

Berg, Thomas Rendall  
Karlsen, Morten  
Malmo, Bård Jakob  
Solbrekken, Gustav Georgescu

# Design og dimensjonering av elektrisk fremdriftssystem for helikoptre og droner

Bacheloroppgave i Elektroingeniør

Veileder: Pål Keim Olsen

Mai 2020



Berg, Thomas Rendall  
Karlsen, Morten  
Malmö, Bård Jakob  
Solbrekken, Gustav Georgescu

# **Design og dimensjonering av elektrisk fremdriftssystem for helikoptre og droner**

Bacheloroppgave i Elektroingeniør  
Veileder: Pål Keim Olsen  
Mai 2020

Norges teknisk-naturvitenskapelige universitet  
Fakultet for informasjonsteknologi og elektroteknikk  
Institutt for elkraftteknikk



Kunnskap for en bedre verden





## Sammendrag

Den siste tiden har det blitt gjort store fremskritt innen energilagringssystemer for elektriske fremdriftssystemer på fly. Derfor er det også naturlig å tenke på en elektrisk løsning for helikopter. I denne oppgaven er det sett på energiberegning av det elektriske fremdriftssystemet for helikopter og droner. Videre er det i samarbeid med ALVA Industries utviklet et program for beregning av flytid for VTOL fartøy. Det har også blitt utført en spørreundersøkelse blant teknisk personell i helikopterindustrien i Norge i dag, og blitt gjort beregninger på konvertering av et eksisterende mekaniske helikopter til et helikopter med elektrisk fremdriftssystem. Samt sett på designprosessen gjennom designkriteriene for et ideelt system.

Beregningene viser at elektriske helikoptre er mulig med tanke på energi. Flytid vil derimot være kraftig redusert i forhold til ved en mekanisk løsning. Med kraftig redusert flytid vil ikke elektrisk helikoptre kunne utføre alle oppdrag som et mekanisk helikopter ville kunne utføre.

Hensikten med beregningsprogrammet er at det skal kunne brukes som en stegvis prosess for at andre skal kunne gjøre lignende beregninger i framtiden. Programmet kan også brukes til å sammenligne forskjellige designvarianter slik at brukeren kan finne en optimal løsning til sitt behov.

Spørreundersøkelsen viser at det er positivitet i bransjen for elektriske helikoptre og at elektriske helikoptre vil bli godt mottatt i helikopterbransjen i Norge. De fleste tenker at innenfor en 40 års periode vil elektriske helikoptre kunne være i konvensjonell drift.

Utfordringen for elektriske helikoptre er lav energitetthet i batteriet i forhold til dagens helikopterdrivstoff. Den spesifikke energien til batterier ligger på 0.265 kWh/kg, mens for dagens helikopterdrivstoff ligger det på over 12 kWh/kg, som i flytid vil si over 5.5 timer kontra 15 min for det elektriske. Med bedre løsninger på vektreduksjon av andre kritiske komponenter som for eksempel motor, kraftelektronikk, chassis og lignende vil man kunne forbedre flytiden ytterligere.

## Forord

Et helikopter er en flyvemaskin med særegne egenskaper som man ikke finner i andre framkomstmidler. Helikopter er en kompleks maskin som fungerer slik den gjør takket være ulike fysiske lover, og er derfor ikke avhengig av motortype eller gir. Det har blitt gjennomført en kartlegging av de praktiske mulighetene for å endre fra et tradisjonelt mekanisk fremdriftssystem til et elektrisk system. Dette har blitt gjort ved hjelp av en brukerundersøkelse, der målgruppen er brukere og ledere innenfor operativ drift og vedlikehold av helikoptre. Deretter har vi dimensjonert en ekvivalent.

Oppgaven vår har endret seg betydelig fra vi først fikk oppgaveteksten frem til det endelige sluttproduktet var produsert. Vi tok utgangspunkt i den originale teksten, og har fra denne beveget oss fra en teoretisk mulighetsstudie, gjennom mulige forsøk, til en mulighetsstudie med produktutvikling av et dimensjoneringsverktøy. I oppgaven undersøkes mulighetene for elektriske helikoptre og det utvikles et verktøy for å kunne realisere dette.

