnes som en ujevn strøm.



Figur 7 - Laminær vs. turbulent strømning [3]

Vi benytter Reynoldstall for å karakterisere disse strømmene. Lave Reynoldstall (ca. 2000 og nedover) karakteriserer en laminær strøm, mens høye Reynoldstall ( $10^5$  og oppover) indikerer en turbulent strøm. Vi kan også ha en mellomfase av disse. Dette omtales ved termen *transient strømning*, og er definert ved  $2000 < Re < 10^5$ . [3]

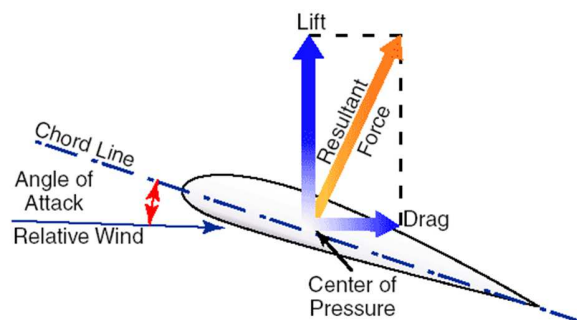
Angrepsvinkelen  $\alpha$  er vinkelen mellom korden til vingen og den relative vinden. [3,6]

Løftkraft og luftmotstand kan uttrykkes ved de respektive formlene:

$$F = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A$$

og

$$L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$



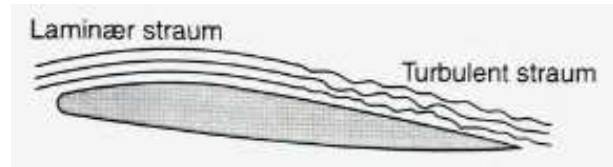
Figur 8 - Løft og luftmotstand [7]

der...  $C_D$  er motstandskoeffisienten,  $C_L$  er løftkoeffisienten,  $\rho$  er tettheten av lufta  $v$  er luftstrømmens relative hastighet i forhold til vingen,  $A$  er det største tverrsnittarealet i fartsretningen (frontareal), og  $S$  er overflatearealet til vingens vertikalprojeksjon.

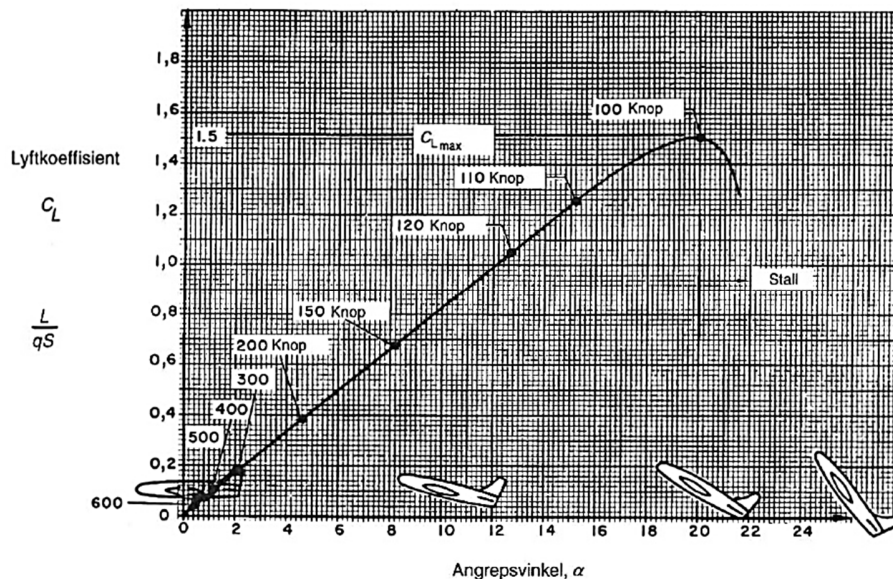


Figur 6, nedenfor, viser et eksempel på hvordan løftkoeffisienten for en vingeprofil forandrer seg med angrepsvinkelen. For en symmetrisk vingeprofil med null angrepsvinkel, vil trykket over og under vingen være det samme. Ingen trykkdifferanse betyr null løft.

Økt angrepsvinkel vil gi økt løft inntil den maksimale løftkoeffisienten,  $C_{L\text{maks}}$ . Deretter mister flyet løft, som følge av at luftstrømmen over bakre del av vingeprofilet blir turbulent. Dette fenomenet kalles «stalling». [2]



Figur 9 - Stall [8]



Figur 10 - Løftkoeffisient vs. angrepsvinkel [8]

Tilgjengelig flytid er i henhold til kravspesifikasjonen en av de aller viktigste egenskapene for dronesystemet som skal utvikles i forbindelse med dette konseptet. Dette ble følgelig vektet spesielt høyt blant kriteriene som ble benyttet under konseptutvelgelsen. Videre ble det i den tilhørende dokumentasjonen; «Teknologidokument for konseptutvelgelse», presentert og argumentert for ulike flytidsparametere, som altså vil ha en innvirkning på lengden av systemets tilgjengelige flytid. Det ble i denne forbindelse utledet forenklete matematiske relasjonsbeskrivelser av ulike parametere basert på aerodynamisk fagteori.

Vi kom her frem til at luftmotstand kan uttrykkes som:

$$F = \frac{C_D \cdot m \cdot A}{C_L \cdot S} \cdot g, \text{ der...} \quad \begin{array}{l} m \text{ er totalmassen til flyet, og} \\ g \text{ er gravitasjonskonstanten.} \end{array}$$

Vi vil med vårt design forsøke å begrense størrelsen på denne brøken, siden minst mulig motstand samsvarer med lavest mulig effektforbruk, og følgelig økt tilgjengelig flytid for en gitt medbragt energibeholdning. Vi bemerker videre at luftmotstanden avhenger av løftekraften som genereres på vingene (dog indirekte). Dette fordi begge disse størrelsene er proporsjonale med kvadratet av den relative hastigheten ( $v$ ) mellom luftstrøm og flykropp, og et tilstrekkelig løft er selvsagt nødvendig for å motvirke tyngdekraften slik at farkosten holder seg flyvende.

Det vil i denne sammenhengen dermed være et viktig poeng å kunne skape et tilstrekkelig løft ved lavest mulig luftstrømhastighet. Dette gjenspeiles også ved uttrykket som vi utledet for estimering av flytid ved en «likevektstilstand»<sup>6</sup>:

$$t = \frac{E}{P} = \frac{C_L \cdot S \cdot E}{C_D \cdot m \cdot A \cdot g \cdot v}$$

Ved designoptimalisering med hensyn på disse parameterne vil vi altså kunne tilstrebe å ivareta ytelseskravene som er fremsatt av oppdragsgiver på en målrettet måte. Det fins imidlertid også andre nødvendige egenskaper å ta hensyn til under designarbeidet, blant annet farkostens stabilitet.

---

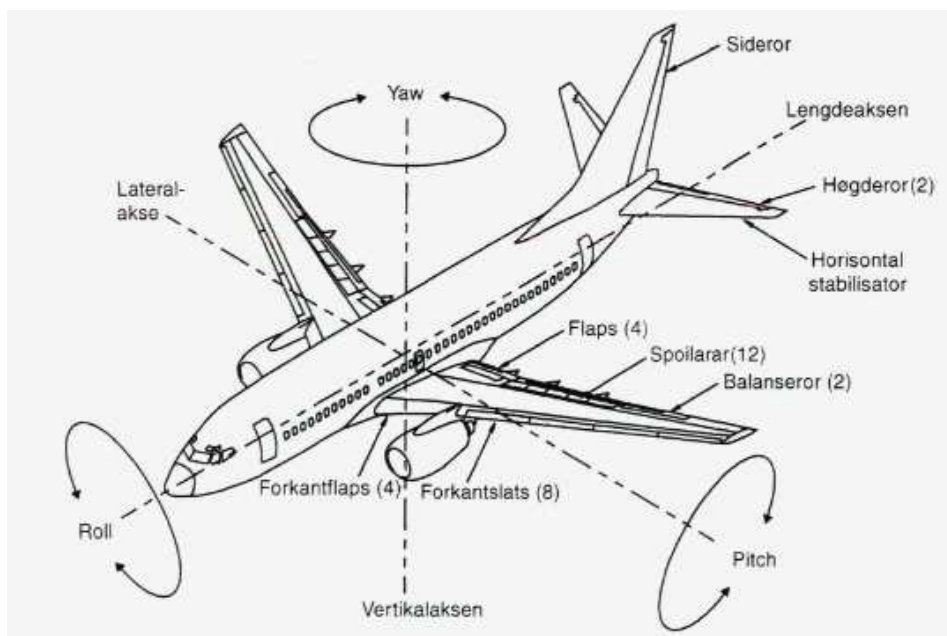
<sup>6</sup> Denne termen beskrives under påfølgende underkapittel; 2.2 stabilitet.

### 2.2 Stabilitet

I luftfart handler termen *stabilitet* om farkostens passive evne til å returnere til likevekt etter at denne er blitt forstyrret. Likevekt innebærer at både resultantkraft på, og resultantmomentet rundt tyngdepunktet til flykroppen må være lik null. Vi omtaler dette som en *trimmet tilstand*. Det er i denne sammenhengen viktig å holde rede på (og skille mellom) *statisk* og *dynamisk stabilitet*, da dette er to distinkte egenskaper. Statisk stabilitet omhandler kun retningen på farkostens respons til en forstyrrelse av likevekt. Dynamisk stabilitet refererer til hvorvidt denne farkosten også evner å dempe assosierte oscillasjoner, hvilket dermed avhenger av hvor fort strukturen responderer på en forstyrrelse. Følgelig vil et fly kunne være statisk stabilt, men likevel dynamisk ustabilt (på grunn av overkompensering). Et dynamisk stabilt fly vil derimot også måtte være statisk stabilt. [8-10]

En svært stabil farkost vil raskt returnere til trimmet tilstand, uten inngripen fra pilot, men dette er likevel ikke nødvendigvis gunstig. Overdreven stabilitet gjør faktisk farkosten vanskelig å fly, siden stabilitet også går på bekostning av manøvrerbarhet. Denne typen farkoster vil altså gi begrenset og treg respons på styringskontroll. [10]

Det er hensiktsmessig å betrakte stabiliteten om flykroppens respektive rotasjonsakser som adskilte egenskaper, da disse (til tross for interaksjoner) både vil være avhengige av forskjellige faktorer og representere ulike designmessige utfordringer.



Figur 11 - Flykroppen og dens rotasjonsakser [8]

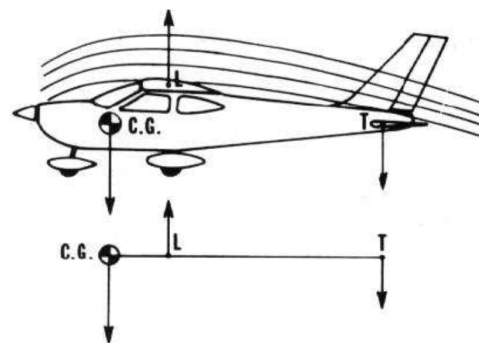
### 2.2.1 Lengdestabilitet

Et fritt legeme vil alltid rotere om sitt tyngdepunkt. Hvis et fly er «positivt lengdestabilisert», altså om lateralaksen, vil en liten endring i angrepsvinkel føre til en forandring (ubalanse) i pitch-moment som motvirker denne tendensen.

Statisk lengdestabilitet er avhengig av følgende faktorer [11]:

1. Løftvingenes (eller mer presist: løftsenterets) beliggenhet i forhold til tyngdepunkt.
2. Avstanden mellom løftvinger og halens horisontale stabilisator (med høyderor).
3. Flatearealet til halens horisontale stabilisator.

De fleste fly er designet slik at vingenes løftsenter ligger bak flykroppens tyngdepunkt. Dette gjør følgelig konstellasjonen «framtung», idet det gir et snutesenkende moment om lateralaksen. For å unngå nedoverrettet pitch må halens horisontale stabilisator derfor yte en nedoverrettet kraft, slik at momentet balanseres. Dermed vil denne flaten ofte ha en orientering med negativ angrepsvinkel (eventuelt en nedoverrettet camber), dog ikke nødvendigvis alltid:



Figur 12 - Lengdestabilitet [11]

Bak løftvingene genereres det en nedoverrettet luftstrøm, kalt «downwash», som en følge av at lufta som passerer over vingene har større hastighet enn den som går under. Hvis den horisontale stabilisatoren plasseres slik at downwashen treffer oppå denne, vil det skapes et nedoverrettet trykk, som ved en bestemt hastighet vil være nok til å balansere flykroppen om tyngdepunktet. I fly der den horisontale stabilisatoren har en fiksert posisjon settes angrepsvinkelen til denne slik at balanse matcher ønsket marsjfart [11]. Dette er gunstig med hensyn på farkostens energieffektivitet, siden løftjustering ved hjelp av høyderor innebærer mer luftmotstand på halepartiet.

Designprinsippet har også viktige stabiliseringsfordeler: Dersom et fly av denne typen reduserer hastigheten (i forhold til luftstrømmen) vil downwash minke, og følgelig vil også den nedoverrettede kraften på halepartiet reduseres. Dermed vil det oppstå et snute-senkende resultantmoment, og flykroppen vendes (pitches) nedover. Dette fører til en reduksjon i løftvingenes angrepsvinkel, hvilket reduserer luftmotstand og medfører slik igjen en økning av hastigheten til den relative luftstrømmen. Følgelig øker kraften på halens horisontale stabilisator, og flyet pitcher oppover igjen. På denne måten vil flyet fortsette å klatre inntil lufthastigheten nok engang blir for liten (siden fremdriften nå må jobbe mot både gravitasjon

og økt luftmotstand). Ved dynamisk stabilitet vil denne syklusen repeteres med stadig mindre utslag, slik at flykroppen gradvis innstilles med en orientering og hastighet som balanserer momentet om tyngdepunktet.

Statisk lengdestabilitet har en proporsjonal relasjon med både overflateareal og momentarmen til horisontal stabilisator på halepartiet. Dette innebærer altså at stabiliteten dobles dersom areal eller halemoment dobles. Videre er den dynamiske stabiliteten også proporsjonal med arealet av horisontal stabilisator, men øker derimot med kvadratet av momentarmen. [10,11]

Også en «flyvende vinge» har et haleparti med horisontal stabiliseringsfunksjon, det er bare ikke like strukturelt åpenbart som ved konvensjonelle flykonsepter [12]. Det fins ulike designmuligheter for å ivareta en slik funksjon. Vårt konseptvalg innebærer en «deltavinge med sweep» og «washout». Betegnelsen kan diskuteres, men poenget er at *rotkorden* er betydelig bredere enn *tuppkorden* («tapered wing»), kombinert med en V-formet struktur på vingen, eller snarere kombinasjonen av vingene, siden disse skal være avtakbare med en flykropp imellom. Med termen «washout» menes en vridning av vingene, slik at angrepsvinkelen er størst ved roten og blir gradvis mindre utover mot tuppene. Dette designgrepet har en todelt funksjon: Dels gjøres det for å sikre at stalling først opptrer ved roten av vingen, slik at det da fremdeles er mulig å kontrollere roll- og yaw-funksjonene til flyet ved hjelp av balanserorene (som har en mer perifer utstrekning). Dette gjør at man kan hindre, eller lettere manøvrere ut av spinn som ellers typisk opptrer ved en stall. I tillegg, hvilket er hovedpoenget i denne sammenhengen, danner denne vridningen en «decalage»; det vil si en vinkel med analog funksjon til den som tradisjonelt fins mellom korde-planene til henholdsvis løftvinge og horisontal stabilisator på et haleparti. Merk at sweepet gjør at vingetuppene ligger bakenfor roten. Det er altså den kombinerte egenskapen av sweep og washout som sammen gjør at vingene kan fungere som både løftvinger og et horisontalt stabiliserende haleparti. Det blir dermed et designmessig poeng å koordinere plassering av tyngdepunkt med vingespen, sweep-vinkel og decalage, slik at en trimmet tilstand vil opptre ved ønsket marsjfart.

Beliggenheten til en vinges aerodynamiske senter (AC) avhenger av vingeformen, og for ikke-rektangulære horisontalprojeksjoner vil korden gjennom løftvingenes geografiske senter («Mean Aerodynamic Chord, MAC») være avgjørende i så måte. Årsaken til denne sammenhengen er at trykksenterets plassering på vingeprofilen ved løftvingenes geografiske senter er identisk med resultanten (totalen) for vingen som helhet. AC er med andre ord avhengig av MAC; både størrelsen og beliggenheten til denne.

Nøyaktige MAC-kalkuleringer fordrer komplisert matematikk<sup>7</sup>, men det er mulig å gjøre forenklinger som likevel tillater oss å estimere gode tilnærminger [10]. En term som vanligvis benyttes ved approksimering av MAC er geometrisk gjennomsnittskorde (GMC).

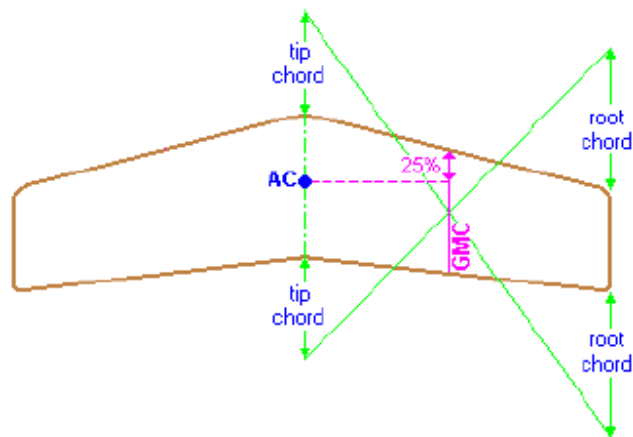
Vi kan anslå beliggenheten til MAC ved å først skissere et trapes mellom vingens rot og tupp, slik at rot-siden består av rotkorde pluss en tuppkordeforlengelse på hver side. Motsvarende gjøres på tupp-siden. Diagonalene til trapeset trekkes så mellom de respektive sidenes endepunkter, og skjæringspunktet til disse vil så definere beliggenheten til MAC/GMC på vingen (jf. figur 13). Forenklet beregning av MAC er gitt som:

$$MAC \approx c_{rot} \cdot \frac{2(1 + \lambda + \lambda^2)}{3(1 + \lambda)}$$

..., der  $c_{rot}$  er rotkordelengden og  $\lambda = \frac{c_{tupp}}{c_{rot}}$  er vingens «taper ratio».

Avstanden fra senterlinja kan videre beregnes ved:

$$D = \frac{b(1 + 2\lambda)}{6 + 6\lambda}, \text{ der } b \text{ er vingespennet.}$$



Figur 13 - Beliggenheten til MAC/GMC [10]

AC vil anslagsvis ligge ved senterlinjeproeksjonen av det punket som er  $\frac{1}{4}$  av MAC-lengden bak vingens ledekant (jf. figur). Det er også mulig å bestemme et intervall som beliggenheten til tyngdepunktet må ligge innenfor dersom farkosten skal kunne utvise lengdestabilitet. Dette intervallet kalles for *statisk margin*, og angis vanligvis ved prosentandeler av MAC (utledning nedenfor). For et «flyvende vinge»-konsept, der halsens momentarm er relativt liten i forhold til konvensjonelle flydesign (separat løftvinge og hale), vil flyets tyngdepunkt måtte ligge relativt nært AC for å oppnå god lengdestabilitet [10].

Som vi var inne på innledningsvis innebærer stabilitet at en forstyrrelse motvirkes av en motsatt rettet respons; for lengdestabilitet involverer dette at en endring i angrepsvinkel (rotasjon om lateralaksen) vil indusere et motsatt rettet moment.

<sup>7</sup>  $MAC = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy$ , der  $S$  er vingeareal,  $b$  er vingespenn,  $y$  angir kontinuiteten av koordinater langs vingespennet og  $c$  er kordelengden ved de respektive  $y$ -verdier.