Som oppdragsgiver har Alva Industries interesse av at vi videreutvikler deres dimensjoneringsverktøy, slik at de har muligheten til å oppskalere fra små droner/UAV til store droner/UAV. Vi skal også gjøre dimensjoneringsverktøyet framtidrettet slik at det vil kunne dimensjonere små til mellomstore bemannede helikoptre, med mulighet til videre utvikling siktet mot store bemannede helikoptre.

Fram til nå er det gjort lite forskning og utvikling på elektriske helikoptre sammenlignet med på bil, båt, fly og tog. Det finnes kun et fåtall av eksisterende prototyper av helelektrisk, eller hvor en tidligere mekanisk løsning er byttet ut med elektrisk ekvivalent.

Sikorsky Firefly og Volta er eksempler på helelektriske helikoptre, mens for eksempel Tier 1 Engineering og Lung Biotechnology sitt R44 er helikoptre med elektrisk fremdriftssystem. Et eksempel på et helikopter som har gått fra en mekanisk til elektrisk ekvivalent er Bell, som benyttet Fly-by-wire. Bell har i løpet av denne bacheloroppgaven har offentliggjort en ny type halerotor (en type Fenestron-rotor), som benytter seg av fire mindre elektromotorer for å motvirke vridningsmomentet. De kaller denne løsningen Electrically Distributed Anti-Torque (EDAT).

Det finnes også tenkte elektriske drevne helikopterfartøy av ulikt slag allerede. Eksempler på dette er Surefly electric hybrid helicopter, F-Helix med hydrogenbatterier og Volocopter fra

Tyskland som har en annen framgangsmåte for å løse eVTOL-problematikken. Det finnes også tenkte elektriske drevet helikopterfartøy av ulikt slag allerede som for eksempel Surefly electric hybrid helicopter[1], F-Helix[2] med hydrogenbatterier, Volocopter[3] fra Tyskland som har en annen framgangsmåte for å løse eVTOL problematikken.

Gjennom arbeidet i denne oppgaven har vi tilegnet oss kunnskap om helikopters virkemåte, dimensjonering av et helikopters komponenter, samt hvordan en endring fra mekanisk til elektrisk fremdriftssystem vil påvirke blant annet faktorer som flytid. Videre har vi lært mye om prosjektarbeid og –styring. Vi vil gjerne takke vår veileder Pål Keim Olsen og ALVA Industries for god støtte og veiledning under prosjektet.

## Liste over forkortelser

AC	–	Alternating Current
C-rate	–	Discharge Rate
DC	–	Direct Current
EDAT	–	Electrically Distributed Anti-Torque
UAV	–	Unmanned Aerial Vehicle
VTOL	–	Vertical Takeoff and Landing
eVTOL	–	Electric Vertical Takeoff and Landing
VSI	–	Voltage Source Inverter
SoC	–	State of Charge
DoD	–	Depth of Discharge
SoH	–	State of Health
PMSM	–	Permanent Magnet Synchronous Motor

## Liste over symboler

$\omega$	-	Rotasjons hastighet, rad/s
$\Sigma$	-	Summen av alle tall
C	-	C Rate
P	-	Lufttettheten
$A_b$	-	Bladenes areal
$C_{do}$	-	Bladprofil-dragkoeffisient
$V_t$	-	Hastigheten til tuppen på bladene
$V_c$	-	Vertikal hastighet
$v_i$	-	Den induerte hastigheten lufta får gjennom rotoren
A	-	Arealet til området bladene dekker
$\Omega$	-	Elektrisk motstand

## Liste over figurer:

Figur 1: Illustrasjon av rotasjon til hoved og halerotor.....	7
Figur 2: Illustrasjon av pitch. ....	8
Figur 3: Figur fra “Introduction to the concept of ideality in TRIZ”[20] .....	13
Figur 4: Fordeling av deltakernes yrker.....	18
Figur 5: Fordeling av deltakernes fagbakgrunn. ....	18
Figur 6: Fordeling av hvor mange helikoptertyper deltakerne jobber med. ....	19
Figur 7: Fordeling av type oppdrag.....	19
Figur 8: Fordeling av antall års erfaring innenfor luftfart.....	20
Figur 9: Fordeling av svar på spørsmål om deltakerne tror at helikoptre vil bli helelektriske. ....	21
Figur 10: Fordeling antall år deltagerne tror det tar før elektriske helikoptre er i konvensjonell drift. .	22
Figur 11: Svar på spørsmål om deltakerne tror at helikoptre vil bli helelektriske, fordelt på deltagerens bakgrunn innenfor elektrofag.....	22
Figur 12: Fordeling av hva deltakerne ville ha gjort elektrisk. ....	23
Figur 13: Fordeling av hvor deltakerne tror at elektriske motorer kan brukes. ....	23
Figur 14: Fordeling av hva deltagerne tror om fly-by-wire på et helikopter. ....	24
Figur 15: Fordeling av alternative drivstoff/energikilder deltagerne tror kan brukes.....	24
Figur 16: Fordeling av hva deltagerne tror om ladbar hybrid. ....	25
Figur 17: Fordeling av svar på spørsmål om det vil være nyttig å gjøre halerotoren elektrisk. ....	26
Figur 18: Fordeling av svar på spørsmål om deltagerne tror at pitching kan erstattes med variabelt turtall. ....	26
Figur 19: Fordeling av svar på spørsmål om deltagerne tror at elektriske helikoptre vil gi nye bruksområder.....	29
Figur 20: Fordeling av hva deltagerne tror er viktigst for flytiden. ....	29
Figur 21: Fordeling av i hvilken skala deltagerne tror helikoptre kan bli helelektrisk i dag. ....	30
Figur 22: Illustrasjon fra [21].....	37
Figur 23: Kvadratisk lastprofil, illustrasjon fra [23] .....	38
Figur 24: Typisk kurve for drivverk og kvadratisk last (her sylindrisk pumpe) med overlast kapabilitet, fra [21].....	38
Figur 25: Typisk effektnedbrytning for fremoverflygning [26].....	40
Figur 26: Illustrasjon av kreftene som virker ved vertikal stigning fra [25] .....	41
Figur 27: Illustrasjon av inputene for motor. ....	42
Figur 28: Vilkårleg PMSM motor, bilde fra [33] .....	43
Figur 29: Illustrasjon av inputene til frekvensomformereren. ....	44
Figur 30: Blokkskjema av et lignende system, men vi ser ikke på kontrolleren og sensorene, bilde fra [36] .....	44
Figur 31: Flytskjema for dimensjoneringsprosessen. ....	52
Figur 32: Kode for effektivitetskart .....	56
Figur 33: Robinson R66, bilde fra [27].....	61
Figur 34: Drivverk for vanlig helikopter fra [25].....	63
(Figur 35 Effektivitet for en 4 pols motor, bilde fra [61]).....	64
Figur 36: Krets fra batterier til PMSM via inverter, illustrasjon fra [36] .....	65
Figur 37: Skjerm bilde av brukergrensesnittet.....	68
Figur 38: Modul for løftekraft, antall propeller og tid .....	68
Figur 39: Modul for valg av propell.....	69
Figur 40: Løftekraft som funksjon av hastighet med markerte løftekraftsnivåer .....	69

Figur 41: Modul for valg av motor .....	69
Figur 42: Eksempel på effektivitetskart.....	70
Figur 43: Modul for valg av frekvensomformer .....	71
Figur 44: Modul for valg av batteri.....	71
Figur 45: Eksempel 1 på flytidsgraf.....	72
Figur 46: Eksempel 2 på flytidsgraf.....	73
Figur 47: Elektrisk virkningsgrad som funksjon av løftekraft.....	73
Figur 48: Elektrisk virkningsgrad som funksjon av hastighet .....	74
Figur 49: Eksempel på sammenligningsvindu .....	74
Figur 50: Eksempel på systemeffektivitetskurver.....	75
Figur 51: Eksempel på propellkurve .....	75
Figur 52: Bilde av SP200D fra [65].....	77