Videre er  $c(y) = \frac{2S}{(1+\lambda)b} \left[ 1 - \frac{2y(1-\lambda)}{b} \right]$ , der  $\lambda = \frac{c_{tupp}}{c_{rot}}$  [13]



Dette kan uttrykkes ved differensialet:

$$\frac{\partial C_{m_{CG}}}{\partial \alpha} < 0, \text{ der } C_{m_{CG}} \text{ er momentkoeffisienten}^8 \text{ om tyngdepunktet.}$$

Videre kan  $C_{m_{CG}}$  uttrykkes ved relasjonen:  $C_{m_{CG}} = C_{m_{NP}} + (h_{CG} - h_{NP}) \cdot C_L \quad (I)$

Her er  $C_{m_{NP}}$  momentkoeffisienten om nøytralt punktet (NP), hvilket er farkostens aero-dynamiske senter (NP = AC for flyvende vinger<sup>9</sup>). Videre er  $C_L$  løftkoeffisienten til vingen og differansen  $h_{CG} - h_{NP} = \frac{x_{CG} - x_{NP}}{MAC}$  er den relative avstanden mellom punktene med MAC som enhetsreferanse. [9,15]

Momentet om NP er uavhengig av angrepsvinkel. Dette innebærer at  $\frac{\partial C_{m_{NP}}}{\partial \alpha} = 0$ . [15]

Derivasjon gir oss da:

$$\frac{\partial C_{m_{CG}}}{\partial \alpha} = (h_{CG} - h_{NP}) \cdot \frac{C_L}{\partial \alpha}$$

Innsetting av notasjonen for statisk margin,  $K_n = h_{NP} - h_{CG}$  gir oss...

$$K_n = -\frac{\frac{\partial}{\partial \alpha} C_{m_{CG}}}{\frac{\partial}{\partial \alpha} C_L} = -\frac{C_{m_\alpha}}{C_{L_\alpha}} \quad (\text{Siste likhet er kun en forenkling av notasjonen})$$

Vi ser av ligning (I) at momentkoeffisienten om tyngdepunktet er avhengig av momentet om nøytralt punktet, og beliggenheten til dette i forhold til tyngdepunktet. Trim-optimalisering kan følgelig gjennomføres ved justering av disse parameterne. Tilpasning av  $C_{m_{NP}}$  kan gjøres ved å endre aerofoil-formen; enten ved bruk av refleks i bakkant, eller washout på vinger med sweep (som vårt konsept baseres på). Beliggenheten til NP kan tilpasses ved justering av sweep-vinkelen. Beliggenheten til tyngdepunktet vil også være avhengig av sweep, samt plassering av ulike laster i flyskroget. Da CG og NP avgjør størrelsen til statisk margin, bør sweep og lastbeliggenhet defineres først. Deretter trimmes farkosten ved å justere aerofoil-form og seksjonsvridning (washout). [9]

<sup>8</sup> Generelt kan den pitch-relaterte momentkoeffisienten for en vingeprofil uttrykkes ved:

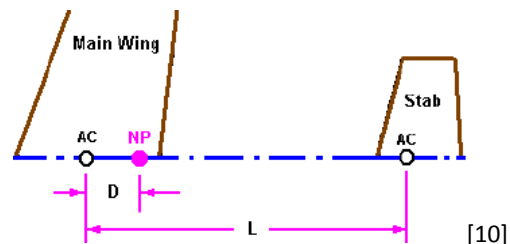
$$C_m = \frac{M}{qSc} = \frac{2M}{\rho v^2 c} \text{ der } M \text{ er pitch-moment, } q = \frac{1}{2} \rho v^2 \text{ er dynamisk trykk og } c \text{ er kordelengde for aerofoilen. [16]}$$

For hele vingen som perspektiv vil dermed  $c = MAC$ .

<sup>9</sup> Avstanden mellom NP og løftvingens AC er gitt ved...

$$D = L \cdot \frac{\text{Stab Area}}{\text{Wing Area} + \text{Stab Area}} \quad [10]$$

Da  $L = 0$  for en flyvende vinge, må følgelig AC = NP.



### 2.2.2 Lateral- og retningsstabilitet

Lateralstabilitet kan medieres ved dihedral og pendel-effekt, og dessuten i kombinasjon med retningsstabilitet og sweep. *Dihedral* innebærer en oppoverrettet vinkel mellom vingenes frontalprojeksjon og horisontalplanet (jf. figur 14).

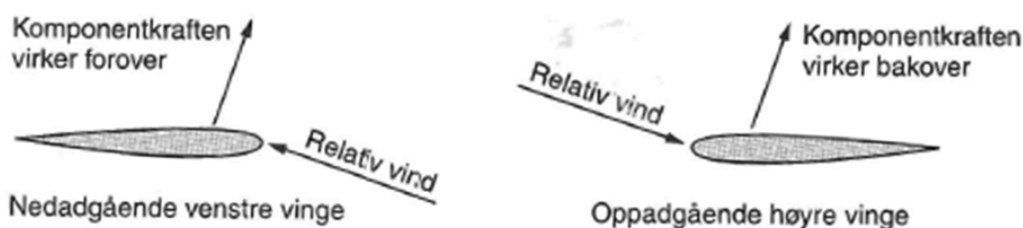


Figur 14 - Dihedral vingeorientering [8]

Hvis en forstyrrelse fører til roll vil den ene vingen vendes nedover, hvilket gir denne en mer horisontal posisjon. Denne vingen vil da produsere mer løft i vertikal retning enn den vingen som er skråstilt, og følgelig skapes et rollmoment som motvirker den opprinnelige forstyrrelsen. Pendeleffekten opptrer på farkoster der vingeroten er montert ovenfor flykroppens tyngdepunkt. Ved roll vil flykroppen opptre som en pendel, som skaper et moment som motvirker bevegelsen.

Den vertikale delen av halen er den primære kilden til retningsstabilitet ved konvensjonelle flydesign. For flyvende vinger kan *winglets* på tuppene gjøre samme nytten [14]. Hvis flyet kommer i sideglidning skapes en angrepsvinkel som gir større løft på le side av den relative vindretningen. Dette induserer et moment om flyets tyngdepunkt som søker å vende flyet mot den den relative vindretningen.

Lateral- og retningsstabilitet (henholdsvis roll og yaw) har et gjensidig avhengighetsforhold [8,10]. Først og fremst skyldes dette at en sving alltid starter med en roll. Oppadgående vinge vil da måtte produsere mer løft. En bieffekt av dette er imidlertid at også den induserte motstanden øker på denne vingen, som følge av en endring av retningsvektoren til luftstrømmen (figur 8). Dette fører til et moment som slik motvirker den initierte yaw-bevegelsen.

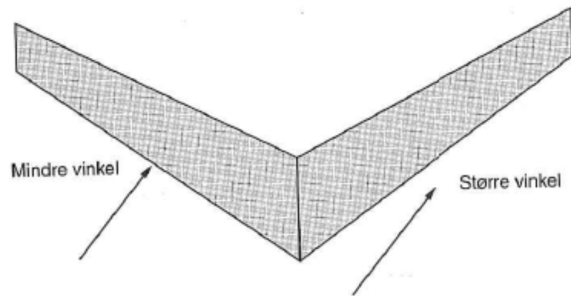


Figur 15 – Motstand og angrepsvinkel [8]

Videre vil vinger med sweep også forsterke effekten av en dihedral vingeorientering, da dette vil gi vingen som vendes ned en mer ortogonal plassering mot den relative luftstrømmen dersom denne kommer fra den siden som farkosten vendes mot (hvilket vil være tilfellet ved retningsstabilisering). Altså skapes mer løft på denne vingen, og lateralstabiliteten bedres.



Dessuten vil også luftmotstanden bli størst på denne siden. Dette skyldes at vingens ledekant i større grad er vendt mot vind-retningen, og følgelig vil frontarealet som tvinger luftstrømmen til å endre retning også være større. Dermed induseres et moment som søker å orientere flyet mot vindretningen, og slik bedres også retningsstabiliseringen ytterligere.



Figur 16 - Effekt av sweep-vinkel [8]

### 2.2.3 Stabilitet og virkningsgrad

Teoristudier argumenterer for at ukonvensjonelle flyskrogdesign, som flyvende vinger, kan utvise en signifikant forbedring av virkningsgrad sammenlignet med tradisjonelle varianter, som preger luftfarten i dag:

*«there is some physical characteristic that has been shown, at least on paper, to provide significant efficiency improvements over conventional aircraft (...) demonstrates a blended-wing-body design that, through aerodynamic and structural improvements, has approximately 30% lower fuel burn per passenger than an equivalently sized A380 aircraft.» [9]*

Dette er selvsagt interessant i forhold vårt konseptvalg. Stabiliseringshensyn kan imidlertid gå på bekostning av virkningsgraden til flyet. Formålstjenlig optimalisering fordrer at det tas hensyn til stabilitets- og manøvreringsegenskaper under optimaliseringsprosessen, og at dette gjøres på en slik måte at de nødvendige forutsetninger danner begrensninger i verdimengden til relevante parametere. Dersom stabiliseringsrelatert justering av flydesign ikke integreres i optimaliseringsanalysen (men gjennomføres etterskuddsvis) vil dette derimot danne grunnlag for suboptimale design. Charles Mader presenterer i sin doktorgradsavhandling [9] at hans forsøk på energibesparende designoptimaliseringer, uten stabiliseringsrelaterte restriksjoner, generelt resulterte ustabile design, og at en stabilisering av disse ville involvere en signifikant økning av luftmotstand. Dette tyder på at det enten vil være nødvendig å måtte gjøre et kompromiss mellom ytelse og stabilitet i forbindelse med manuell kontroll, eller alternativt å satse på ren autonom styring av farkosten. Han forfekter videre at relasjonen mellom stabiliseringshensyn og designoptimalisering er av spesielt stor betydning for «ukonvensjonelle» design, som flyvende vinger, da det her er en svært sterk kobling mellom virkningsgrad, trim og stabilitet. Relasjonene som styrer bevegelsene til fly, og interaksjonen mellom dette og ulike luftstrømmer, er imidlertid meget kompleks. Det er følgelig svært utfordrende å modellere simuleringer som gir pålitelige analyseresultater, og implementere dette i design. [9] Vi skal under designarbeidet forsøke oss på nettopp dette. Hvorvidt, eller hvor godt vi lykkes skal deretter evalueres, og vi vil i den forbindelse forsøke å verifisere virtuelle analyseresultater med en fysisk testing i vindtunnel (jf. kapittel 4).

### 3. Designbeskrivelse

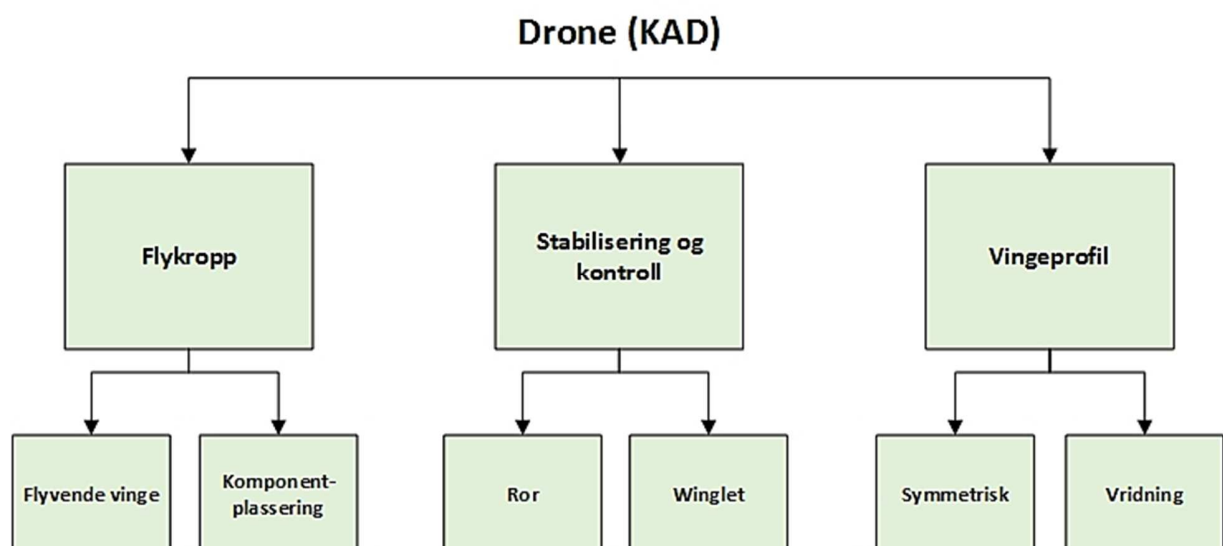
Dette kapitlet skal presentere en beskrivelse av hva vår designløsning innebærer, og hvordan den fungerer. Som nevnt innledningsvis ønsker vi at leseren av dette dokumentet ikke blir overrasket over de valg vi har tatt, men følger tankegangen vår gjennom prosessen. Av den grunn vil vi forklare og argumentere for hvert trinn, og slik vise til resonnementet som ligger bak de ulike bestemmelsene.

#### 3.1 Oversikt

Vårt design er en såkalt «flyvende vinge», uten isolert haleparti. Det omfatter en symmetrisk vingeprofil, med vridning utover mot tuppene. Vingene er på det bredeste i grensesnittet mot «kroppen», og smalner utover mot endene. På vingetuppene har vi implementert winglets, som er finner som står loddrett på vingen.

#### 3.2 Detaljert beskrivelse

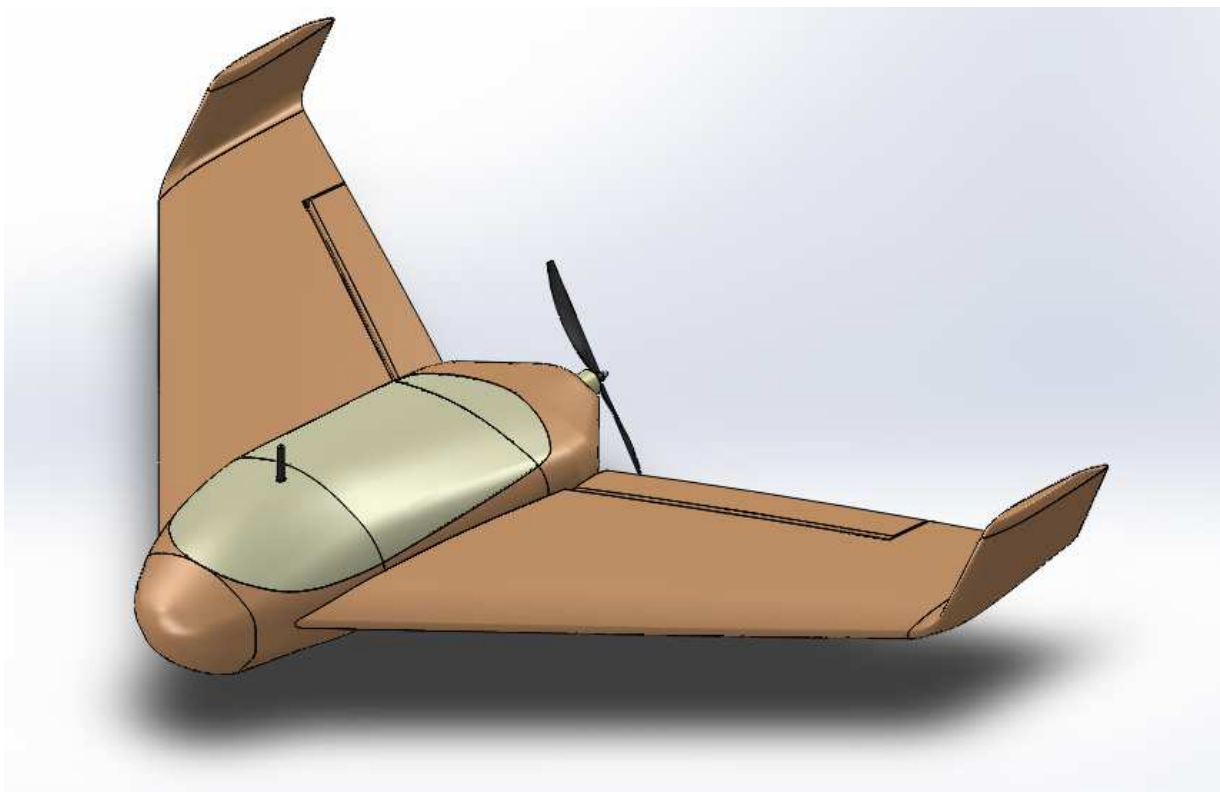
I dette underkapitlet skal vi gå inn i detaljene rundt designet vårt, og begrunne de valg vi har tatt underveis. For å gjøre dette på en oversiktlig måte har vi benyttet et blokkdiagram (se figur 10), som viser de viktigste funksjonene ved designet vårt. Vi har valgt å benytte underkapitler for å presentere innholdet på en oversiktlig måte, hvor hvert underkapittel beskriver de respektive hovedfunksjonene.



Figur 10 - Blokkdiagram for dronedesign

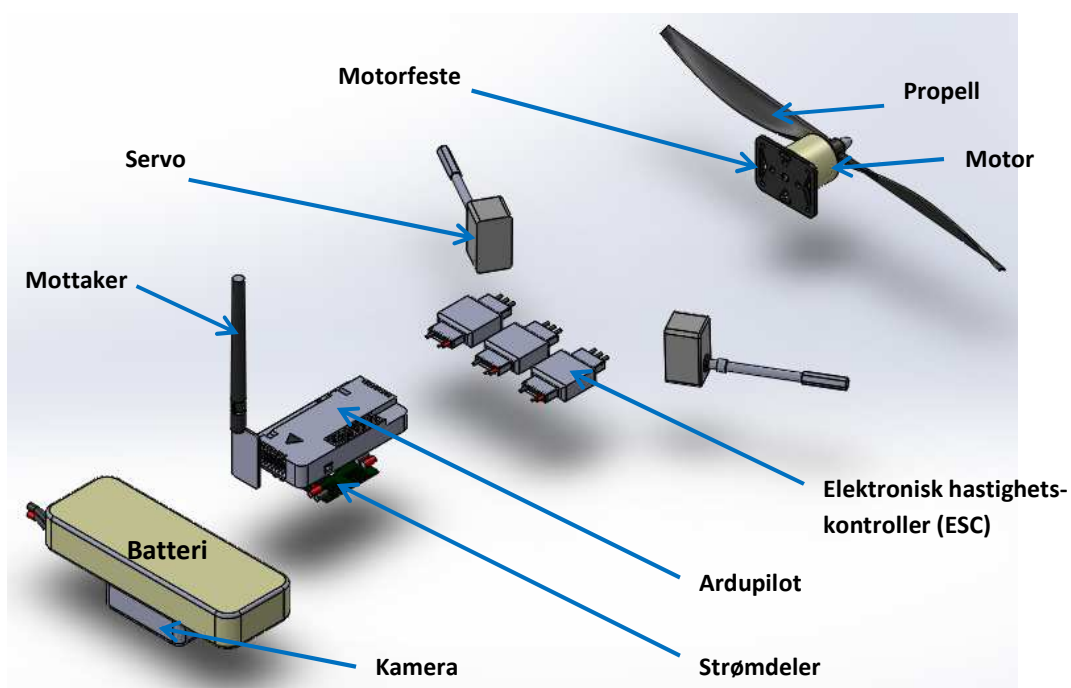
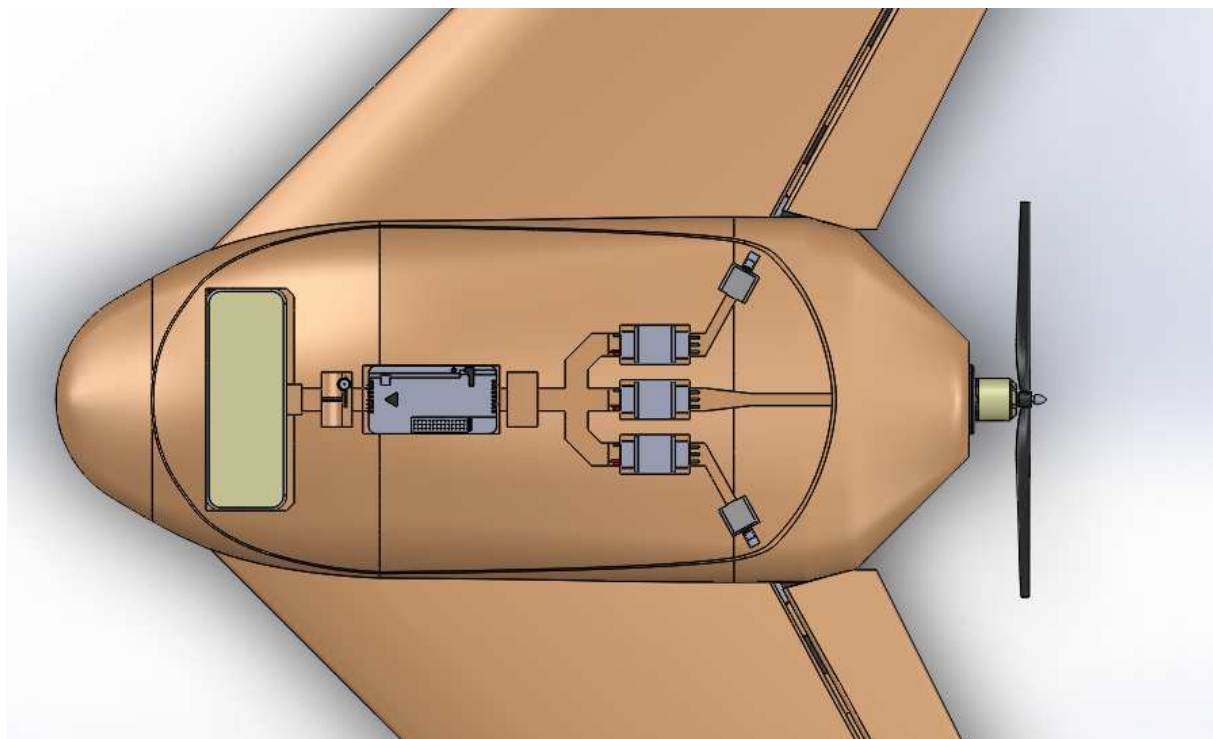
### 3.2.1 Flykropp

Flykroppen har en todelt oppgave; den skal være bindeleddet mellom høyre og venstre vingeseksjon, og den skal romme samtlige av de øvrige komponentene som inngår i systemet (inkludert nyttelast). Betegnelsen «flyvende vinge» kan følgelig diskuteres for vårt design, da det strengt tatt ikke består av kun én sammenhengende vinge. Vi har likevel valgt å benytte denne beskrivelsen, da den ligger nærmest vårt konseptvalg og siden vi vurderer at en eventuell egendefinert betegnelse ikke vil bidra til bedre forståelse hos utenforstående ved en kortfattet beskrivelse av systemet. Konseptvalget er gjort med bakgrunn i en seleksjonsprosess som er beskrevet i dokumentet: «Teknologidokument for konseptvalg v1.0».



Figur 17 - KAD

Komponentplasseringen inni flykroppen styres av ulike hensyn: Fremdriftsmotor og servo til rorkontroll er «stedbundet» i forhold til konseptvalgets, og følgelig flyskrogets, egenart. Dette forutsetter dermed at propellen er posisjonert sentralt bak, og at de respektive servoenes rotasjonsakse sammenfaller med ror-hengslenes. Plassering av batteri og kontrollmodul er mer fleksibelt, men førstnevnte er spesielt viktig å koordinere (som følge av relativt stor masse) med hensyn på regulering av tyngdepunktets plassering i forhold til løftsenter, da dette er en viktig stabilitetsforutsetning (jf. kapittel 2.2).

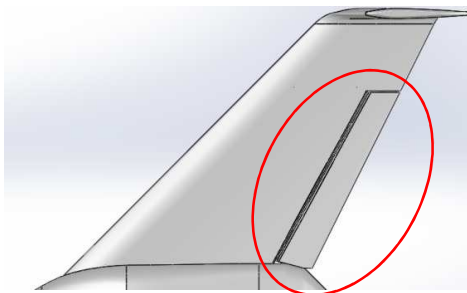


Figur 18 - Komponentplassering

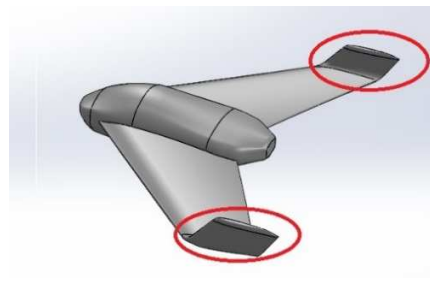
### 3.2.2 Stabilisering og kontroll

Manøvrering av fly fordrer mulighet for regulering av resultanten fra løft, drag og framdriftskraft («thrust»). Dette gjøres ved rorkontroll, som innebærer en lokal endring av vingeprofilen slik at luftstrømmens angrepsvinkel justeres. Vårt konsept involverer ror som kombinerer balanse-, høyde- og siderorsfunksjon ved koordinasjon av høyre- og venstresidig utslag med flykroppens orientering. Generelt regulerer balanseroret roll, høyderoret pitch og sideroret yaw. Som nevnt i kapittel 2.2.2 har imidlertid roll og yaw gjensidig innflytelse. Pitching har slik en særstilling, da dette kan justeres uten å involvere annen rotasjonsbevegelse.

Horisontal stabilisering medieres ved å tilordne løft- og halefunksjon til ulike vingeseksjoner (jf. kapittel 2.2.1 og 3.2.3). Vi har i første omgang valgt å benytte pendeleffekt (jf. 2.2.2) som unik lateral stabilitetsfaktor, for slik å få bedre oversikt over denne gjennom det påfølgende iterasjonsarbeidet. Det er altså ikke benyttet dihedral i vårt førsteutkast til design. Denne biten av analysearbeidet har imidlertid vist seg å overgå tidsrammene som dette prosjektet tillater. Sweep og vertikalflatene på vingetuppene (winglets) bidrar sammen til retningsstabilitet. Winglets har for øvrig også en potensielt gunstig innvirkning på både løft og drag ved vingetuppene. Forbeholdet avhenger av hvorvidt strukturen evner å bidra til å redusere turbulensen som ellers typisk opptrer ved konvensjonelle vingetupper [14].



Figur 19 – Ror



Figur 20 - Vårt design med winglets

### 3.2.3 Vingeprofil

Som nevnt i kapittel 2.1 vil løft fra en vinge genereres som følge av en lengre luftstrømpassasje over vingeprofilen enn under. Dette forutsetter enten bruk av en usymmetrisk camber om korden, en positiv angrepsvinkel eller begge deler.

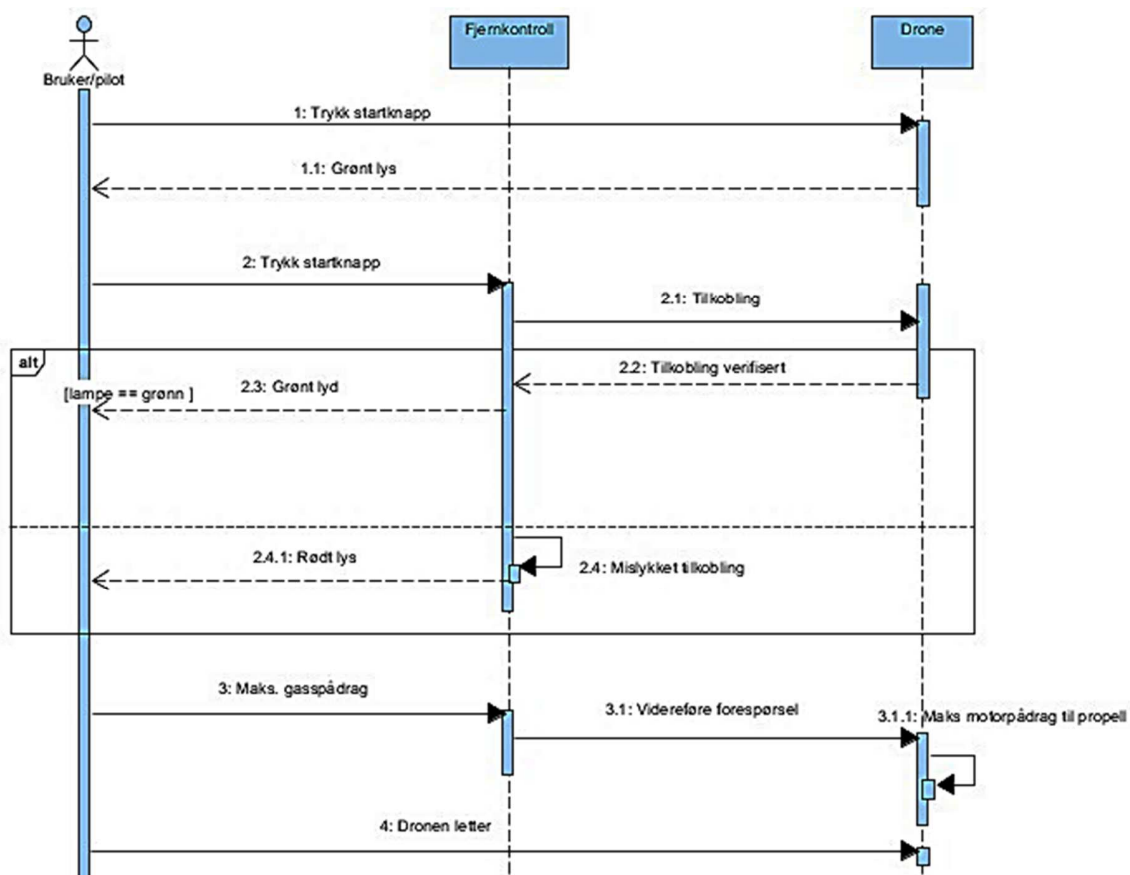
Vi har valgt å ta utgangspunkt i en symmetrisk vingeprofil til designets førsteutkast. På denne måten kan effekten av angrepsvinkel, som én enkeltstående parameter, selekteres ut og granskes i forbindelse med «optimaliseringsarbeidet» (iterasjonen). Motsvarende er camber ingen entydig parameter, da vingeprofilen kan anta mange ulike former; både i lengde og høyderetning, og er slik en langt mer utfordrende egenskap å forholde seg til.

Angrepsvinkelen er imidlertid ikke konstant over hele vingespennet. Den er størst ved rotkorden, og blir progressivt mindre utover vingen («washout»). Mot vingetuppene har korden en negativ angrepsvinkel, som sammen med sweepet utgjør et funksjonelt haleparti (jf. 2.2.1). Innledende design har  $2,5^\circ$  angrepsvinkel ved rotkorden, og  $-1,5^\circ$  ved tuppkorden.

For øvrig har vingeprofilen en betydelig innsnevring fra rot til tupp («tapered wing»). Rotkordens lengde er 75% av flykroppens lengde, mens tuppkordens lengde kun er 35% av flykroppens lengde. Altså er innsnevringen på hele  $1 - 35/75 = 8/15 \approx 53\%$ . Totalt vingespenn på innledende design er 1134 mm.

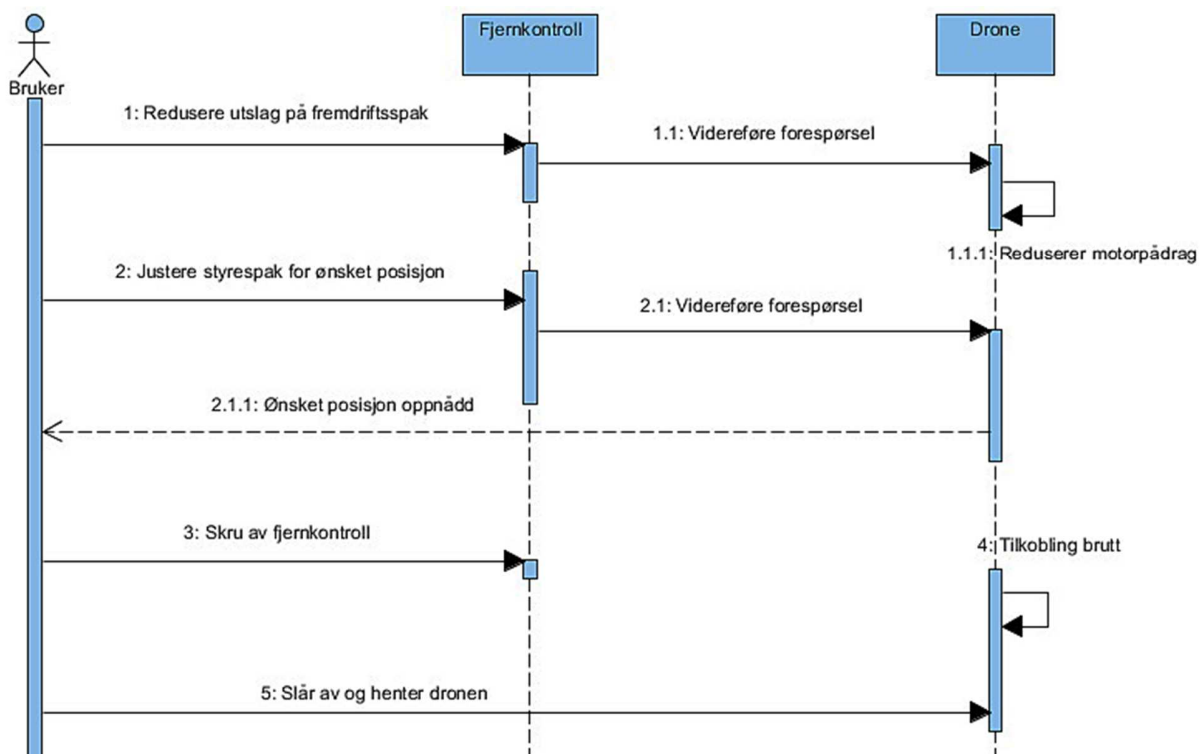
### 3.3 Brukstilfelle

Da vårt design foreløpig kun foreligger som en innledende utgave, er det viktig at de som eventuelt skal videreutvikle det vet hvordan vi har tenkt det endelige systemet skal fungere. Måten dronen skal operere på er illustrert nedenfor ved hjelp av sekvensdiagrammer med tre aktører og deres grensesnitt. Vi har delt inn diagrammene i to; ett diagram for letting og ett for landing.



Figur 21 - Sekvensdiagram for letting

Diagrammet viser hvordan brukeren, fjernkontrollen og dronen kommuniserer under letting. Bruker/pilot setter prosessen i gang ved å slå på dronen, og deretter fjernkontrollen. Brukeren har mulighet til å se om fjernkontrollen og dronen er koblet til hverandre; da vil kontrollen lyse grønt. Hvis derimot tilkoblingen ikke blir vellykket, vil det lyse rødt. Tilkoblingssignaler blir verifisert ved hjelp av programmerte kretser, både i dronen og fjernkontrollen, som så tolker dem til ønsket funksjon. Videre skal brukeren dra styrespaken (på fjernkontrollen) maksimalt, for å gi signal om fullt motorpådrag før dronen slippes/kastes i lufta. Hensikten er her å skape størst mulig akselerasjon, slik at løftet blir tilstrekkelig til å holde dronen flyvende rett etter utkast. Dette er en forutsetning for å skaffe hurtig styringskontroll, og selvsagt for å hindre krasjlanding.



Figur 22 - Sekvensdiagram for landing

Dronen skal gli på buken ved landing. For at dronen skal kunne lande trygd, er det viktig at brukeren justerer styrespaken jevnt og forsiktig. Jevn og moderat hastighetsreduksjon kan kombineres med styring for å lande sakte og kontrollert. Slik vi ser av figuren, reduseres motorpådraget til fremdriftsmotoren når signal om lavere hastighet mottas fra bruker/fjernkontroll. Etter landing skal brukeren slå av fjernkontrollen først, og deretter dronen.



### 4. Evaluering

Vi vil i denne seksjonen dokumentere evalueringsprosessen som er gjennomført i forbindelse med designutviklingen. Hensikten er å verifisere konstruksjonsarbeidet mot føringene som er satt i kravspesifikasjonen, for slik å kontrollere hvorvidt systemutkastet har den funksjonalitet som er tiltenkt, og hva som eventuelt må justeres. Den metodiske tilnærming som er benyttet vil bli presentert innledningsvis. Derneft følger resultatene, som så danner datagrunnlaget for en diskusjonssekvens, der prioriteringer for det videre iterasjonsarbeidet utarbeides.

Det overordnede formålet er altså todelt: Designet skal imøtekomme kravspesifikasjonen, og det skal helst gjøre dette på en best mulig måte.

Virtuell aerodynamisk analyse, ved hjelp av programmodulen «flow simulation» i SolidWorks benyttes som hovedverktøy i forbindelse med designevalueringsarbeidet. Dette skal videre suppleres med vindtunneltesting i samarbeid med vitensenteret på Kongsberg.

#### 4.1 Skalamodell av droneskrog

Det er konstruert en nedskalert modell (1/6) av dronen, med metodeverifisering som endelig incentiv (jf. kapittel [4.2](#)). Behovet for dimensjonsreduksjonen skyldes først og fremst at tilgjengelige ressurser; både høgskolens 3D-printer og vitensenterets vindtunnel, har en korresponderende størrelsesmessig begrenset kapasitet (henholdsvis  $(20\text{cm})^3$  og  $(40\text{cm})^3$ ).

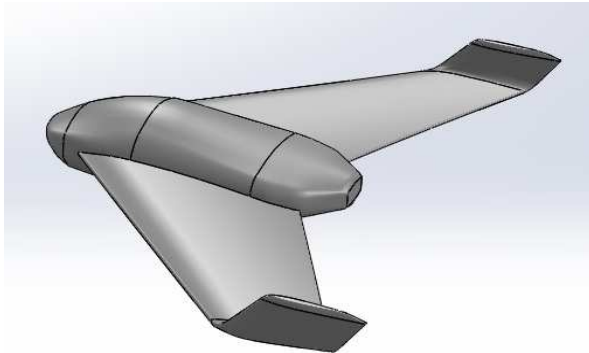
Skalamodellen er videre en forenklet variant av dronesystemet, i den forstand at kun flyskroget (utvendige flater) og plassering av tyngdepunkt spesifiseres. Konstruksjonen omfatter altså hverken innvendige komponenter, propell eller styringssystem. Rorene er dermed også fusjonert med vingestrukturen for øvrig. Bakgrunnen for dette valget er at vindtunneltestingen begrenses til målinger av løft og luftmotstand ved ulike luftstrømhastigheter, med en trimmet tilstand som forutsetning. Siden hverken dronens eller skalamodellens masse er gitt (men skal være lavest mulig), vil nødvendig hastighet av luftstrømmen for en trimmet tilstand ikke være spesifisert. Vårt konseptvalg forutsetter at tyngdepunktet er posisjonert i forkant av aerodynamisk senter (AC). Når dette ikke kan reguleres ved plassering av indre komponenter i skalamodellen, benyttes i stedet en «dummyblock», eller utfylling av indre hulrom.

Den samme skalamodellen benyttes som objekt til både virtuell analyse og fysisk testing, i form av henholdsvis CAD-fil og korresponderende 3D-print. Konstruksjonen er gjort ved hjelp av programvaren SolidWorks. Det er dimensjonert forsterkninger i flykroppens hulrom der det er behov for innskruing av festekroker for oppheng i vindtunnel. Posisjoneringen av disse er bevisst satt slik at de matcher rotasjonsaksene til farkosten, slik at tyngdepunktbalanse oppnås.

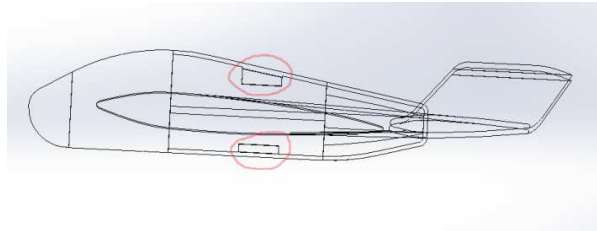


Hensikten bak dette er at opphenget ikke skal utøve et momentbidrag under vindtunneltestingen, og dermed bidra minimalt som feilkilde.

Bildene nedenfor viser skalamodellen designet i SW.



Figur 23 - Vårt dronedesign i SW



Figur 24 – Forsterkningsblokker for vindtunneltesting

### 4.2 Analyse og testing av droneskrog

Vi skal her forklare metodikken vi har valgt for aerodynamisk analyse og korresponderende testing i vindtunnel. Dette innebærer både formål, bakgrunn for metodevalg og vesentlige detaljer ved fremgangsmåten. Vi har altså valgt å implementere de aktuelle prosedyrebeskrivelser i denne designrapporten i stedet for i testdokumentet. Årsaken til dette er dels av bekvemmelighetshensyn for leseren (ved å begrense dokumenthenvisninger), og dels fordi denne analysen og testingen faktisk er de eneste testrelaterte aktiviteter som vil bli utførlig beskrevet og gjennomført i forbindelse med dette prosjektet. Denne innfallsvinkelen er dessuten en anerkjent tilnærming ved skriving av designrapporter [18].

Hensikten med analysen er å fremskaffe data for å kunne utføre målretta designjusteringer mellom hver iterasjonssyklus. Her må ønsket om størst mulig energigjerrighet balanseres mot behovet for tilstrekkelig stabilitet. Oppdateringen som er gjort av prosjektplanen underveis i prosjektet tillater imidlertid nå kun 1 iterasjon (korrigering) i forbindelse med dette prosjektet. Dette er langt fra tilstrekkelig for å gjennomføre en grundig optimaliseringsprosess. Vi kan dermed ikke forvente å skape et «fullgodt» design under rådende forutsetninger; både tidsrelatert og bemanningsmessig.

Det er viktig å bemerke at det er selve CAD-analysen av droneskroget som skal danne grunnlaget for den justeringsprosessen som er tiltenkt å resultere i designforbedringer mellom hver iterasjon. Vindtunneltestingen har kun til hensikt å fungere som et verifiseringsverktøy av hvorvidt vi evner å benytte analyseprogrammet på en formålstjenlig måte, slik at data-grunnlaget som fremskaffes faktisk er representativt for designet. Vi søker altså å finne et

rimelig samsvar mellom virtuell analyse og fysisk testing. Med «rimelig samsvar» menes at de kalkulerte og målte verdiene for både løft og luftmotstand vil være noenlunde like. Dette innebærer at størrelsen på eventuelle avvik, ikke vil kunne tilskrives metoderelaterte feilkilder. Det blir derved nødvendig å gjøre en vurdering av om dette er tilfellet. Utfordringen i så måte blir å skille mellom denne typen kompetanserelatert konfundering og avtrykket fra andre, og mer trivielle feilkilder; altså den typen man er klar over og forstår, og som man dermed kan gå inn for å minimalisere. Hvilke kandidater som er aktuelle i denne sammenhengen kommer vi tilbake til i diskusjonsdelen (kapittel 4.4).

Den maksimale luftstrømhastigheten som kan kjøres i vindtunnelen som prosjektgruppa disponerer er 15 m/s. Dermed settes også dette som øvre grense for de relaterte SW-analysene. Gjennomføringen av disse analysene krever relativt kraftig datamaskiner, og er følgelig tidkrevende å gjennomføre. Vi har derfor valgt å begrense oss til 3 referanseanalyser, med vindhastighet på henholdsvis 5, 10 og 15 m/s.

---

### 4.2.1 Fremgangsmåte for analyse

Ved analysering av design, ved hjelp av et dataverktøy, er det veldig viktig å benytte et verktøy som er pålitelig, men samtidig på et nivå som gjør det mulig for oss å forstå sammenhengen mellom de opplysninger vi putter inn, og hvilke resultater vi får ut. Det å sette inn riktige tall for hver parameter er vesentlig, i den forstand at man ved innsetting av ukorrekte parametere også vil få et, ikke (nødvendigvis) ukorrekt, men misvisende svar; «Garbage In => Garbage Out» [19]. Korrekt i denne forstand kan være vanskelig å definere, men dette handler om å identifisere hvilke størrelser som er relevante for de parameteregenskaper som vi ønsker å kartlegge i forbindelse med designspesifisering. I denne sammenheng er det derfor viktig med solid bakgrunnskunnskap innen fluiddynamikk for å forstå de grunnleggende, men også de mer avanserte prinsippene.

Vi har sett på to programvarer for aerodynamisk analysering av dronen vår; både Solid Works Flow Simulation (SWFS) og XFLR5. Vi vil først forklare prosedyren rundt SWFS.

Vi har benyttet Solid Works Simulation tidligere i vår bachelorgrad, men aldri modulen for fluidmekanikk. Håndtering av dette programmet har fremstått som en utfordring for oss, spesielt med tanke på at vi kun er tre gruppemedlemmer, og har begrenset tid, men også fordi vi ved konsultasjon med vår tidligere fluiddynamikkprofessor fikk høre at en slik analyse fordret dyp kunnskap om fluiddynamikk. Han presiserte at dette innebar fagkompetanse langt over vårt nivå (jf. rapport: «Analyseverktøy for aerodynamisk simulering»).