## Liste over tabeller

Tabell 1: Fordeling helikoptertyper .....	20
Tabell 2: Oversikt over deltakernes vurdering av egen kompetanse på skala fra 1 til 5 (høyeste nivå). .....	21
Tabell 3: Deltagernes svar spørsmålene om bekymringer. ....	27
Tabell 4: Deltagernes svar på spørsmålene om sikkerhet. ....	27
Tabell 5: Krav og forventninger brukerne har til elektriske helikoptre. ....	29
Tabell 6: Kriterier for idealitet. ....	30
Tabell 7: Inndelingen av forskjellige type batterier .....	45
Tabell 8: Energi Data for Blybatterier .....	47
Tabell 9: Fordeler og ulemper for Blybatterier .....	48
Tabell 10: Energi Data for Nikkel batterier .....	48
Tabell 11: Fordeler og ulemper for Nikkel Batterier .....	49
Tabell 12: Energi Data for Superkondensatorer .....	49
Tabell 13: Fordeler og ulemper med Superkondensatorer .....	50
Tabell 14 Data for R66.....	61
Tabell 15 Vekt og hastigheter for R66.....	62
Tabell 16 Data for eksisterende fremdriftssystem .....	62
Tabell 17: Type spesifikke konstanter for R66 .....	62
Tabell 18 Propell resultater .....	63
Tabell 19 Motor resultater.....	64
Tabell 20 Frekvensomformer resultater .....	65
Tabell 21: Energidata for litium celler.....	67
Tabell 22 Resultater for fremdriftssystemet.....	67
Tabell 23 Data for det dimensjonerte fremdriftssystemet.....	67
Tabell 24 Data for begge fremdriftssystemene til sammenligning .....	76



# Innholdsfortegnelse:

Sammendrag.....	I
Forord.....	II
Liste over forkortelser .....	IV
Liste over symboler .....	V
Liste over figurer:.....	VI
Liste over tabeller.....	VIII
<b>1. Innledning .....</b>	<b>1</b>
<b>1.1 Utgangspunkt for oppgaven .....</b>	<b>1</b>
<b>1.2 Problemstilling, målformulering og omfang .....</b>	<b>2</b>
1.2.1 Problemstilling.....	2
1.2.2 Prosjekt mål.....	2
1.2.3 Effektmål.....	3
1.2.4 Resultatmål .....	3
1.2.5 Prosjektbeskrivelse .....	3
1.2.6 Problemområder/utfordringer.....	4
1.2.7 Avgrensninger .....	4
<b>1.3 Metode og kildebruk .....</b>	<b>5</b>
<b>1.4 Leserveiledning.....</b>	<b>6</b>
<b>2. Teori .....</b>	<b>7</b>
<b>2.1 Grunnleggende helikopterteori.....</b>	<b>7</b>
<b>2.2 Litteraturstudie .....</b>	<b>9</b>
2.2.1 Helelektriske helikoptre.....	9
2.2.2 Halerotor .....	10
<b>3. Design .....</b>	<b>12</b>
<b>3.1 Teori .....</b>	<b>12</b>
3.1.1 Brukerundersøkelse .....	12
3.1.2 Idealitet.....	13
<b>3.2 Metode.....</b>	<b>14</b>
3.2.1 Brukerundersøkelse .....	14
3.2.2 Idealitet.....	17
<b>3.3 Resultat.....</b>	<b>17</b>
3.3.1 Resultat fra brukerundersøkelsen.....	17
3.3.2 Deltakernes bakgrunn .....	17
3.3.3 Deltakernes vurdering av egen kompetanse .....	21