Analysene i Solid Works Flow Simulation er basert på avansert «Computational Fluid Dynamics» (CDF). Man kan utføre både 2D- og 3D-analyser, eksterne eller interne strømnings, kompressible (trykk og tetthet er kombinert, mest vanlig for gasser) og ikke-kompressible fluidstrømmer (trykkforskjeller påvirker ikke tettheten, gjelder de fleste væsker). I vårt tilfelle skal vi konsentrere oss om eksterne fluidstrømmer, da vinden fordeler seg på utsiden av dronen. [19]

SWFS beregner fluidbevegelse for å utføre analysene. I fysikken er dette angitt ved Navier-Stokes-ligningen. Denne angir ikke posisjon, men hastighet. Programmet benytter også kontinuitetsligningen<sup>10</sup>, Newtons andre lov<sup>11</sup> og termodynamikkens første lov<sup>12</sup>. Til tross for tidligere nevnte utfordringer i forhold til fagkompetanse later det til at programvaren tillater gjennomføring av forenklete studier, som ikke forutsetter håndtering av avansert teori. Selv om analysene anvender kompliserte algoritmer for å løse studien, er dette noe vi ikke trenger å bekymre oss for. Dette er et «raffinert» program som er ment for de litt uerfarne innen CFD-analyser. Med andre ord trenger man ikke å være en simulerings- eller CFD-spesialist for å anvende det. Programmet er ideelt for de som prøver å optimalisere designet sitt før eventuelle prototyper lages, eller før man sender det til en spesialist for en full simulering. [19,20]

CFD-analyser er veldig avanserte, og selv ved studering av dette på universitetsnivå vil man så vidt berøre overflaten av innholdet. For å verifisere de resultater vi får fra SWFS, vil det kunne være nyttig å bruke en vindtunneltest. Den letteste testen ville vært å starte med en kule, da det allerede finnes veldig gode data for resultatet. På denne måten kan vi lett sammenligne det resultatet vi får i analysen med de eksperimentelle verdiene. [19]

Det første man må gjøre når man starter en analyse i SWFS er å finne ut hva vi ønsker med den. I vårt tilfelle er dette optimalisering av designet vårt. Før vi kjører analysen må vi blant annet definere hvilket material dronen vår er laget i, og deretter følge trinnene nedenfor ved hjelp av veiviseren i SWFS.

- Velge mellom ekstern eller intern analysetype
- Huke av gravitasjon
- Velge referanseakse (hvilken vei vinden skal blåse fra)
- Velge fluid
- Velge strømningskarakteristikk (laminær, transient eller turbulent)
- Omgivelsestemperatur
- Vindhastighet (her er det viktig å velge riktig akse og retning)
- Legge inn «Globale mål».

---

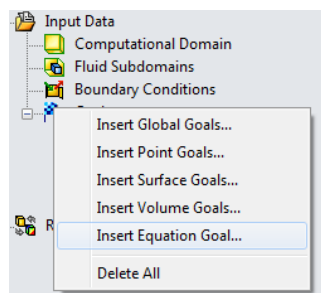
<sup>10</sup>  $A_1 v_1 = A_2 v_2$

<sup>11</sup>  $F = m \cdot a$

<sup>12</sup>  $\Delta U = Q - W$  (endring av indre energi = varme tilført systemet – arbeid gjort av systemet)

- Legge inn «Ligningsmål»

Som listen overfor viser, må vi legge inn visse «mål» for analysen vi ønsker å kjøre. «Globale mål» innebærer å legge inn mål for å finne kraften i x- og y-retning, altså løftekraft og luftmotstand. Ved «ligningsmål» kan vi sette inn en hel ligning som programmet skal løse for oss. I vårt tilfelle vil det her være viktig å kjenne til hvordan vi finner koeffisienter for både løft og luftmotstand. Vi trykker derfor på «mål» i sidemenyen og velger «sett inn globale mål» eller «sett inn ligning», alt etter hva vi ønsker.

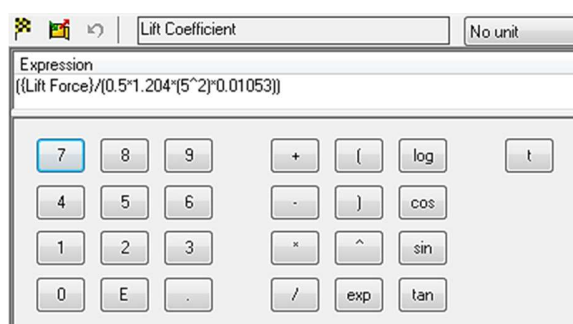


Figur 25 - Innsetting av mål i SWFS

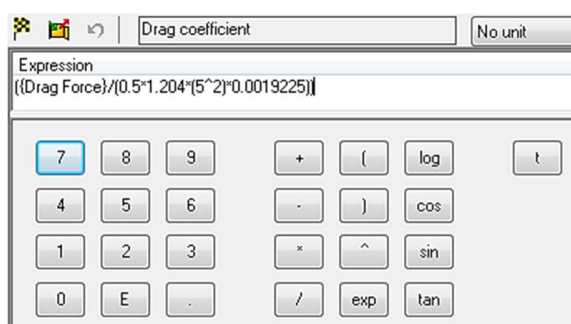
Vi har ved innsetting av ligninger tatt utgangspunkt i formlene:

$F = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A$  og  $L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$  (fra kapittel 2.1). Vi løser ligningen med hensyn på  $C_D$  og  $C_L$ . Kraften  $F$  legges direkte inn i formelen ved å dobbeltklikke på den fra sidemenyen. Dette forutsetter at vi allerede har lagt inn «mål» for løft- og motstandskrafta. Da vil den dukke opp slik som vist i bildet nedenfor. Dette gjøres for både løft- og motstandskoeffisienten.

Dette vil se slik ut i vinduet som åpnes:



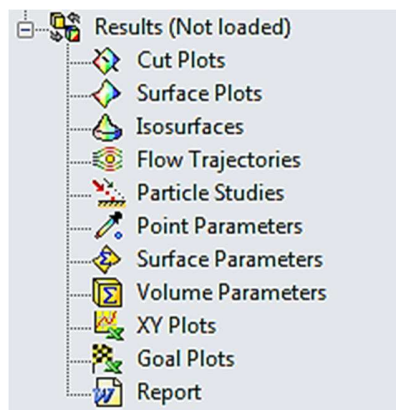
Figur 26 – Løftkoeffisient i SWFS



Figur 27 - Motstandskoeffisient i analyse i SWFS

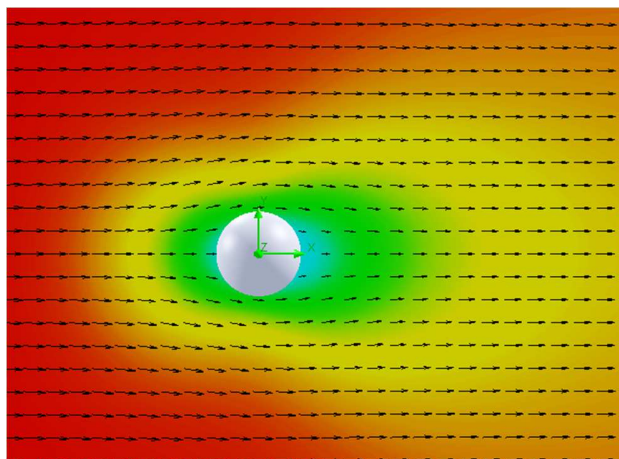
Her er det viktig å velge «no unit» fra listen, da koeffisienter er dimensjonsløse. For tettheten til luft har vi valgt verdien ved 20 °C, og standard trykk. Dette gir  $\rho = 1.204 \text{ kg/m}^3$  [3]. Som vi ser fra formlene må vi legge inn verdi for frontarealet for å beregne motstandskoeffisienten, og vingearialet for å beregne løftkoeffisienten, begge angitt i  $\text{m}^2$ . Dette finner man enkelt ved hjelp av funksjoner i SW. For analysen i dette tilfellet (illustrert i figur 20 og 21), har vi valgt en vindhastighet på 5 m/s.

For førsteutkast av dronen skal det kjøres tre separate analyser, hvor den eneste forskjellen er vindstyrken, henholdsvis på 5, 10 og 15 m/s. Etter at analysen har kjørt en stund, vil resultatene lagres. Ingenting vil dukke opp på modellen før man velger et format man ønsker å se resultatene på. Dette velger man fra sidemenyen etter at analysen er ferdig. Menyen vil se slik ut:

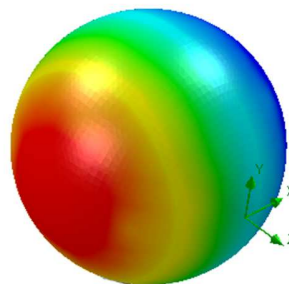


Figur 28 - Resultatvalg for analyse

Her kan vi velge ulike varianter som resultatet kan vises frem på. Den første på lista, «Cut plots», viser i all hovedsak informasjonen i det planet man velger, altså i ulike tverrsnitt av dronen. Her kan man velge å vise konturer, vektorer, strømningslinjer etc. Vi kan velge parametere som hastighet, trykk, temperatur o.l. for hver av visningene. «Surface Plots» viser det samme, men resultatet vises på selve overflaten av objektet.



Figur 29 - Cut Plot for vindhastighet (SWFS)

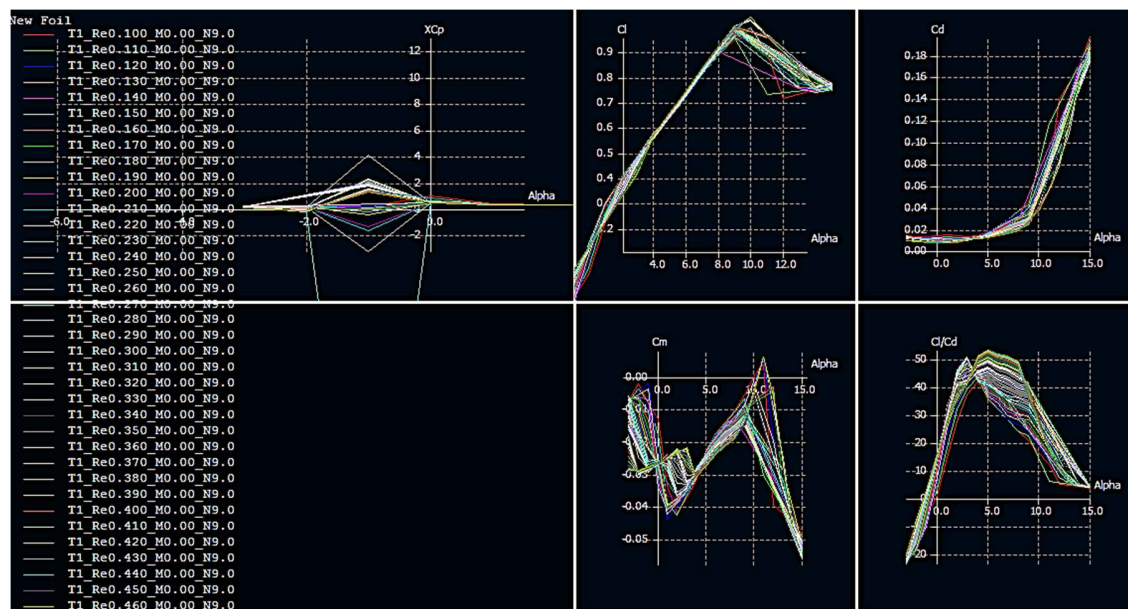


Figur 30 - Surface Plot for trykk (SWFS)

I tillegg til Solid Works Flow Simulation har vi, som nevnt tidligere, også vært borti et annet analyseprogram kalt XFLR5. Dette programmet ble vi anbefalt av Heming Melvold (KDS) via Jan Dyre (KDS). XFLR5 er et analyseverktøy for vingeprofiler, vinger og fly som kjører ved lave

Reynoldstall, og er mer rettet mot de som driver med hobbyfly, for optimalisering av design på amatørnivå (ikke profesjonelt).

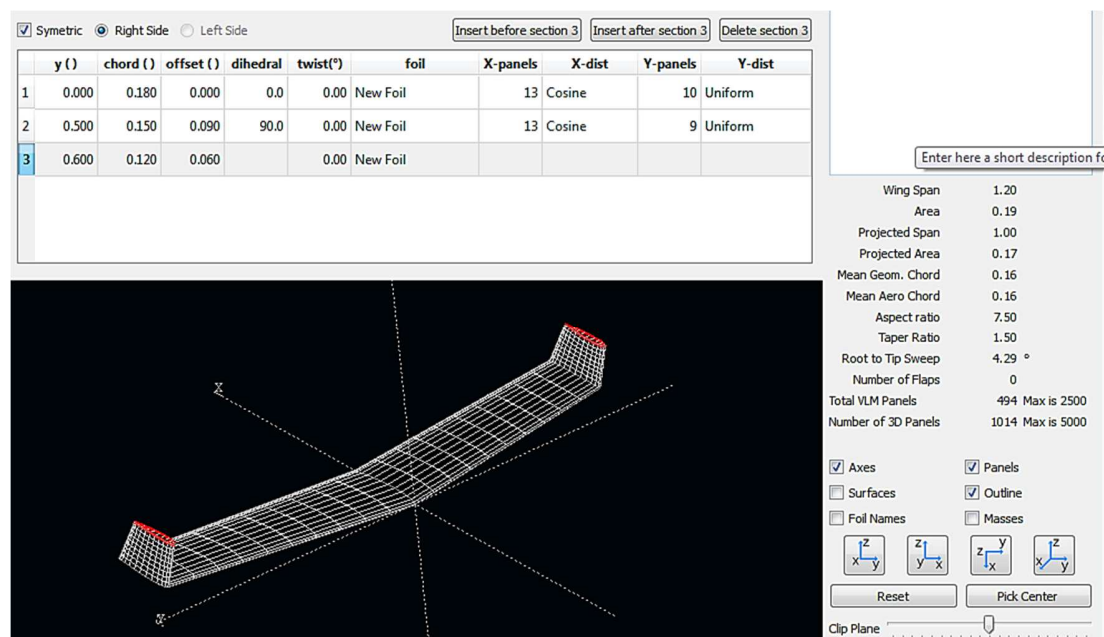
Programmet fungerer ved at man legger inn koordinater (for x, y og z) for det vingeprofilet man ønsker. Her er det vanligst å benytte standardprofiler man finner på nettet, da dette er snakk om ganske mange koordinater. Etter at man har valgt det profilet man ønsker for vingen, åpnes «.dat» -filen med koordinatene i programmet, og profilet dukker opp. Når dette er gjort, kjører man en analyse på kun profilet for å se statistikken på luftmotstand, løftekraft, angrepsvinkel ( $\alpha$ ) i koordinatsystemer. Her kan man selv velge det forholdet man ønsker, f.eks. løftekraft over luftmotstand. Etter at analysen har kjørt, vil man få opp fem koordinatsystemer med en kurve for hvert Reynoldstall. Reynoldstallet blir bestemt før analysen, og jo større intervall jo flere kurver får vi.



Figur 31 - Kurver i XFLR5 for ett vingeprofil

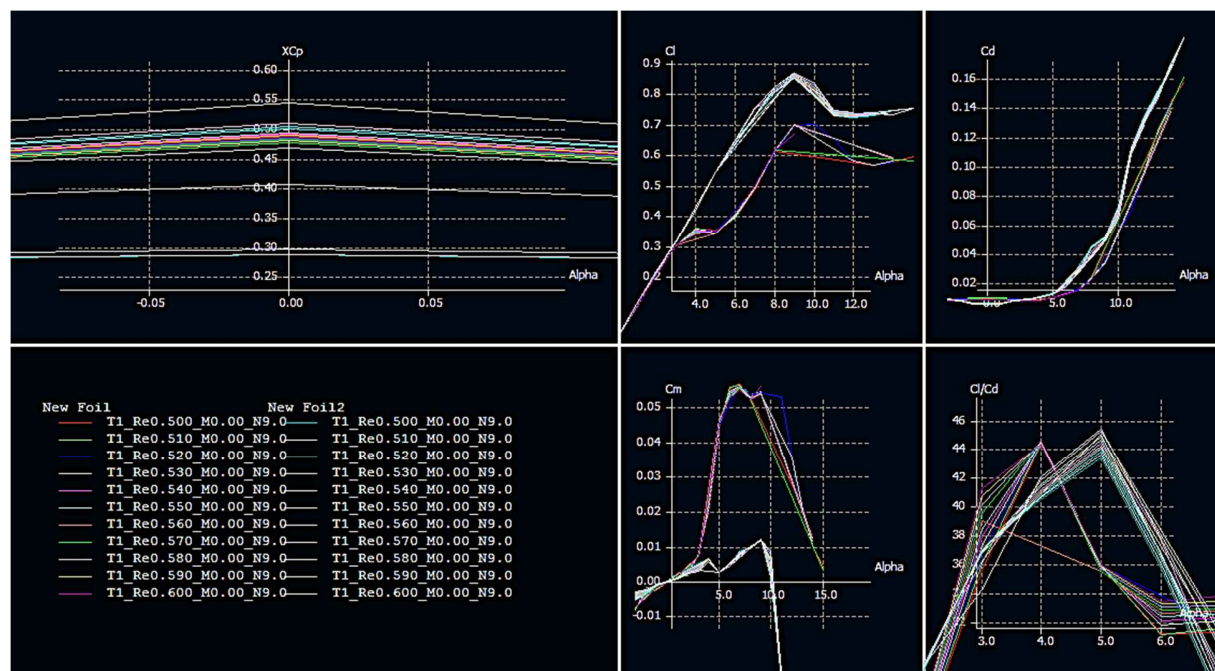
Etter dette kan man bygge vingen etter eget ønske ved å plotte inn tall i programmet (se figur 25). Deretter bygger man hele flyet steg for steg, det neste steget ville vært å bygge kroppen, deretter halen osv.





Figur 32 - Definere vinge i XFLR5

XFLR5 kunne blitt brukt for å finne det mest optimale vingeprofilet, ved at man legger inn flere profiler i en analyse og sammenligner deres resultater i koordinatsystemene. På denne måten kunne vi sett hvilket profil som ville gi størst løftekraft. Se bildet nedenfor.



Figur 33 - Kurver i XFLR5 for sammenligning av to vingeprofiler

Her ser vi resultatene for to forskjellige vingeprofiler, hvor det ene gir mye høyere tall for løft enn det andre, og ville dermed vært en «favoritt».

Programmet i seg selv er ikke avansert, men da vi valgte å benytte SW som modelleringsprogram (siden vi er mest fortrolige med dette) viste det seg å være problematisk å overføre dette profilet til XFLR5-programmet, siden vi ikke hadde en koordinatliste til profilet. Av den grunn valgte vi kun å konsentrere oss om Solid Works Flow Simulation. Til verifisering av resultater valgte vi derfor utelukkende bruk av vindtunneltesting.

---

### 4.2.2 Testprosedyre for vindtunnel (1. forsøk)

Luftstrømhastighet benyttes som testvasriabel for vindtunneltestingen, der korresponderende løft og luftmotstand skal måles. Før testingen kan starte må modellen posisjoneres i senter av vindtunnelen, og kobles til måleinstrumentene. Sentral posisjon er viktig for å, i størst mulig grad, unngå forstyrrelser av luftstrømmen i forbindelse med grenseflaten til tunnelveggene.

Samtlige fester i modellen gjøres ved innskruing av små kroker for tilkobling av tråder (med minimal fleksibilitet i lengderetning). Trådene skal ha akse gjennom tyngdepunktet til modellen. Øvre vertikalfeste begrenser bevegelse av modellen til området ovenfor tunnelens senterposisjon. Det skal for øvrig utøve minst mulig hindring av annen bevegelse, hvilket vil være avhengig av trådens stivhet og egenvekt. Nedre feste kobles til digital kjøkkenvekt via tråd og loddssats. Hensikten med dette er at løftet som induseres på farkosten, som følge av passerende luftstrøm, vil gi utslag som en endring av vektmåling. Følgelig må oppkoblingen være stram (tråd uten slakk). Det er videre et poeng at modellens høyderelaterte posisjon ikke vil endres ved bruk av en slik konstellasjon. Horisontalt feste av modellen gjøres kun i snuteparti. Her festes modellen til en tråd som i andre enden er koblet til en kraftmåler, i form av en bagasjevekt. Operatør holder andre enden av denne og kompenserer for eventuell tøying som opptrer under testingen, slik at modellens vertikale oppheng hele tiden står loddrett (modellen forholder seg i ro). En alternativ/supplerende innfallsvinkel vil være tilkobling av en sekundær kjøkkenvekt- og loddssatskonstellasjon via tråd over trinse.

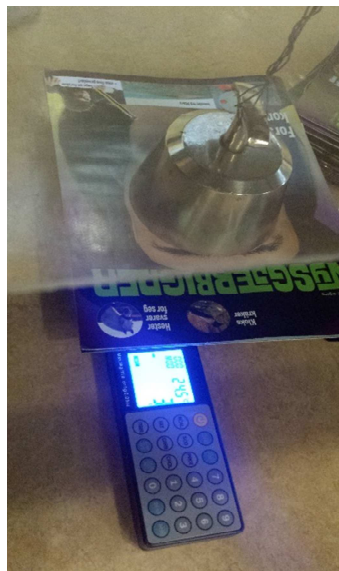
Krokene og trådene, som utgjør opphenget av modellen vil selvsagt påvirke de aerodynamiske egenskapene til den totale sammenstillingen. Dette utgjør slik en feilkilde i forhold til resultatene som testen fremskaffer, men dersom tilkoblingsmodulene er relativt mye mindre enn modellen, og trådene er relativt tynne og glatte, antar vi at denne effekten er forholdsvis liten. Ved tilnærmet laminær luftstrøm antar vi videre at vertikalfestingen er tilstrekkelig for å motvirke «roll» av modellen. Dette fordi en eventuell roll-bevegelse vil indusere et motvirkende moment som følge av opphengets feste i henholdsvis topp og bunn av modellen. «Pitch» og



«yaw» hindres på tilsvarende måte av horisontalfestet. Dessuten vil winglets'ene også bidra til retningsstabilitet.



**Figur 34 - Festeanordning i vindtunnel**



**Figur 35 - Nedre feste**



**Figur 36 - Trinsesystem for måling av luftmotstand**

Etter at installeringen av modell i vindtunnel er gjennomført starter test-sekvensene. Disse skal matche luftstrøms-scenariene som benyttes i den virtuelle analysen, slik at resultatene blir sammenlignbare. Én operatør holder bagasjevekta (dersom denne benyttes), mens en annen regulerer hastigheten på luftstrømmen og leser av lastmålingene for løft og luftmotstand. Dataene som fremkommer noteres i en tabell, som gjengis i resultatdelen av dette dokumentet.

Nødvendig testutstyr og prosjektgruppas anskaffelseskilder oppsummeres i tabellen nedenfor.

**Tabell 32 - Nødvendig utstyr for vindtunneltest**

Artefakt	Kilde
Vindtunnel	Lånes av vitensenteret via Jan Dyre (KDS)
Skalamodell av droneskrog	3D-print vha. Richard Thue (HBV)
Drill med tynt bor (~1mm)	Utstyr som gruppemedlemmer besitter
Lett, tynn, glatt tråd med høy E-modul (ved strekk)	---   ---
Newtonmeter (bagasjevekt)	---   ---
Digital kjøkkenvekt (med målenøyaktighet i gram)	---   ---
Tape for festing av tråd til vindtunnel	---   ---
«Superlim» til sammenstilling av modellelementer	---   ---
Loddsats (>100g) for festing av tråd på kjøkkenvekt	---   ---
Stjerneskrutrekker (til åpning/demontering av vindtunnel)	---   ---
Små festekroker for innskruing i modells-krog	Må kjøpes inn
Spraysparkel for utjevning av 3D-print	---   ---
Fint sandpapir for pussing av ujevnheter etter 3D-print	---   ---
Lakk for å gi modellen en glatt overflate	---   ---

### 4.2.3 Testprosedyre for vindtunnel (2. forsøk)

Førstegangs gjennomføring av vindtunneltesten feilet. Årsaken kan betegnes som en klassisk feilantagelse av forutsetninger; altså som følge av opptredelse av uventede hendelser relatert til forhold ved testsystemet som ikke fullt ut var kartlagt på forhånd. Konkret utartet dette seg ved at taket i vindtunnelen, som modellen var festet til, ble tøyd (sugd ned) ved påsetting av luftstrøm i tunnelen. Dette resulterte i ingen eller positiv vektdifferanse på kjøkkenvekta, hvilket isolert sett skulle indikere fravær av løft. Positivt utslag kan imidlertid ikke forklares ved trådvækt alene, da dette tidvis var i størrelsesorden på rundt 100 gram. Tråden til nedre vertikalfeste har kun en vekt på anslagsvis noen få milligram. Målingene må følgelig tilskrives en fullstendig eller delvis reduksjon av forspenningen av vertikalfestet, avhengig av om suget produserte en tøyning som resulterte i trådslakk. Vi forsøkte først å «kompensere» for denne hendelsen ved å legge lodd på tunneltaket. Hensikten med dette var å sjekke hvorvidt en nedspenning forut for testkjøring kunne eliminere tøyningen forårsaket av vindsuget. Dette lyktes imidlertid ikke; tunneltaket forble ustabilt, og vi hadde/fant ikke anledning til å utføre alternative avstivningstiltak.

Denne situasjonen fordret dermed re-planlegging «ad hoc», siden både tilgangen til bruk av vindtunnelen og våre egne tilgjengelige tidsressurser var begrenset. Nødløsningen ble å gjøre bruk av et vertikalstag med lavfriksjonsoppheng. Dette er utstyr som allerede hører til en demonstrasjonsenhet til vindtunnelen, men som for vårt vedkommende i utgangspunktet ble valgt bort av to årsaker: For det første representerer vertikalstaget, og korresponderende festeanordning mot modell, en langt større overflate enn vårt førstevalg. Følgelig blir også forstyrrelsen av luftstrømmen rundt modellen langt større, og dermed også den assosierte feilkilden tilknyttet løftmålingene. Dessuten vil et «vertikalstag», som altså kun tillater vertikal bevegelse være uegnet til måling av luftmotstand. Et alternativt hengsla «vippestag» ble vurdert som løsning for å skaffe denne typen målinger, men dette ville kreve langt mer omfattende (og langvarig) modifisering av konstruksjonen. En alternativ, fullt ut egenprodusert konstruksjon ble også vurdert gjennomført, men begge alternativer ble skrinlagt etter en samlet vurdering av nødvendig og tilgjengelig tid, begrenset anledning til modifisering av lånt materiell og vurdering av målingenes verdi under nevnte utfordringer med forstyrrelse av luftstrømmen.

Løftmålingene ble dog gjennomført med det allerede tilgjengelige utstyret, og resultatene er gjengitt i kommende underkapittel. Det ble gjennomført 5 måleserier for å sjekke konformiteten til de respektive målingene. De hastighetsspesifikke gjennomsnittene av disse seriene benyttes som representanter for resultatene av vindtunneltestingen.

### 4.2.4 Iterasjon

Vi har valgt å se på angrepsvinkel og vingespenn som innledende iterasjonsparametere. Som tidligere nevnt vil løft være avhengig av angrepsvinkelen for et symmetrisk vingeprofil. Videre er løftet som genereres av vingene også avhengig av overflatearealet. Vi ønsker nå å se på effekten av å justere disse parameterne.

Vi valgte å kjøre fire analyser der samtlige var utsatt for en relativ luftstrømhastighet på 10 m/s. Den første modellvarianten var kun en referanse (lik skalamodell, bare i full størrelse). Ved den andre økte vi angrepsvinkelen, ved den tredje økte vi vingespennet, og ved den fjerde valgte vi en kombinasjon av begge disse endringene.

Slik vi beskrev i kapittel 2.2.1, er vårt design basert på washout-prinsippet. I utgangspunktet ble vår modell designet med  $2,5^\circ$  vridning ved roten og  $-1,5^\circ$  vridning ved tuppen. Dette betyr at det er 4 grader forskjell mellom vingeroten og vingetuppen. Fordelen med slik vridning er diskutert i kapittel 2.2.1, men graden på vridningen, og dens effekt, er ennå ikke bestemt. Av den grunn ønsket vi å gjøre endringer på designet vårt for å se hvilken innvirkning dette gir på løft- og motstandskoeffisienten.

Økt angrepsvinkel ved rotkorden kan være med på å gi mer løft ved denne delen av vingen. Ved iterasjon 1 økte vi derfor angrepsvinkelen ved rotkorden og reduserte angrepsvinkelen ved tuppkorden. Vi har i denne iterasjonen endret angrepsvinkelen ved rotkorden til  $3,5^\circ$  og til  $-2,5^\circ$  ved tuppkorden.

Parallelt med washout-endringer, kjørte vi også analyse med økt vingespenn. Stort overflateareal er ønskelig for å få større løft. Man kan øke overflatearealet ved å blant annet øke vingespennet. Vi har ved denne iterasjonen økt vingespennet fra ca. 1,13 m til 1,37 m. Dette tilsvarer 21% økning.

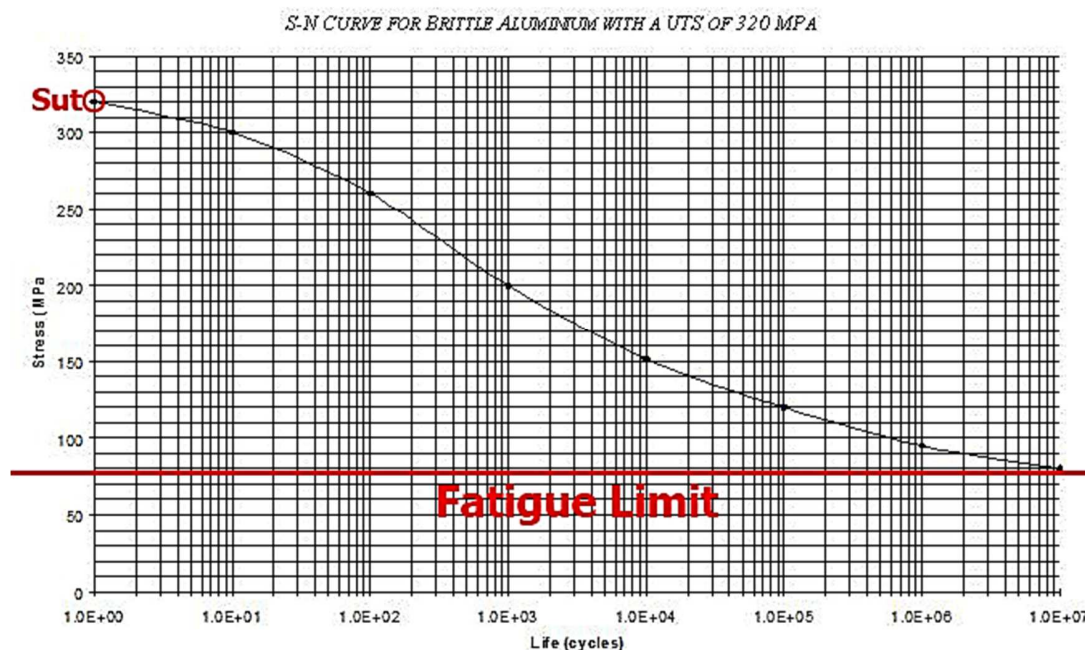
### 4.3 Kritiske komponenter

Testene beskrevet i testspesifikasjonen er ment å bli gjennomført på det fysiske produktet som skulle realiseres i løpet av prosjektiden. Slik det også kommer frem av testspesifikasjonen, har vi valgt å prioritere utføring av stressanalyser på de komponenter som vi anser som kritiske. Disse er motorfeste og tilkoblingen (koblingsstag) mellom vinge og flykropp. Det blir i denne sammenhengen utført statiske- og utmattingsanalyser på begge.

#### Material

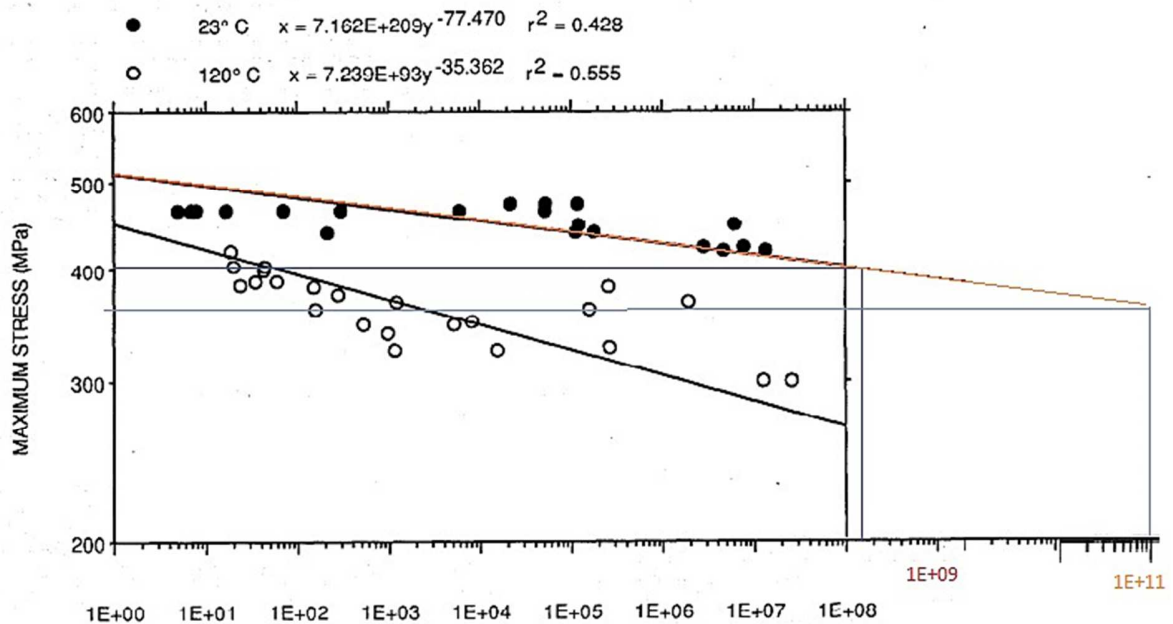
Analysene blir gjennomført på deler laget av karbonfiber, som kom frem som beste material i materialutvelgelsen vår (jf. «Teknologidokument for materialvalg»). Grunnet datamangel for karbonfiber, knyttet til definerte egenskaper i SolidWorks, måtte disse settes inn manuelt ved hjelp av datablader.

For å kunne gjennomføre utmattingsanalyser, må materialets S/N-kurve (forholdet mellom opptredende spenningsamplitude og antall sykluser) være definert. Figur 31 viser utmattingsgrensen til aluminium. Spenninger under den røde linja vil i teorien aldri kunne utsette materialet for utmatting. Da maksimal opptredende spenning er mindre enn utmattingsgrensen til materialet, vil konstruksjonen tåle uendelig mange sykluser.



Figur 37 - Eksempel på S/N-kurve [21]

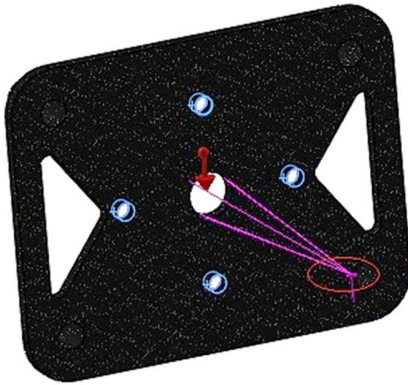
Karbonfiber har ikke en definert utmattingsgrense. I følge rapport [22] vil øvre spenningstoleranse før utmatting opptrer reduseres med økende antall sykluser. Denne testen ble kjørt til  $10^8$  sykluser, uten at det ble funnet tegn til utmattingsgrense (utflating av kurven). Det kan dermed tyde på at forholdet mellom spenning og antall sykluser fortsetter denne trenden med økende antall sykluser. Med bakgrunn i en slik antakelse har vi utført en ekstrapolering av kurven opp til  $10^{11}$  sykluser (jamfør kapittel 2.3.2 og 2.5 i «Teknologidokument for materialvalg»).



Figur 38 – S/N-kurve til karbonfiber [23]

### Motorfeste

Motorfeste er en komponent som har til hensikt å holde motoren fast på droneskroget. Denne komponenten vil påføres moment fra både propell og motor. For å kunne utføre den statiske studien måtte vi regne ut momentarmen og momentet.



Figur 39 - Motorfeste med påført last og moment

Komponenten blir i tillegg utsatt for vibrasjoner fra motoren. Dette innebærer vekslende lastvirkninger (på- og avlasting) som kan føre til utmatting.

Nedenfor har vi regnet ut maksimalt antall svingninger festet kan bli utsatt for, hvis vi går ut ifra at dronen kjører en time med fullt motorpådrag. Motoren vi benytter i denne sammenhengen er på 1400Kv<sup>13</sup> (antall RPM per volt), og et batteri med maksimum spenning på 11,1 V.

Antall svingninger  $N = \frac{\omega}{V} \cdot V \cdot t \cdot n$ , hvor  $\frac{\omega}{V}$  er vinkelfart i rpm per volt,  $t$  er tid i minutter og  $n$  er antall flysykluser dronen skal kunne kjøre i løpet av fem år (jamfør kravspesifikasjonen).

Dette gir:  $N = 1400 \frac{rpm}{V} \cdot 11,1 V \cdot 60min \cdot 10000 \approx 9,3 \cdot 10^9$  sykluser

Vi gjennomførte først en statisk analyse. Denne analysen viser hvor vi får de største opptredende spenningene på komponenten. Videre gjennomførte vi en utmattingsanalyse for å finne ut hvor mange sykluser den mest utsatte lokasjonen kan motstå før den svikter.

<sup>13</sup> Se «Valg av motor» på neste side

### Koblingsstag

Dronen vi har designet har, som allerede nevnt, avtakbare vinger. Disse vingene blir festet på dronekroppen ved hjelp av koblingsstenger. Under flyving vil vekta til flykroppen, inkludert innmat, «hvile» på disse stengene. På grunn av trykkendringer, kan disse bli utsatt for vibrasjoner, og anses derfor som kritiske komponenter.

Vi har derfor utført utmattingstest på disse delene. Antall sykluser de skal kunne tåle før de går til brudd, er imidlertid ikke like lett å komme frem til som det var ved utregning av motorfestet. Dette fordi vibrasjonsfrekvensen til vingene er ukjent. Av den grunn har vi tatt utgangspunkt i vibrasjonene til motoren som er regnet ut tidligere, altså  $N = 9,3 \cdot 10^9 \text{sykluser}$ . Bakgrunnen for dette er at vi antar at stengene blir utsatt for langt færre sykluser enn motorfestet (altså en frekvens,  $f \ll 1400 \text{ rpm/V} \cdot 11,1\text{V} = 15540 \text{ rpm}$ ).

Messesenteret til dronen skal befinne seg i fremre del av dronekroppen, omtrent der frontstengene tres inn. Frontstengene vil av den grunn bære den meste av vekta (ca. 2/3). Framgangsmåten for utmattingsanalysen er den samme som for motorfestet.

### Valg av motor

Ved å anta at bevegelsen er i konstant hastighet (trimma tilstand), vil summen av kreftene være lik null. Dvs. at løftkraft må være lik tyngdekrafta for å holde dronen i lufta, og motstandskrafta være lik fremdriften.

$$L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho v^2 \cdot S = mg \Leftrightarrow v = \sqrt{\frac{2 \cdot mg}{C_L \cdot \rho \cdot S}}$$

Motstandskraft  $F = \frac{1}{2} \rho_L \cdot c_D \cdot v^2 \cdot A$ , der  $A$  er frontarealet til dronen. Effekten vi trenger for å opponere motstandskraften, er fremdriftskrafta multiplisert med hastigheten.

$$P = F \cdot v = \frac{1}{2} \rho_L \cdot c_D \cdot v^3 \cdot A = \frac{1}{2} \rho_L \cdot c_D \cdot \left(\frac{2 \cdot mg}{C_L \cdot \rho \cdot S}\right)^{\frac{3}{2}} \cdot A$$

Det betyr at vi trenger minst  $\dots x \text{ W}$  effekt for å drive dronen framover.

Minimumseffekten vil imidlertid være avhengig av både virkningsgraden til motoren og propellen.

Da blir ønsket effekt  $P = P_m \cdot \eta_m \cdot \eta_p$ , hvor  $P_m$  er motoreffekt,  $\eta_m$  er virkningsgraden til motoren og  $\eta_p$  er virkningsgraden til propellen.



$$P_m = \frac{p}{\eta_m \cdot \eta_p} = \frac{\frac{1}{2} \rho_L \cdot C_D \cdot \left( \frac{2 \cdot m g}{C_L \cdot \rho \cdot S} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot A}{\eta_m \cdot \eta_p}$$

$P_m$  er minste motoreffekten vi trenger. I dette tilfellet vil:  $m=5,2$  kg,  $\eta_m = 80\%$ ,  $\eta_p = 90\%$ ,  $C_L = 0,06295$  (fra kapittel 4.4.3 analyse nr. 7),  $C_D = 0,105757$ ,  $A = 0,008$  m<sup>2</sup>,  $S(\text{vingeareal}) = 0,46$  m<sup>2</sup>. Vi får da følgende:

$$P_m = 0,5 \cdot 1,04 \cdot 0,105757 \cdot \left( \frac{2 \cdot 5,2 \cdot 9,81}{0,06295 \cdot 1,04 \cdot 0,46} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot 0,008 = 86,7 \text{ W}$$

Ved konstant hastighet vil dronen behøve en motor som leverer minst 86,7 W. Siden motoreffekt på markedet ofte er oppgitt ved maksimums verdier, må vi velge en motor med høyere effekt enn maksimum. Vi velger en motor med maksimum effekt mellom 150 W- 250W for å forsikre oss om at den kan levere minimum effekt på 86,7 W. Valget falt derfor på en motor med maksimum effekt på 205 W, vekt på 50 g og en vinkelfart på 1400Kv [24].



### 4.4 Resultater

Her vil vi presentere resultater som fremkom i forbindelse med både verifiseringssekvensen for analyse og vindtunneltesting (skalamodell), den innledende analyserunden (fullstørrelsemodell), og den andre, parameterjusterte gjennomføringen (iterasjonsrunden). I dette underkapitlet vil kun resultatene bli presentert. Diskusjonen rundt disse beskrives i neste underkapittel.