3.3.4 Deltakernes vurdering av muligheten for elektriske helikoptre i framtiden .....	21
3.3.5 Deltakernes vurdering av områder for ny teknologi .....	22
3.3.6 Deltakernes vurdering av mulighet for elektrifisering av halerotor .....	25
3.3.7 Deltakernes tanker om sikkerhet.....	26
3.3.8 Deltakernes krav og forventninger til elektriske helikoptre.....	28
3.3.9 Idealitet.....	30
3.4 Diskusjon.....	31
3.4.1 Analyse og diskusjon av brukerundersøkelsen .....	31
3.4.2 Idealitet.....	34
3.5 Konklusjon.....	35
4. Dimensjonering .....	37
4.1 Teori .....	37
4.1.1 Fremdriftssystem.....	37
4.1.2 Dimensjoneringsverktøy.....	51
4.2 Metode.....	51
4.2.1 Dimensjonering .....	51
4.2.2 Dimensjoneringsverktøy.....	53
4.3 Resultat.....	61
4.3.1 Dimensjonering .....	61
4.3.2 Dimensjoneringsverktøy.....	68
4.4 Diskusjon.....	76
4.4.1 Dimensjonering .....	76
4.4.2 Dimensjoneringsverktøy.....	79
4.5 Konklusjon.....	80
4.5.1 Fremdriftssystem: .....	80
4.5.2 Dimensjoneringsverktøy.....	81
5. Konklusjon og anbefalinger .....	82
Litteraturliste: .....	84
Vedlegg:.....	87

# 1. Innledning

Verden er inne i en periode hvor klima og global oppvarming er sterkt i fokus blant politikere, befolkningen og forskningsmiljøene rundt i verden. Det gjøres grep for å begrense eller helst forhindre videre global oppvarming ved å ta i bruk ny teknologi. "Nullutslippsbiler" utgjorde 42,4% av det norske bilsalget i 2019[4] og blikket rettes nå mot fly og flyreiser. I 2020 er det blitt satt opp et forskningsområde fra Røros i Norge til Östersund i Sverige. Dette testområdet skal bli brukt for forskning på elektriske fly. Det er en stor satsning internasjonalt på elektrifisering innenfor flyindustrien, fra både flyprodusenter og flyselskaper. Ved dagens situasjon er det svært få elektriske helikoptre, og det er gjort relativt lite forskning på dette området sammenlignet med andre fremkomstmidler som for eksempel bil, båt og fly.

Rotoren på et konvensjonelt helikopter drives av én eller flere gassturbiner eller stempelmotorer. Motoren er koblet med en aksling inn på en girkasse, der turtallet blir redusert til ønskelig nivå for hovedrotor og halerotor. Videre går det en mekanisk kobling fra girkassen til halerotor gjennom en til to girkasser. Selve styringen av helikopteret gjøres ved hjelp av hydraulikk.

Ulemper ved et konvensjonelt mekanisk system:

- Gassturbinen og stempelmotoren har lav effektivitet, samt ikke like god turtalls regulering sammenlignet med en elektromotor.
- Girkassen kan gi alvorlige feil. Dette kan kanskje elektromotoren løse med å delvis erstatte girkassen.

Selv om det er flere fordeler med et elektrisk system benytter de fleste produsenter seg fremdeles av motorer som bruker fossile drivstoff, og er rent mekaniske.

## 1.1 Utgangspunkt for oppgaven

Ved oppstart av prosjektet hadde vi følgende oppgavetekst:

*"Med hensyn på dagens miljøfokus henger luftfarten igjen. Det gjøres arbeid innfor satsning på hybridfly, men man hører lite om teknologi rettet mot å gjøre helikopter miljøvennlig. Redusert vekt på helikopter/få økt nyttelast kan oppnås på flere måter ved å se om dagens elektromotor- og batteriteknologi kan erstatte jetmotor og fuel.*

*Formålet med oppgaven er å se om det er mulig å erstatte jetmotor og girkasse med en trinn-styrt elektromotor, eller om hybrid er en mer funksjonell løsning. En deloppgave kan være å gjøre halerotoren elektrisk. Gruppen vil samarbeide med eventuelle industripartnere innenfor flyindustrien og potensielt forsvaret.*

*Faglige utfordringer:*

- *Dimensjonering: motor og batterier*
- *Driftssikkerhet: isolasjon, redundans*
- *Kraftforsyning: batteri/generator*
- *Kraftelektronikk*
- *Kabeldimensjonering*
- *Isolasjon, tynnere luft gir utfordringer der luft er med på å isolere "*

## **1.2 Problemstilling, målformulering og omfang**

I dette avsnittet presenteres oppgavens problemstilling, prosjekt-, effekt, og resultatmål, samt prosjektbeskrivelse, utfordringer og avgrensinger.

### **1.2.1 Problemstilling**

Oppgavens problemstilling er tredelt:

- Dimensjonere en elektrisk ekvivalent til fremdriftssystemet på helikoptre og droner der det lar seg gjøre basert på vår elkraftkompetanse.
- Gjøre et anslag på hva som må til for å få en like god løsning som det er i dag, og diskutere fordeler og ulemper ved dette.
- Lage et grovt dimensjoneringsprogram som forenkler slike beregninger i fremtiden.

### **1.2.2 Prosjekt mål**

Hovedformålet med denne bacheloroppgaven er å gjøre en mulighetsstudie for elektrifisering av helikoptre av forskjellige størrelser, fra store bemannede helikoptre helt ned til droner. Gjennom en brukerundersøkelse skal det kartlegges hvilke deler av et helikopter teknisk personale, piloter og mekanikere av helikopter mener og tror kan bli elektrisk i et helikopter. Videre undersøkes eksisterende helikoptertyper og fremdriftssystemene dimensjoneres. Dette gjøres for å se hva som kreves og se hvor langt unna dagens teknologi er. Avslutningsvis

benyttes tilegnet kunnskap og resultater for å utvikle et dimensjoneringsverktøy for slike fremdriftssystemer.

Målgruppen for denne tekniske rapporten er personell som har teknisk innsikt i helikopter og som ønsker å se på mulighetene for elektrisk helikopter design.

### **1.2.3 Effektmål**

- Vise konkrete vei, og trinnene for elektrifisering av helikopter
- Færre bevegelige deler som gir økt sikkerhet og lavere vedlikeholdsbehov.
- Gjøre videre dimensjonering lettere med programmet. Dette gjøres ved å lage et fungerende dimensjoneringsprogram som kan være til nytte og utvikles videre ved behov

### **1.2.4 Resultatmål**

- Kartlegge interesse for og meninger om elektriske helikopter i fagmiljøene ved hjelp av en brukerundersøkelse.
- Vise hvilken størrelse på motorer, frekvensomformere og batteripakke som skal til for å få små og mellomstore ubemannede samt mellomstore og store bemannede elektriske helikopter til å fly. Ved hjelp av beregning og sammenligning av eksisterende data på effektlyt, volum og vekt skal grunnlag for sammenligning oppnås.
- Utvikle et dimensjoneringsverktøy for fremdriftssystemet for elektriske helikoptre/droner som skal kunne brukes uten forkunnskap om programmering. Dimensjonering av vekt, batterikapasitet, omformer, elektrisk motor og propeller skal være funksjoner.
- Økonomiske aspekter slik som reduserte drivstoffutgifter over levetiden til helikopteret som følge av bruk av elektrisk energi hentet fra strømmettet kontra oljebaserte energikilder her i Norge.

### **1.2.5 Prosjektbeskrivelse**

I løpet av dette prosjektet skal det foretas kartlegging av eksisterende løsninger og hva som finnes av teknologi for elektrifisering av helikopter. Dette skal gjøres ved å søke og finne informasjon på internett og i relevante publikasjoner.

Det skal også gjøres en kartlegging av interesse for, og meninger om, elektrifisering av helikopter. Målet er å sende ut brukerundersøkelsen til piloter, mekanikere, avionikere og fagforeninger.