#### 4.4.1 Verifiseringssekvens

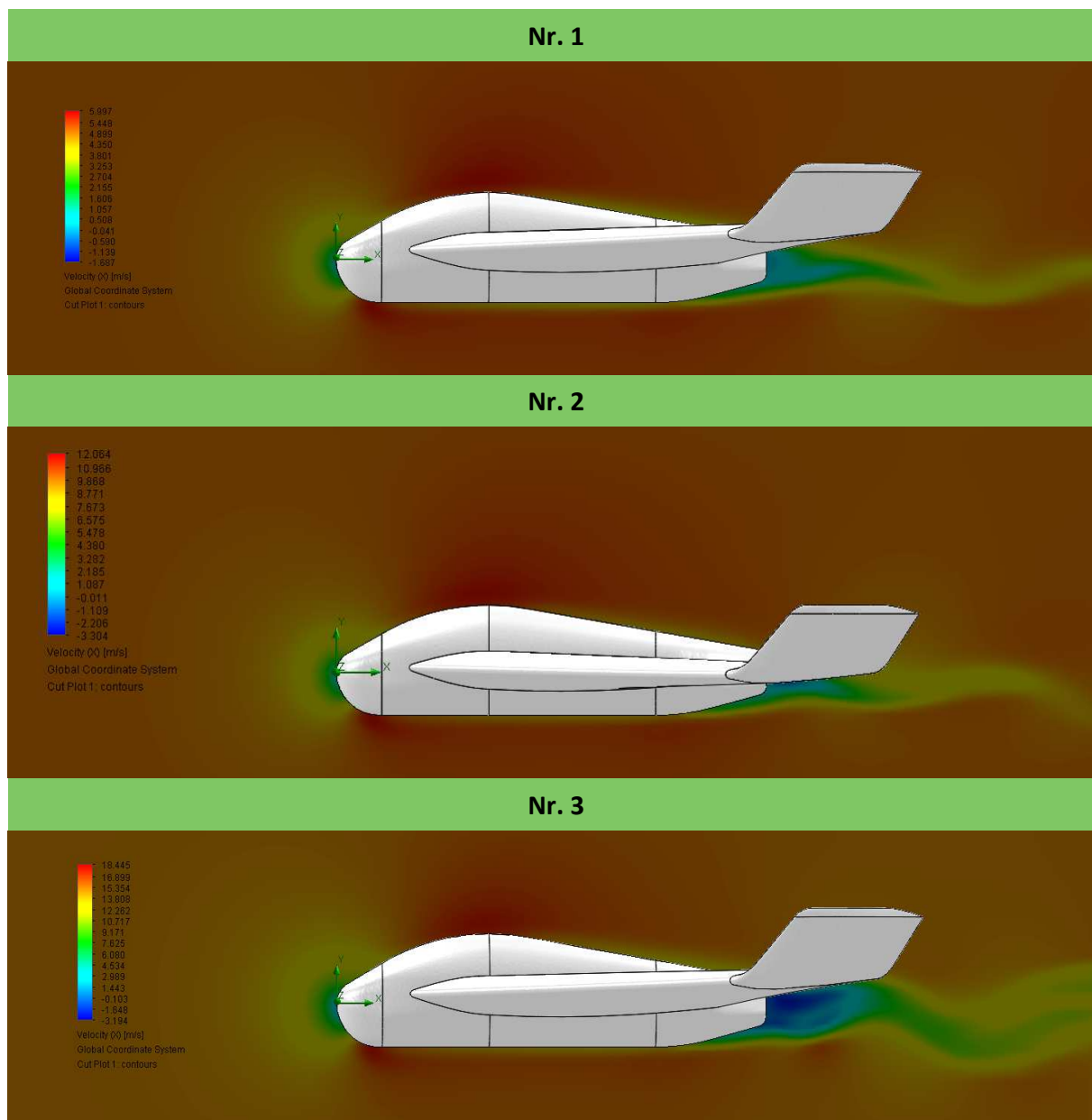
**Tabell 33 - Målinger fra vindtunneltesting**

Luftstrømhastighet (Påsett)	Løftekraft (Målt)							Luftmotstand (Målt)
	Veieserier					Snitt	Kraft	
5 m/s	6g	6g	6g	6g	6g	6g	0,06N	N/A
10 m/s	8g	9g	9g	9g	9g	9g	0,08N	N/A
15 m/s	10g	12g	11g	11g	11g	11g	0,11N	N/A

«Kraft» -målingene ble angitt i gram; altså rettere sagt den korresponderende masse, forutsatt at gravitasjonskonstanten,  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ . Newtons 2. lov ( $F = m \cdot g$ ) angir relasjonen mellom masse (i kg) og kraft, og er benyttet for bestemmelse av kraftangivelsene i tabellen.

**Tabell 34 - Målinger fra analyse i SW (ABS-materiale)**

Nr.	Type modell	Hastighet	$F_D$	$F_L$	$C_D$	$C_L$	$\frac{C_L}{C_D}$
1	Skalamodell	5 m/s	0,004957	0,003541	0,171327	0,022346	0,130429
2	Skalamodell	10 m/s	0,016929	0,013441	0,146275	0,021204	0,144960
3	Skalamodell	15 m/s	0,034051	0,040267	0,130764	0,028232	0,215900

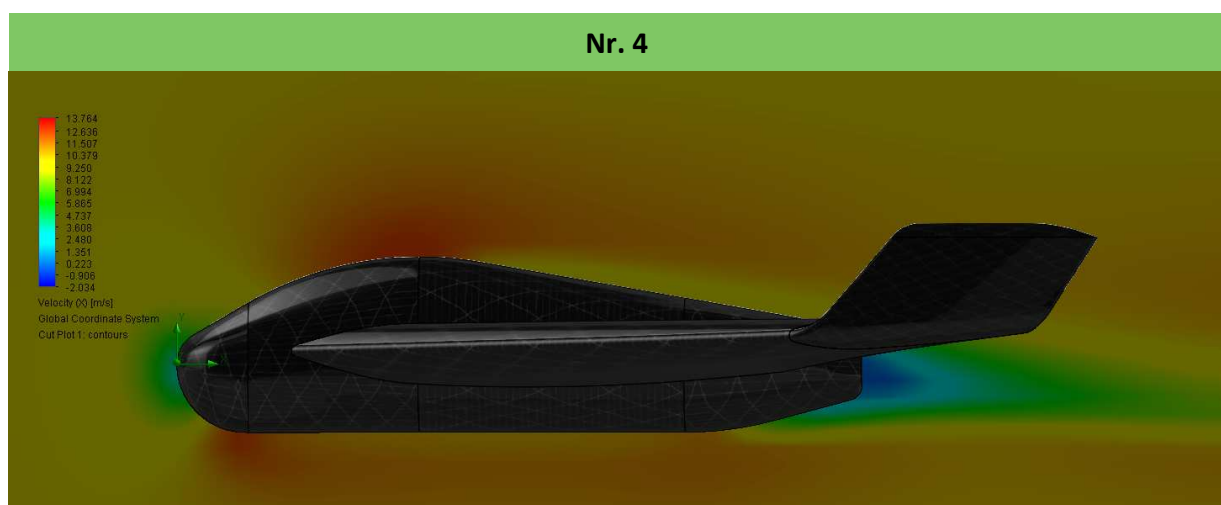


**Figur 40 - Cut plots for skalamodell (Henholdsvis 5, 10 og 15 m/s)**

## 4.4.2 Innledende analyse

Tabell 35 - Analyse av drone i full størrelse (karbonfiber)

Nr.	Type modell	Hastighet	$F_D$	$F_L$	$C_D$	$C_L$	$\frac{C_L}{C_D}$
4	Full størrelse	10 m/s	0,432234	1,004116	0,102571	0,043894	0,427938



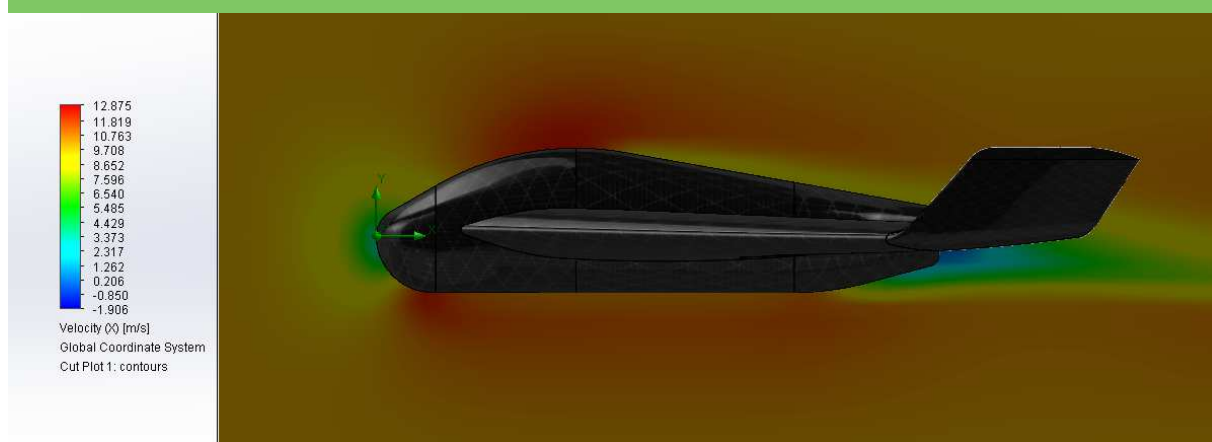
Figur 41 - Cut plots av fullstørrelsen ved 10 m/s

## 4.4.3 Revidert analyse (iterasjon 1)

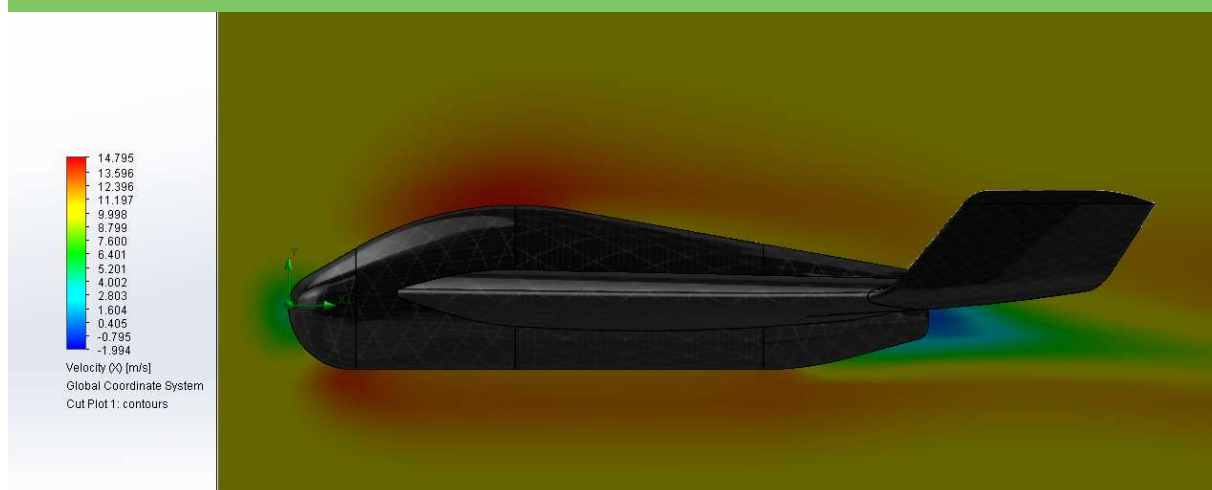
Tabell 36 - Målinger fra analyse i SW (iterasjon 1)

Nr.	Type modell	Hastighet	$F_D$	$F_L$	$C_D$	$C_L$	$\frac{C_L}{C_D}$
5	Full størrelse m/ økt angrepsvinkel	10 m/s	0,478991	0,970641	0,099458	0,035051	0,352420
6	Full størrelse m/ økt vingespenn	10 m/s	0,612418	1,857614	0,145329	0,081204	0,558760
7	Full størrelse m/ kombinasjon	10 m/s	0,509325	1,743302	0,105757	0,062953	0,595261

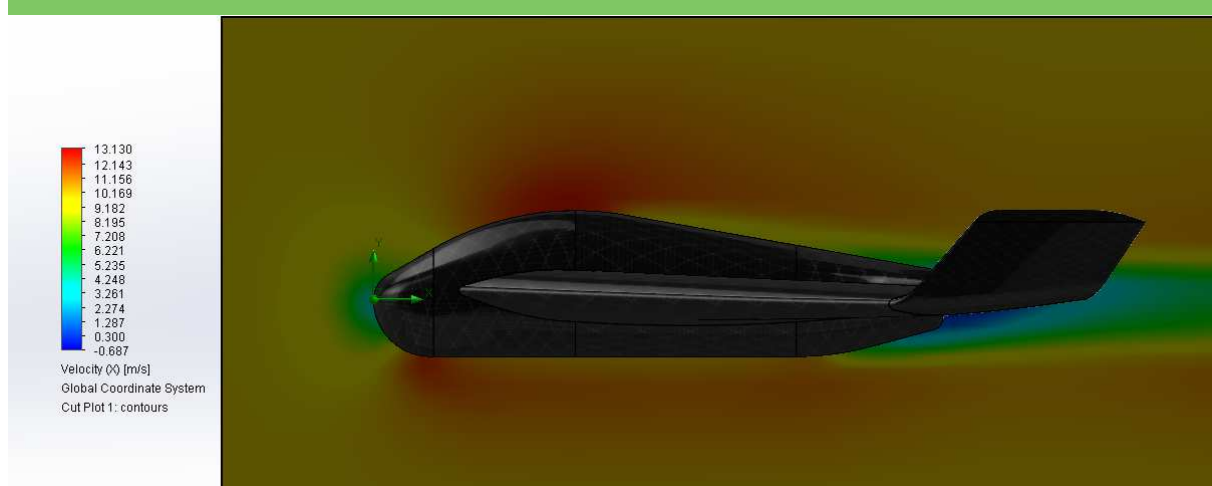
Nr. 5



Nr. 6



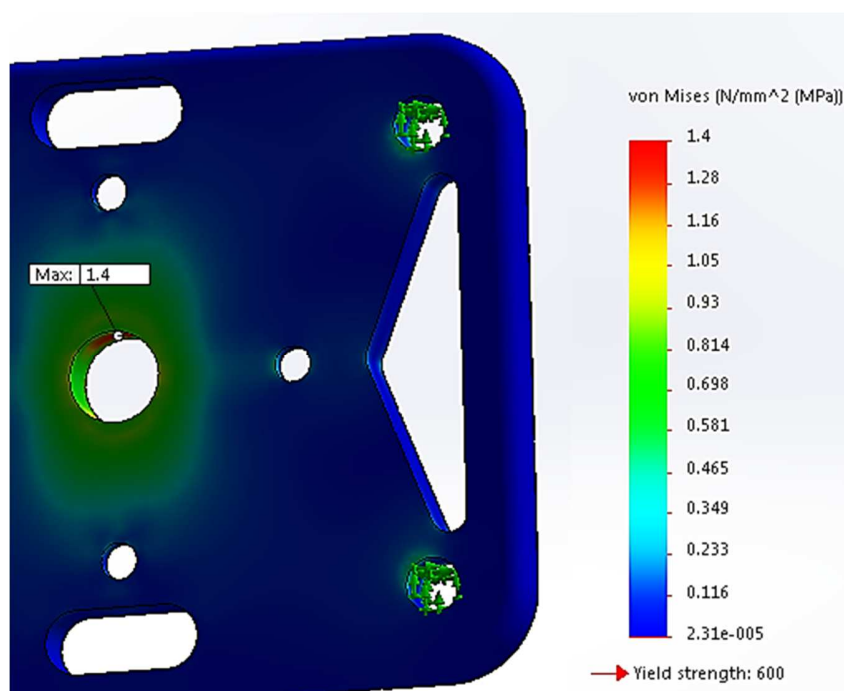
Nr. 7



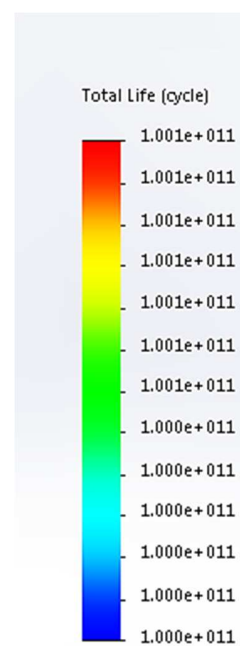
Figur 42 - Cut plots for fullstørrelse modell ved 10 m/s (Økt angrepsvinkel, økt vingespenn, kombinasjon)

### 4.4.4 Analyse av kritiske komponenter

Den største opptredende spenningen på motorfeste er på  $1,4 \text{ MPa}$ . S/N-kurven presentert tidligere, viser at en spenning på ca.  $400 \text{ MPa}$  kan føre til utmatting hvis spenningen påføres  $10^9$  ganger. Den opptredende spenningen som festet blir utsatt for er langt mindre enn dette. Denne spenningen vil altså ikke kunne utsette materialet for utmatting. Utmatningsanalysen viser også at delen kan motstå  $10^{11}$  svingninger uten å gå til brudd. Ved å ta utgangspunkt i de beregninger og resultater som fremkommer av analysen, kan vi altså beslutte at motorfestet ikke vil bli utmattet i løpet av driftstiden som er angitt i kravspesifikasjonen.

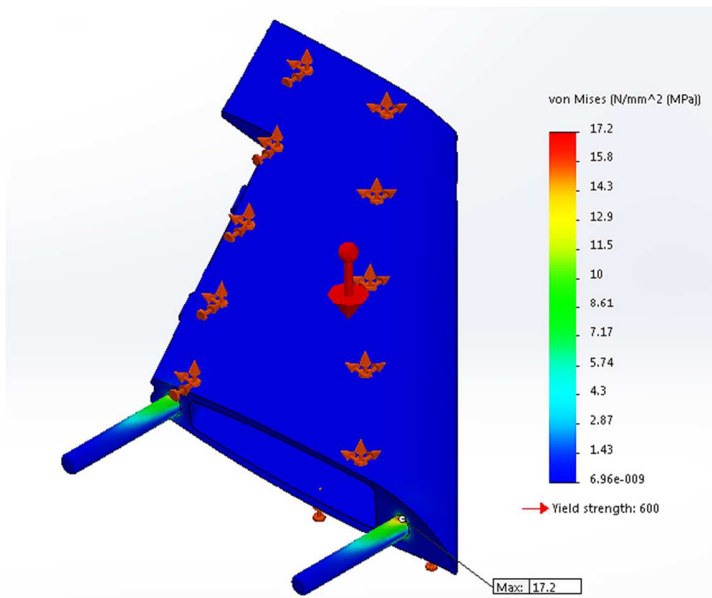


Figur 43 - Største opptredende spenning på motorfestet

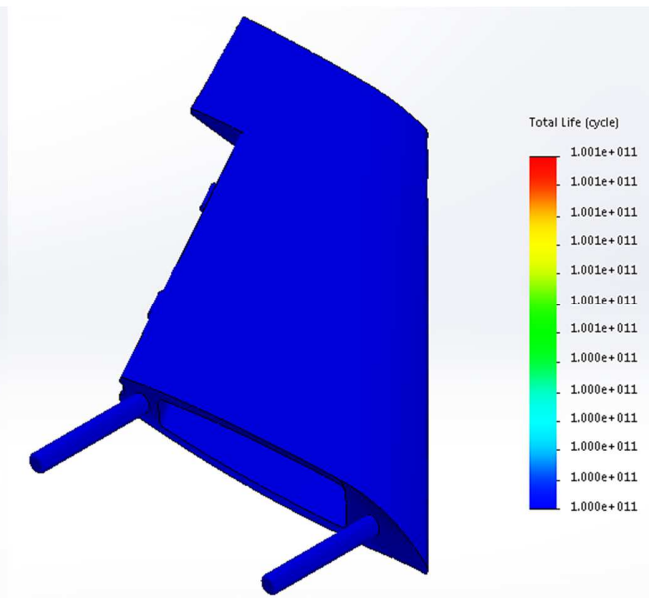


Figur 44 – Levetid til motorfestet

Koblingstengene blir utsatt for en maksimal spenning på  $17,2\text{MPa}$ . Av samme grunn som nevnt for motorfestet, vil heller ikke disse delene bli utsatt for utmatting.



Figur 45 - Maksimum spenning på vingestag



Figur 46 - Levetid på vingestag

Basert på disse resultatene mener vi at designet er godt egnet til deres bruksområder. Det er likevel viktig å bemerke at disse analysene ikke tar hensyn til små defekter som overflateskade, porer i materialet eller produksjonsfeil. Slike defekter har tendens til å øke faren for utmatting, spesielt gjelder dette overflateskader. Derfor kan vi likevel ikke garantere at modellen ved realisering ikke vil bli utsatt for utmatting.

En viktig bemerkning ved disse analysene, er at de er kjørt på en «eldre» versjon av CAD-modellen vår. Dette er fordi den nyeste utgaven av modellen vår har en svært tynn godstykkelse. På grunn av mesh<sup>14</sup>-problemer, ville ikke analysen kjøre på en så tynn profil, og vi så oss derfor nødt til å bruke en tidligere versjon. Dette har likevel ingen påvirkning på verken motorfestet eller vingestaget, da påførte krefter er det samme.

<sup>14</sup> Mesh innebærer at programmet deler modellen opp i små biter/elementer, for så å analysere modellen.