På grunn av oppgavens natur er det uaktuelt å fysisk teste løsninger, og det skal derfor gjøres en teoretisk dimensjonering. Her skal det sees på tenkte løsninger som kunne elektrifisert fremdriftssystemet i et tenkt helikopter. Parallelt skal kompetanse som oppnås brukes til å forsøke å bygge et program som skal kunne utføre slike beregninger, og dermed gjøre fremtidig dimensjonering enklere og mindre tidskrevende.

### **1.2.6 Problemområder/utfordringer**

- Det er svært få eksisterende helikopter hvor man har forsøkt å bygge et helelektrisk helikopter.
- Noe av den teknologien som skal sees på er forholdsvis ny, og det er usikkerhetsmomenter knyttet til sikkerhet for dens anvendelse til dette formålet.
- Det å få svar på brukerundersøkelsen er usikkert og kan ta tid.
- Gruppen har begrenset erfaring med utvikling av slike programmer.
- Helikopter er en kompleks maskin som bygger på prinsipper over gruppens mekaniske kompetanse, og gruppen er avhengige av ekstern veiledning på disse områdene.

### **1.2.7 Avgrensninger**

- Ikke småelektronikk som brukes til styring av helikopter
- Ikke programmering av styresystemer
- Ser ikke på eventuell ventilering av batterier og lignende
- Begrenses til å se på det som i hovedsak er elkraft-relatert. Dette innebærer blant annet dimensjonering av motorer, kraftelektronikk, systemet, levetid og økonomi.
- Ikke småelektronikk som brukes til styring av helikopter
- Ikke programmering av styresystemer
- Ser ikke på eventuell ventilering av batterier og lignende
- Ser ikke på å erstatte diverse hydrauliske aktuatorer i helikopteret med en elektrisk ekvivalent.
- Siden dette er et teoretisk tenkt tilfelle med dimensjonering av et elektrisk helikopter, vil dette kvalifisere som et eksperimentelt helikopter, og derfor tas ikke hensyn til alle aspektene ved en slik prosess som for eksempel spesielle sikkerhetskrav og ventilasjon.

### 1.3 Metode og kildebruk

Elektriske helikoptre er et relativt nytt område, uten etablerte løsninger og få kilder med generelle beskrivelser. I starten av prosjektet ble det gjennomført en litteraturstudie for å finne relevante fagartikler og bøker. For å sikre at artiklene og litteraturen som ble innhentet som bakgrunn for denne oppgaven inneholder pålitelig informasjon, er det vurdert hvor disse har vært publisert og hvilke kilder de oppgir. Bøker og anerkjente publikasjonsnettsider har vært benyttet for å finne relevant informasjon, som for eksempel Oria, IEEE og ResearchGate. Elektriske helikoptre er ikke et like stort satsningsområde som elektriske fly, men det som er gjort av satsning er veldig konkret. Det er ikke kun universiteter og forskningsinstitusjoner som arbeider innenfor dette fagområdet, også helikopterprodusenter har tatt steget mot elektriske helikoptre. Produsenter presenterer sine nye produkter, men publiserer i mindre grad sine tekniske løsninger på grunn av konkurransehensyn. Dette gjør at det er relativt få treff på elektriske helikoptre, og det kan være vanskelig å finne spesifikke data om et gitt helikopter, noe valget av helikopter senere i oppgaven bærer preg av.

Det ble gjennomført litteratursøk i flere nivåer, fra kartlegging av hva som fantes av artikler om elektriske helikoptre, til mer spesifikke søk etter tekniske detaljer, eller for å supplere kunnskap som allerede var innhentet i form av fagbøker, for eksempel om helikoptre, drivverk eller individuelle elektriske komponenter. Informasjonsøket pågikk gjennom nesten hele prosessen, med tema avhengig av hvilken informasjon som var nødvendig på det aktuelle tidspunktet.