### 4.5 Diskusjon av resultater

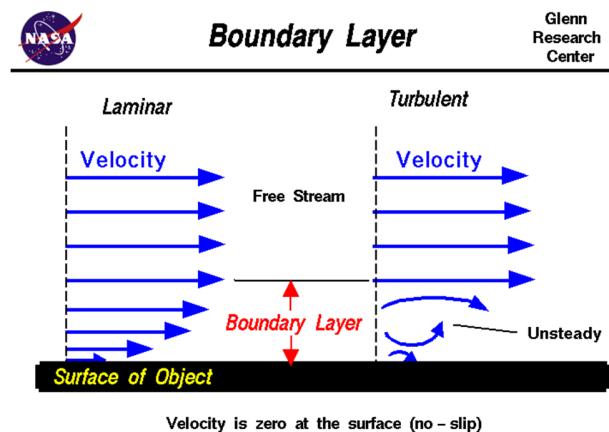
Vil vi her diskutere og sammenligne resultatene som fremkom ved de respektive tester og analyser. Vi skal vurdere hvorvidt det er samsvar mellom analyse og test, og hvilke feilkilder som har gjort seg gjeldende. Videre skal vi granske effektene fra modifieringsforsøkene under iterasjonsprosessen, og evaluere hvilke(n) designjustering(er) som er mest gunstig i forhold til en tilnærming mot lengre flytid.

#### 4.5.1 Verifiseringssekvens

Virtuell analyse og fysisk testing vil ikke være direkte sammenlignbare, med tanke på både overflateruhet og nøyaktige geometriske dimensjoner, da den virtuelle modellen er «perfekt» glatt og har null feilmargin for målnøyaktighet. Dette er ikke tilfellet for den fysiske modellen, som først er 3D-printet (med grove/hakkete konturer), og deretter sparklet, pusset og lakkert. Ingen tilvirkningsteknikker er absolutt nøyaktige, og vil dermed danne feilkilder ved sammenligning med CAD-modeller.

I vårt tilfelle vil denne type feilkilder innebære at kraftmålingene på en fysisk modell avviker noe fra den idealiserte modellen i et analyseprogram. For øvrig vil også den påførte lastvirkningen, i form av en luftstrøm, gjennomgå samme problematikk. Vi forsøkte ved hjelp av vindtunnelen å skape en laminær luftstrøm med bestemte hastigheter, som tilsvarer de analyseforutsetningene som ble definert i SWFS. Også dette vil avvike i større eller mindre grad avhengig av den utstyrmessige kvaliteten på vindtunnelen, deriblant nøyaktigheten av vindmålerinstrumentet (som er en integrert del av vindtunnelen).

I tillegg vil det oppstå en grensesjikt-problematikk i forbindelse med luftstrøm og tunnelvegger. Dette fordi luftstrømmen bremses opp av de stasjonære flatene, slik at det oppstår strømningsforstyrrelser. Effekten av dette vil være størst i nærheten av tunnelveggene. Vi har forsøkt å ta hensyn til dette ved å benytte en skalamodell med betraktelig mindre vingespenn enn bredden på vindtunnelen, men grensesnitt-problematikken vil likevel kunne spille en rolle for luftstrømmen, spesielt ved vingetuppene.



Figur 47 – Grensesjikt [25]

En annen, og kanskje den mest vesentlige feilkilden, er tilknyttet opphenget av modellen i vindtunnelen. Opphenget var nødvendig for å posisjonere modellen sentralt i vindtunnelen, men i analysen finnes det ikke slike forstyrrende elementer. For å minimere denne effekten har vi, som tidligere nevnt, forsøkt å benytte et oppheng med minst mulig omfang. Likevel vil denne opphengstrukturen påvirke både luftstrøm, og til dels modellens interaksjon med denne. I tillegg vil vibrasjoner i vindtunnelen forplante seg i opphenget og forstyrre modellens posisjon. Omfanget av disse effektene kan vi bare spekulere i, men det synes innlysende at jo større overflate opphengstrukturen har, desto større blir også den aerodynamiske forstyrrelsen.

Som nevnt under prosedyredelen (4.2.3) viste også vindtunnelens strukturelle integritet å by på problemer i forhold til måleresultatene. Dette resulterte i at vi så oss nødt til å benytte en alternativ posisjoneringsløsning, til tross for at dette medførte en større «forstyrrende» overflate. Dette opphenget tillot heller ikke måling av luftmotstand, og resulterte i at disse målingene ikke ble gjennomført. Dermed ble også sammenligningsgrunnlaget i forhold til de virtuelle analysene betraktelig begrenset, og den korresponderende usikkerheten større.

Presisjonen til måleinstrumentene som ble benyttet under vindtunneltestingen, var langt fra optimal. Dels fordi målenheten til kjøkkenvekta (som var i gram) ikke kunne gi resultater med mer enn ett gjeldende siffer for så små lastutslag som var tilfellet ved løftmålingene. Dessuten viste vindmålingene generelt høy ustabilitet; i størrelsesorden  $\pm 2 \text{ m/s}$ . En annen potensiell feilkilde er kalibreringsnøyaktigheten til de ulike måleinstrumentene. Vi kjenner ikke til disse, ei heller når siste kalibrering ble utført eller stabiliteten til apparaturen i så måte over tid.

Slik vi har beskrevet tidligere, ønsker oppdragsgiver en drone med lengst mulig flytid, hvor minstekravet er en time. Dette forutsetter at vi har et størst mulig forhold mellom løft- og motstandskoeffisienten, da dette vil gi en mest mulig energigjerrig drone.

I tabell 6, 7 og 8 har vi listet opp de resultater vi fikk i forbindelse med analysene av designvariantene våre. Den første modellen vi analyserte var skalamodellen. Analysen ble kjørt ved forskjellige luftstrømhastigheter, henholdsvis 5, 10 og 15 m/s. Som vi ser av resultatene, øker forholdet mellom løft- og motstandskoeffisienten med økende hastighet. Dette innebærer bedre virkningsgrad, desto større hastigheten blir. Et slikt resultat kan ved første øyekast virke merkelig, siden økt hastighet innebærer økt luftmotstand, men ved denne analysen ser vi at løftet imidlertid øker forholdsvis mye mer. Vi vil bemerke at dette ikke er det samme som å si at en drone basert på dette designet vil bli mer energigjerrig ved større hastigheter! Økt hastighet vil alltid innebære økt luftmotstand, som igjen fører til et høyere energiforbruk. Det som er ønskelig for lengst mulig flytid, er derimot en lavest mulig relativ luftstrømhastighet, som samtidig gir tilstrekkelig løft for å holde dronen svevende. Denne sammenhengen ser vi av flytidsformelen i kapittel 2.1, da denne både er avhengig av  $C_L/C_D$ -forholdet, og luftstrømhastigheten.



Ved sammenligning med referansedataene fra vindtunneltesten, ser vi at løftkraftmålingene og de korresponderende analyseresultatene på ingen måte samsvarer. Som nevnt tidligere er imidlertid feilkildene ved måleresultatene svært store, så usikkerheten knyttet til disse målingene, og følgelig referanseverdien de fremskaffer, er dermed tvilsom. Vi må dessverre konkludere med at testresultatene ikke er egnet som verifiseringsgrunnlag for analyse-resultatene, og vi får følgelig ikke bekreftet hvorvidt analysemetodikken holder mål.

### 4.5.2 Andre runde (iterasjon 1)

Resultatene fra analysedelen viser størst motstandskraft ved analyse nr. 6; økt vingespenn. Dette er selvsagt ikke ønskelig, men vi ser samtidig av analyseresultatene at dette designet også gir større løftekraft enn alle de andre designene. Det relevante i denne sammenhengen er, som tidligere nevnt, forholdet  $C_L/C_D$  for en gitt luftstrømhastighet. Stor motstandskraft er dermed ingen ulempe, hvis løftet øker forholdsvis mer. Den største verdien for  $C_L/C_D$  finner vi imidlertid for designvariant 7; både økt vingespenn og angrepsvinkel. Basert på de variablene som er gransket i forbindelse med denne iterasjonssekvensen, må vi dermed konkludere med at både økt vingespenn og større washout vil være gunstige justeringer i forhold til designførsteutkastet. Det er imidlertid bemerkelsesverdig at designvariant nummer 5; økt angrepsvinkel, faktisk har et lavere  $C_L/C_D$ -forhold enn førsteutkastet. Dette tyder (isolert sett) på at kombinasjonen av angrepsvinkel og vingespenn i dette tilfellet har hatt en synergieffekt.

## 4.6 Vurdering av produktet

Designutgaven som denne prosjektgruppa har produsert er ikke klar for realisering. Vi har kun så vidt begynt på det nødvendige iterasjonsarbeidet. Ikke engang innledende stabilitets-analyser er gjennomført. Vår designutgave er slik å regne som litt mer enn en kladd. Det vil derfor være nødvendig å gjennomføre langt flere iterasjoner, med ytterligere analyser og justeringer.

Masseanslag av CAD-modellen i SolidWorks har vært foruroligende ved designførsteutkastet. Dette har imidlertid ikke vært gjenstand for parameterjustering ved den designmessige iterasjonsprosessen som vi har utført i dette prosjektet. Modellens førsteutgave ville anslagsvis ha en masse på 17 kg (ved realisering), hvilket er mange ganger større enn hva som er realistisk med tanke på flyvedyktighet, og desto mer urealistisk for en drone som har til hensikt å være spesielt utviklet med tanke på energigjerrighet, og dermed lang flytid.

Hovedårsaken til den høye vekten skyldes tykkelsen på karbonfiberlaget i droneskroget. Til tross for svært gunstig styrke/vekt-forhold (jamfør «Teknologidokument for material-

utvelgelse»), ser vi nå at det blir problematisk å utnytte denne egenskapen for en farkost med så begrensede dimensjoner som vårt system fordrer. Dette fordi at komposittmaterialer krever en viss tykkelse, avhengig av fibermatrise, hvilket slik setter en begrensning for egnetheten til dette materialet som vi ikke hadde tatt høyde for under materialutvelgelsen. Selv ved tynning av skallstrukturen ned til 1 mm, med XPS-skum som fyllstoff (svært lav tetthet), vil skroget ha en masse på ca. 3,9 kg. Av dette vil vektandelen til kompositten utgjøre hele 91 %.

Ved sammenligning med «eBee»-systemet, som var inspirasjonsgrunnlaget for konseptvalget vårt, ser vi at en skrogvekt på knappe 4 kg er altfor høyt. «eBee» har en maksimal flytid på 50 minutter, altså under vårt minstekrav, kun litt mindre vingspenn og en total systemvekt på under 700 gram. Følgelig synes karbonfiber likevel å være lite egnet som skrogmateriale for en drone basert på vår kravspesifikasjon.

Vi ser likevel at det også er fordeler med designet vårt slik det er. Vi mener at videreutviklingsvennligheten er god, med tanke på mulighet for modifisering i forhold til plassering av indre komponenter; skrogvolumet er relativt stort og «karbonfiberskallet» gir mulighet for hule vinger og dermed eventuell plassering av komponenter også i disse volumene.

Vårt designvalg i forhold til avtakbare vinger gjør dronen enkel å transportere. Avtakbare vinger fordrer imidlertid en festemekanisme som legger på ekstra vekt og reduserer skrogvolum.

Vi har ved utmattingsanalyser påvist lav risiko for utmattingsbrudd i forbindelse med kritiske komponenter for vårt design. Dette indikerer god holdbarhet, hvilket er gunstig for kundetilfredshet og følgelig godt produktrenommé. Dette er (isolert sett) en fordel ved eventuell fremtidig kommersialisering.

### 4.7 Videreføring av oppgaven

Dette droneprosjektet, gitt av HBV, var ment å gjennomføres ved hjelp av fire prosjektdeltakere, hvor det skulle utvikles et design som dannet grunnlag for konstruksjon av en fysisk drone med kapasitet til lang flytid. Videre skulle systemet kunne lette og lande uten bruk av rullebane.

Da vi mistet et gruppelem i mars 2015, ble vi nødt til å diskutere oppgaveomfanget med oppdragsgiver, siden vi manglet 25 % av arbeidskapasiteten vår til å kunne fullføre prosjektet slik det var satt opp. Av den grunn ble fokuset rettet utelukkende mot design og optimalisering av dronen. Det er mange komplekse aspekter som må tas hensyn til ved modellering av flyvedyktige farkoster. Arbeidet krever inngående teorikunnskaper om både flyteknikk og aerodynamikk. Tilegnelse av nødvendig kompetanse er tidkrevende, og vi ønsker å presisere dette poenget til de som tar over denne oppgaven etter oss.

Som tidligere nevnt, skulle dette prosjektet omhandle utvikling av en fysisk drone, der samarbeid med Komposittfabrikken til KDS var forutsatt under tilvirkningsprosessen. Videre var hensikten å benytte «open-source»-kilder, som grunnlag for kontrollsystemet.

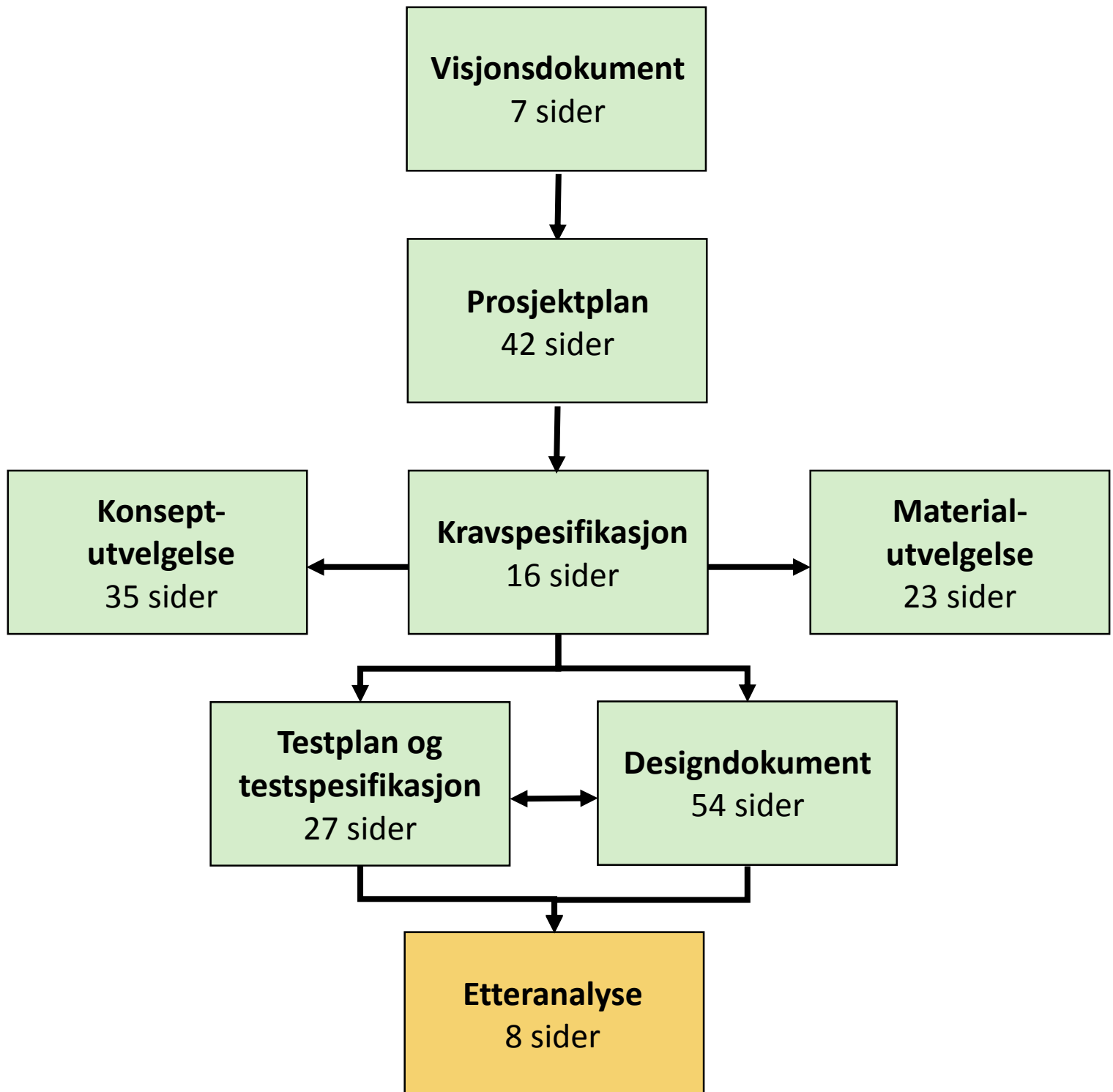
I materialstudien vi har utført i forbindelse med prosjektet, valgte vi å kun benytte ett materiale for hele dronen. Dette viste seg å bli karbonfiber. I ettertid har vi, som nevnt, oppdaget utfordringer ved dette valget. Vi måtte derfor hule ut store deler av dronedesignet, og implementere skum av typen EPS for å få ned vekten. Dette viste seg imidlertid heller ikke å være tilstrekkelig. Med bakgrunn i dette ser vi nå at en revurdering av materialvalget vil være aktuelt ved videreutvikling av designet.

Videre er det viktig å bemerke at vi kun er maskinstudenter på denne gruppen, og det vil være en fordel for arvtakere av denne oppgaven å være en blanding av både maskin- og elektrostudenter. En eller to datastudent(er) kan også være med på å påvirke kvaliteten av arbeidet som blir utført i forbindelse med utvikling av blant annet kontrollsystemet.

### Referanser

1. <http://www.tomsguide.com/us/best-drones,review-2412.html> (Hentet: 26.04.2015)
2. Boyle G. *Renewable Energy – Power for a sustainable future*. 3<sup>rd</sup> edition. Oxford University Press 2012.
3. Gjevik B. *Innføring i fluidmekanikk – Forelesning og øvelser I MPTF-2200*. Utgave: HiBu Våren 2014. Matematisk institutt, Universitetet i Oslo.
4. [http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/2d/Equal\\_transit-time\\_NASA\\_wrong1.gif](http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/2d/Equal_transit-time_NASA_wrong1.gif) (Hentet: 29.04.2015)
5. <http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/1/17/Airfoil.svg/960px-Airfoil.svg.png> (Hentet: 29.04.2015)
6. [http://en.wikipedia.org/wiki/Osborne\\_Reynolds](http://en.wikipedia.org/wiki/Osborne_Reynolds) (Hentet: 29.04.2015)
7. <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/aerodynamics.html> (Hentet: 04.05.2015)
8. Nyheim A. *Aerodynamikk*. 1 utgave. Universitetsforlaget 1998.
9. Mader C.A., *Stability-Constrained Aerodynamic Shape Optimization with Applications to Flying Wings*, PhD-thesis for Institute of Aerospace Studies, University of Toronto, 2012.
10. <http://adamone.rchomepage.com/index5.htm> (Hentet: 13.03.2015)
11. <http://avstop.com/ac/flighttrainghandbook/longitudinalstability> (Hentet: 13.03.2015)
12. [http://www.djaerotech.com/dj\\_askjd/dj\\_questions/flywingtheory.html](http://www.djaerotech.com/dj_askjd/dj_questions/flywingtheory.html) (Hentet: 13.03.2015)
13. [http://en.wikipedia.org/wiki/Chord\\_\(aeronautics\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Chord_(aeronautics)) (Hentet: 18.03.2015)
14. <http://www.mh-aerotools.de/airfoils/winglets.htm> (Hentet: 20.03.2015)
15. <http://www.aerostudents.com/files/flightDynamics/theAerodynamicCenter.pdf> (Hentet: 13.04.2015)
16. [http://en.wikipedia.org/wiki/Pitching\\_moment](http://en.wikipedia.org/wiki/Pitching_moment) (Hentet: 15.04.2015)
17. <http://airwarrior.afkamm.co.uk/Aerodynamics/aero3.shtml> (Hentet: 07.05.2015)

18. <http://www.me.umn.edu/education/undergraduate/writing/How-to-write-a-Design-Report.pdf> (Hentet: 22.04.2015)
19. <https://www.youtube.com/watch?v=1XrPOjRFuk&list=PLXMw11c2fe5HLdLIZISSvy7zqSlyoS5d> (Hentet: 16.04.2015)
20. <https://www.youtube.com/watch?v=rYXP0rAfO84> (Hentet: 16.04.2015)
21. <http://www.robot-and-machines-design.com/en/Articles/Mechanics/Theory-Background/262-Strength-Of-Materials.html> (Hentet: 11.05.2015)
22. <http://web.ornl.gov/~webworks/cpr/v823/rpt/106099.pdf> (Hentet: 11.05.2015)
23. <http://web.ornl.gov/~webworks/cpr/v823/rpt/106099.pdf> (Hentet: 11.05.2015)
24. [http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_35175\\_d2826\\_10\\_1400kv\\_brushless\\_motor\\_uk\\_warehouse\\_.html](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_35175_d2826_10_1400kv_brushless_motor_uk_warehouse_.html) (Hentet: 14.05.2015)
25. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Images/boundlay.gif> (Hentet: 12.05.2015)





# KONGSBERG

## AERODYNAMIC DRONE

---

### Etteranalyse

---

<b>OPPDRA GSGIVER</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>UTARBEIDET VED</b>	Kongsberg Institutt for Ingeniørfag ved Høgskolen i Buskerud og Vestfold				
<b>GRUPPE</b>	Banaz Ahmad, Abu Asefa og Martin Støren				
<b>DOKUMENT-HISTORIKK</b>	<b>VERSJON</b>	<b>UTGITT</b>	<b>DOKUMENT-EIER</b>	<b>GODKJENT AV</b>	<b>SIDER</b>
	1.0	15.05.2015	BA	AA	8

## Innhold

<b>Definisjoner og forkortelser .....</b>	<b>2</b>
<b>Dokumenthistorie .....</b>	<b>3</b>
<b>1. Bakgrunn for dokumentet .....</b>	<b>4</b>
<b>2. Måloppnåelse .....</b>	<b>4</b>
2.1 Prosjektresultat .....	4
2.2 Produktevaluering .....	4
<b>3. Prosjektgjennomføring .....</b>	<b>5</b>
3.1 Arbeidsmetoder .....	5
3.2 Samarbeid inn og utad .....	5
3.3 Prosjektadministrasjon .....	5
<b>4. Egenvurdering .....</b>	<b>6</b>
4.1 Banaz Ahmad .....	6
4.2 Abu Asefa .....	7
4.3 Martin Støren .....	8

## Liste over tabeller

Tabell 1 - Initialer til gruppelemmer .....	3
Tabell 2 - Forkortelser for virksomheter .....	3
Tabell 3 - Dokumenthistorie .....	3



### Definisjoner og forkortelser

Tabell 37 - Initialer til gruppelemmer

Navn:	Initialer:
Abu Asefa	AA
Banaz Ahmad	BA
Martin Støren	MS

Tabell 38 - Forkortelser for virksomheter

Navn	Forkortelse:
Høgskolen i Buskerud og Vestfold	HBV
Kongsberg Defence Systems	KDS

### Dokumenthistorie

Tabell 39 - Dokumenthistorie

Versjon	Dato endret	Utarbeidet av	Godkjent av	Beskrivelse
1.0	16.05.2015	Alle	AA	Opprettelse av dokumentet

### 1. Bakgrunn for dokumentet

Dette dokumentet har til hensikt å presentere for leseren en total vurdering av prosjektet, og gi et kjapt overblikk om hva som faktisk ble oppnådd i løpet av prosjektperioden og hvorfor det ble som det ble. Vi vil her blant annet ta for oss måloppnåelser, administrative vurdering og et avsluttende kapittel hvor samtlige prosjektdeltakere forteller om sin opplevelse av prosjektet.

Under måloppnåelse vil vi ta for oss resultatene som fremkom ved testene og analysene gjort i forbindelse med prosjektet og en produktevaluering. Prosjektgjennomføring tar for seg arbeidsmetoder, samarbeid innad og utad og prosjektadministrasjon.

### 2. Måloppnåelse

#### 2.1 Prosjekresultat

Vi har gjennom dette prosjektet oppnådd å utarbeide et design for en overvåkingsdrone, hvor den primære hensikt var energigjerrig drift, og følgelig lang flytid. Hvorvidt dette er oppnådd er imidlertid fremdeles usikkert, siden designet er iterasjonsmessig umodent, og fysisk konstruksjon ennå ikke er gjennomført og testet.

#### 2.2 Produktevaluering

Tross mye turbulens i prosjektgruppa er vi fornøyde med hva vi har fått gjort med oppgaven, og det konseptet vi kom frem til. Konseptet omfatter ikke en drone som kan ta av og lande vertikalt (B-krav), men vi har likevel et konsept som er uavhengig av rullebane (A-krav). Vi har lagt bak oss mange timers arbeid, og har tro på at dette designet er et skritt i riktig retning, med tanke på å realisere en energigjerrig drone.

### 3. Prosjektgjennomføring

Her vil vi kort presentere hvordan vi har gjennomført prosjektet.

#### 3.1 Arbeidsmetoder

Som beskrevet i prosjektplanen, v3.0, har vi i løpet av prosjektperioden benyttet oss av en iterativ prosjektmodell. Planen har blitt oppdatert ved avslutning av hver prosjektfase. I denne forbindelse har aktivitetsspekteret både blitt utvidet og revidert, som følge av tilegnelse av ny innsikt. Gruppesamarbeidet har vært basert på en kombinasjon av sentral prosjektledelse, med delegering av oppgaver, og plenumsdiskusjoner der avgjørelser har blitt tatt i fellesskap.

#### 3.2 Samarbeid inn og utad

Droner er noe alle har hørt om, men som veldig mange har svært liten erfaring med. Slik var det i vårt tilfelle også, og vi hadde ingen anelse om hva vi kastet oss ut i. Vi hadde innledningsvis derfor stort behov for bakgrunnsinformasjon, for slik å få en noenlunde oversikt over generelle utfordringer, og hvilke løsninger som allerede eksisterer.

Vi fikk kontakt med en representant fra KDS, Jan Dyre, som har mye erfaring med droner. Dette viste seg å være en hyggelig mann som veldig gjerne ville være med på å veilede oss. Det startet med et formelt møte, hvor han hadde tatt med seg en kollega, Audun Resser, som også har mye erfaring og interesse for droner. Vi fikk god kontakt med begge, og har ved senere tidspunkter hatt flere møter med Jan Dyre, hvor han har gitt oss tips om både droner, teknologien rundt disse og også om gruppedynamikk.

#### 3.3 Prosjektadministrasjon

Prosjektet vårt har ikke gått på skinner, men vi har hele tiden prøvd å holde ukentlige møter, samt føre inn timer i Paymo. Dette er en online-applikasjon, som gjør det mulig for alle i gruppa å se hva hver og en har jobbet med (altså typen aktivitet), og når disse aktivitetene har blitt jobbet med. På denne måten har det vært enkelt for prosjektleder å holde øye med gruppemedlemmene, og passe på at alle gjør det de skal.

De ukentlige møtene har blitt holdt både i form av diskusjoner, scrum og oppfølging. Disse møtene har alltid hatt to hovedpunkter; hva har blitt gjort? Hva skal gjøres videre? På denne måten har alle vært oppdatert på hva som har skjedd, og hva vi burde jobbe med fremover, for å holde riktig tempo.

### 4. Egenvurdering

I dette hovedkapittelet skal prosjektdeltakerne presentere sin opplevelse av prosjektet, hvilke erfaringer de har fått og hvordan de syns det har gått.

#### 4.1 Banaz Ahmad

Allerede våren 2014 var vi enige om hvem som skulle være med i gruppa vår, da vi har samarbeidet på tidligere prosjekter. En viktig taktikk ved prosjektarbeid er å kunne samle ressurser og spille på hverandres styrker, og fylle hverandres svakheter. Jeg mener dette er essensielt for å kunne skape et godt samarbeid, og på denne måten mestre bedre som et team.

Vi begynte å kontakte bedrifter rundt omkring i nærmiljøet høsten 2014. Etter noen intervjuer falt vi til slutt på FMC, hvor oppgaven omhandlet Subsea. Vi syns dette var svært interessant, selv om oppgaven var ganske krevende. Vi mente at en slik utfordring var noe vi kunne klare sammen. Det viste seg dessverre senere at vi ikke kunne takke ja til oppgaven, da den var konfidensiell, og kunne ikke godkjennes av skolen. Skolen mente dette var for vårt eget beste, da vi ved senere anledninger (f.eks. jobbintervjuer) ikke kunne vise til hva vi hadde gjort på bacheloroppgaven vår. Dette var et nederlag siden vi hadde brukt mye tid på å sette oss inn i oppgaven, og ordne møter med oppdragsgiver. Hendelsen førte til at vi måtte finne en ny oppgave raskt.

Takket være Olaf Graven fikk vi en intern oppgave gjennom høgskolen, og han ble følgelig vår eksterne veileder. Oppgaven gikk ut på å realisere en drone som skulle kunne lette og lande uten hjelp av rullebane, og brukes til overvåkning. Dette har vært med på gi meg kunnskaper om aerodynamikk og droneteknologi.

Det viste seg at oppgaven vi hadde fått var en stor utfordring, og dette bekreftet blant annet Jan Dyre fra KDS. Jan Dyre har vært en stor støttespiller gjennom hele prosjektet vårt, og engasjert seg og hjulpet oss, både faglig og gruppemessig.

Midt i prosjektet, rett før andre presentasjon, bestemte tidligere prosjektleder å trekke seg fra prosjektet. Verken oppmuntring eller møter hjalp, og vi så oss derfor nødt til å velge en ny prosjektleder, og det ble meg. I starten var det veldig utfordrende, da jeg virkelig merket presset etter andre presentasjon. Enten skulle dette gå veldig bra, eller bli mislykket.

Jeg har fått svært mye erfaring gjennom disse månedene, og denne erfaringen kommer til å følge meg resten av livet. Situasjonen gjorde meg sterkere, og vil være med på å hjelpe meg i andre lignende situasjoner hvor ting plutselig skjer. En viktig ting jeg lærte, var å aldri gi opp! Dette har vært en viktig periode av livet mitt, og jeg føler meg heldig som har fått jobbe med en

slik ressurssterk gruppe. Jeg har ofret mange timers arbeid til dette prosjektet, noe som gjør meg ekstra stolt av det vi har oppnådd.

### 4.2 Abu Asefa

Dette prosjektet har vært den største utfordringen jeg har møtt gjennom hele bachelorstudiet. Dette fordi jeg dels hadde veldig lite kunnskap om aerodynamikk og prosjektarbeid, og dels fordi jeg var avhengig av en deltidsjobb som brukte opp hviletiden min i helgene. Selv om motivasjonen og innsatsen min hadde gått opp og ned i en periode, har jeg lært å stå på for å gjøre mitt beste i alle situasjoner.

Proessen og selve oppgaven i dette prosjektet generelt har bidratt til læringsutbytte. Det har gitt meg hint om hvordan virkelige ingeniørutfordringer er, og løsningsalternativer man må foreta. Jeg har lært hvor viktig det er, og hvordan det er å samarbeide med andre ingeniører. Å planlegge og å jobbe etter en plan, er noe jeg tidligere ikke har vært flink til før dette prosjektet. Min erfaring fra dette semesteret tilsier at fornuftig og logisk planlegging, vil forenkle en del kompleksiteter. Oppgaven i seg selv var veldig interessant og spennende. Jeg har gjennom prosjektet lært veldig mye om aerodynamiske prinsipper og generelt om luftfartøy. Dette har skapt interesse i meg for å lære enda mer om luftfartøy, enten i jobbsammenheng eller i form av en hobby.

Å Jobbe i en gruppe har vært både utfordrende, men også lærerikt. Å være avhengig av gruppemedlemmers syn og kommentar på min innsats og mitt arbeid, samt gi kommentar om andres arbeid, var uvant. Dette har skapt små negative reaksjoner blant enkelte av oss. Jo lenger vi jobbet sammen, med gjensidige respekt og som et team for et felles mål, har det vist seg å være veldig positivt. Jeg har lært mye av dem. Det har gjort meg til et bedre menneske, både innsats- og samarbeidsmessig. Ikke minst har jeg lært å skrive bedre rapporter, både språkmessig og innholdsmessig. Jeg vil takke mine medstudenter for deres tålmodighet og innsats for å drive dette prosjektet, og meg, framover.

Jeg har hatt nytte av vår interne og eksterne veileder, henholdsvis Frank Helgestad og Olaf Graven. Jeg vil takke dem for deres veiledning og råd når vi møtte store utfordringer. Eksterne ressurser, deriblant Jan dyre og Arne Bjørnar Næss, har vært inspirasjonskilder for både meg og gruppa. De ga oss tips om utfordringer som kunne vente oss med å løse oppgaven. Jeg setter stor pris på deres tid og informasjon.

### 4.3 Martin Støren

Jeg har ved dette prosjektet tilegnet meg viktige erfaringer rundt gruppedynamikk og samarbeid om relativt omfattende oppgaver, og de utfordringer som typisk opptrer i så måte. Vi har som gruppe måttet håndtere blant annet oppgavebytte, gruppekonflikter og tap av prosjektleder. For øvrig har vi også fått øvelse i å koordinere arbeidsoppgaver og justere planer som følge av midlertidig, begrenset disponering av enkelte gruppemedlemmer. En av oss fikk redusert arbeidsevne noen uker pga. langvarig sykdom, og personlig har både jeg og gruppa måttet håndtere kombinasjonen av nyervervet farskap og barselrelatert sykdom hos kone. Prosjektgruppa vår har vært spesielt sårbar for slike hendelser, siden midlertidige tap av enkeltindivider i en gruppe på 4, etter hvert redusert til 3, medlemmer totalt vil utgjøre en relativt stor andel av den totale arbeidskapasiteten. Planrevisjon og effektiv tidsbruk på ulike aktiviteter har følgelig utgjort en betydelig utfordring.

Hva angår prosjektets faglige og tekniske utfordringer har denne oppgaven vist seg både svært interessant og i overkant omfattende. Jeg har fått anvendt flere aspekter ved tidligere ervervet fagkunnskap, og fått ny innsikt; spesielt innen feltene aerodynamikk og flyteknikk.

De administrative fordringene gitt av høgskolen har jeg et ambivalent forhold til. Jeg har både opplevd dokumentasjonskravene (og veiledningen i den forbindelse) som relevant og til dels nødvendig for å holde noenlunde kontroll på kompleksiteten av faktorer som gjør seg gjeldene i et prosjektarbeid av denne størrelsen. Vi ser imidlertid at tidsbruken som er benyttet på enkelte formaliteter til tider har vært irriterende stor. Spesielt gjelder dette oppfølgingsdokumentasjonen tilknyttet intern veiledning. Jeg vil likevel presisere at vi gjennom dette prosjektet har hatt stort behov for, og nytte av, veiledningen vi har fått, både faglig og metodisk relatert. Utover høgskolens oppnevnte veiledere har vi også fått essensiell bistand av «eksterne» ressurser; spesielt har Jan Dyre (fra KDS) bidratt med mye tid, og formidlet kontakt med relevante samarbeidspartnere.

### Rapport: Indikasjonstesting – skumplateevaluering

Ulike skumplastalternativer har blitt vurdert som kandidater for skrogmateriale. Det har til dels vært lite data å finne på relevante mekaniske egenskaper for enkelte av disse variantene. Følgelig har det også vært utfordrende å estimere hvilken tåleevne disse materialene har for støt/kollisjoner i forbindelse med landing. For å kunne gjennomføre en effektiv (hurtig) eliminering av uaktuelle alternativer, som følge av utilstrekkelig mekanisk styrke, har prosjektgruppa derfor valgt å gjennomføre en forenklet falltest, med bakgrunn i kravspesifikasjonens fordringer (SK-1.1, SK1.2). Med termen «forenklet falltest» menes her at dette kun er å regne som en indikator på uegnethet; identifisering av hvilke kandidater som sannsynligvis, eller eventuelt opplagt, ikke bør være gjenstand for videre vurdering. Testen kan altså ikke benyttes som en bekreftelse for egnethet(!).

Vi har testet henholdsvis ekspandert og ekstrudert polystyren-skum, forkortet EPS og XPS. Materialene er også kjent ved de respektive handelsnavnene *Isopor* og *Styrofoam*. Som navnene indikerer har disse materialene ulike tilvirkningsteknikker, som gir XPS en finere partikkelstruktur og mindre grad av porøsitet enn EPS. XPS har følgelig også en høyere tetthet. Det er benyttet grovkisserte vertikalprojeksjoner, basert på konseptvalg (flyvende deltavinge), som testmodeller. Disse er kuttet av 5 cm tykke skumplastplater. Vingspennet er på cirka 150 cm (bestemt av tilgjengelig platebredde).

Falltestene er differensiert for å simulere både buklanding og kollisjon mot skrogets snute. Vi har benyttet tilsatt last og fallhøyde som testvariabler. Resultatene ble som følger:

<b>Materiale:</b>	EPS			
<b>Fallretning:</b>	Buklanding			
	Fallhøyde (m)			
<b>Last (kg)</b>	½	1	2	3
1,25	Ok	Ok	Ok	Ok
<b>Fallretning:</b>	Snute			
	Fallhøyde (m)			
<b>Last (kg)</b>	¼	½	1	2
1,25	Ok	Ok	Ok	X

## VEDLEGG: Rapporter

<b>Materiale:</b>	XPS			
<b>Fallretning:</b>	Buklanding			
	Fallhøyde (m)			
<b>Last (kg)</b>	<b>½</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	<b>3</b>
1,25	Ok	Ok	Ok	Ok
<b>Fallretning:</b>	Snute			
	Fallhøyde (m)			
<b>Last (kg)</b>	<b>¼</b>	<b>½</b>	<b>1</b>	<b>2</b>
1,25	Ok	Ok	Ok	X

Betegnelsen «Ok» benyttes for testresultater der det ikke ble observert noen vesentlig deformasjon, mens «X» angir at det derimot ble observert en deformasjon.



### Rapport: Samarbeid med komposittfabrikken avslått

Fra prosjektets start har Olaf Hallan Graven, vår eksterne veileder, snakket om at han kanskje kan få ordnet noe slik at vi får produsert dronen vår i kompositt hos Nasjonalt Senter for Komposittkompetanse på Arsenalet. Dette har vi alle i gruppa syns var veldig spennende, og hatt lyst til å gjennomføre.

Ved et møte med Jan Dyre og Olaf, fredag den 20. februar 2015, kom det frem at vi ønsket kontakt med komposittfabrikken for å eventuelt produsere hele eller deler av dronen der. Jan Dyre tok initiativet til å kontakte bekjente som jobber der.

Jan sendte Banaz en mail, hvor han skrev som følger: «Jeg har fått bekreftet fra komposittfabrikken at de kan hjelpe til med produksjon i karbonfiber eller lignende. Men det er en del som må på plass for at det skal gå. Jeg foreslår at vi alle tar et møte på Arsenalet fredag 13. Da kan dere lære litt om hvordan komposittdeler produseres, og hva dere må tenke på i design.» Gruppa ble selvsagt med på dette, og avtalte møte med Jan Dyre fredag den 13. mars på komposittfabrikken, og inviterte også ekstern veileder Olaf Hallan Graven.

Noen dager før fredag den 13. mars videresendte Jan alle mailene hvor han hadde tatt kontakt med komposittfabrikken, og sendt de til Banaz. Det viste seg at siden vi hadde en i gruppa med en annen nasjonal bakgrunn, ville ikke komposittfabrikken bidra med noe til dette prosjektet. Jan Dyre kontaktet en ved navnet Tor Sigurd, som jobber hos KDA, og videresendte svaret fra han til Banaz og Olaf. Han skrev som følger: «Som du ser av svaret fra sikkerhetsavdelingen er det ikke rom for noen mellomløsning. Beklager derfor å melde at vi ikke kan følge opp studentprosjektet du har forespurt oss om.»

Banaz tok kontakt med Jan rett etter vi fikk den dårlige nyheten, og spurte om det var mulig hvis kun Tord og Martin tok av seg samarbeidet med komposittfabrikken, da de har norsk bakgrunn. Svaret fra Jan var da: «Jeg nevnte at du og Abu ikke behøvde å være med, men siden dere jobber så tett sammen regner man med at alle på gruppa lærer alt.» Han la videre til at reglene er veldig strenge.

Banaz spurte videre om ikke de kunne gjøre arbeidet for oss, slik at vi ikke visste noe om prosessen, men da beklaget han og sa at det ikke lar seg gjøre. Jan hadde heldigvis en annen løsning, hvor han tok kontakt med en kollega ved navnet Heming Andersen, som kunne gi oss tips med tanke på å lage dronen i andre materialer. Heming har ifølge Jan Dyre mye erfaring, og kan gi oss tips for det videre arbeidet. Banaz tok derfor initiativet, og skrev en mail til Heming Andersen, hvor det ble understreket at vi veldig gjerne ønsket et møte med han. Svaret vi fikk ble som følger: «Jeg har dessverre ikke mulighet til å supportere oppgaven deres akkurat nå, men jeg tar kontakt igjen når timeplanen min tillater det.»

### Rapport: Analyseverktøy for aerodynamisk simulering

Siden vi har fått i oppdrag å designe en energigjerrig drone, vil aerodynamisk renhet (minimering av luftmotstand) spille en viktig rolle for dronens bruk. Vi måtte på grunnlag av dette finne et analyseverktøy for aerodynamisk simulering, for slik å kunne optimalisere designet for en lengst mulig flytid.

Vi startet med å se på strømningsstudier i *SolidWorks Simulation*, da dette er et program vi allerede har erfaring med å bruke, dog til andre typer analyser. For å lære om hvordan man starter en slik studie brukte vi et hjelpeverktøy kalt Solid Professor, som gir veiledning i bruk av de ulike funksjonene. Gjennom denne studien kom det frem at formålstjenlig bruk av programmet fordrer relativt omfattende ferdigheter i fluidmekanikk, hvilket igjen bygger på avansert matematikk. Vi mistenkte da at de studierelaterte utfordringene i dette tilfellet ville ligge langt forbi den proksimale utviklingssonen til samtlige av prosjektgruppas medlemmer.

Vi kontaktet derfor Jan Dyre som jobber hos KDS, for å høre om muligheten til andre alternativer, for slik å kunne sammenligne eventuelle alternativer med det vi allerede hadde. Gjennom Jan Dyre fikk vi opplysning om et program kalt XFLR5, som er et simuleringsprogram for modellfly. I dette programmet kan man blant annet analysere Motstand, Løft, luftstrømning etc. for både vingeprofiler og hele fly. Også dette programmet viste seg å være relativt komplisert å håndtere, enda vi fikk med en brukermanual, og vi hadde ingen kjennskap til hvordan vi kunne verifisere at resultatene vi fikk ut var gode nok eller i det hele tatt riktige.

På grunnlag av dette ordnet vi et møte med Bjørn Gjevik, professor i hydrodynamikk ved Universitet i Oslo, som har lang erfaring med aerodynamiske simulatorer. Det kom frem under møtet at å tolke resultater fra et aerodynamisk simuleringsprogram er svært avansert og tidkrevende, og at dette derfor ikke ville være overkommelig for vårt vedkommende. I tillegg til å «tolke» resultater, presiserte han at det ville være nødvendig å gjøre laboratorietester for å kunne verifisere analyseresultatene, og at det er svært krevende å få til gode virtuelle analyser.

Han mente derfor at det ikke er realistisk at vi med vår kompetanse kan få fornuftige resultater fra en CAD-programvare til den typen utfordring som vi står overfor. Han oppfordret oss derfor til å gjøre betydelige forenklinger, men for å kunne verifisere resultatene med egne beregninger, ville dette innebære et så banalt design at det ikke lenger ville være relevant for designoptimalisering (f.eks. analyse av en ball).