Vitenskapelige artikler ble kartlagt for å få en oversikt over arbeidet som er gjort fra før. Googlesøk ble benyttet for å finne frem til prototyper/løsninger på elektriske helikoptre. Videre ble det søkt i akademiske databaser som Oria, Scopus og IEEE. Bakgrunnen for valget av disse spesifikke kildene var at de er kjente og troverdige, og dermed ble betraktet som verdt å stole på. På denne måten ble populærvitenskapelige artikler "kvalitetssikret" med litteratur fra forskningsmiljøet og useriøse kilder unngått. Litteratur presentert i forelesninger er brukt i ulike fra studiet ble litteratur presenterte i forelesningene og selve forelesningene brukt som kilder i litteratursøk. Dette innebærer forelesningsnotater fra fagene.

## **1.4 Leserveiledning**

Denne oppgaven består av fem kapitler. Kapittel en er innledning. Kapittel to er teorikapittel der grunnleggende helikopter teori og hva som er gjort tidligere innenfor fagfeltet presenteres. Kapittel tre består av brukerundersøkelsen med analyserte data og Idealitet. Undersøkelsen med spørsmål og datagrunnlag fra besvarelsene er lagt ved i vedlegg 1. Kapittel fire er dimensjonering og dimensjoneringsverktøyet. Kapittel tre og fire har hver sin konklusjon og i kapittel fem er hovedkonklusjonen til oppgaven gitt.



## 2. Teori

Dette kapittelet inneholder et teoretisk grunnlag for virkemåten og utformingen til helikoptre, samt en litteraturstudie. Litteraturstudiet tar for seg arbeid og studier som er utført innen fagfeltet, og eksempler på helelektriske helikoptre.

### 2.1 Grunnleggende helikopterteori

Ved hjelp av denne gjennomgangen av grunnleggende teori for virkemåten til et helikopter skal leser av denne oppgaven kunne forstå de valgene som er tatt videre i oppgaven.

Helikopter er et luftfartøy som ikke benytter fastmonterte vinger, men én eller to horisontale hovedrotorer for å oppnå løft. Det som driver rotoren på et helikopter, er en eller flere gassturbiner eller stempelmotorer. I liten grad blir det benyttet elektromotorer til å drive rotoren.

Forskjellige helikoptre har ulikt antall rotorblader, varierende fra to til åtte blader. På grunn av hovedrotoren oppstår det et vridningsmoment, som gjør at skroget vil rotere. Dette er illustrert i Figur 1. På helikoptertyper med én hovedrotor nøytraliseres vridningsmomentet ved å benytte seg av halerotor som sitter vinkelrett på halen i forhold til hovedrotoren. Noen helikoptertyper benytter ikke halerotor, istedenfor benyttes en styrbar luftstrøm. Ellers bidrar halerotoren også til å kunne manøvrere helikopteret. Helikoptre som benytter to hovedrotorer, har ikke behov for en halerotor siden de to rotorene nøytraliserer hverandres vridningsmoment.

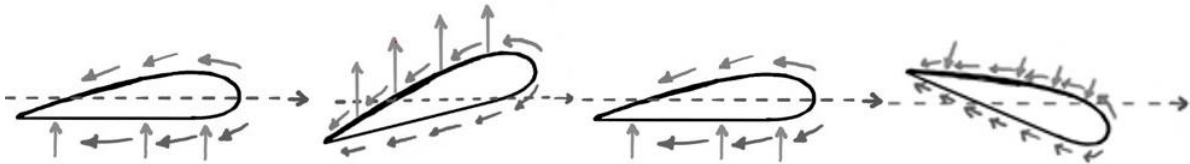


Figur 1: Illustrasjon av rotasjon til hoved og halerotor.

Hovedrotorbladenes helningsvinkel er justerbar, og ved å endre angrepsvinkelen (pitch) kan både størrelsen og retningen til løftkraften endres. Dette benyttes til å manøvrere helikopteret oppover/nedover, forover/bakover, sideveis og ved stillestående operasjoner (hovering). [5], [6]

To begreper brukes hovedsakelig som kontrollparametere for helikopterets bevegelse: «Cyclic» og «collective pitch».

«Cyclic pitch» er individuell syklisk forandring av rotorbladenes pitch (angrepsvinkel) for å endre løft. Dette er vist i Figur 2. Ved å gi bladene ulik angrepsvinkel gjennom en rotasjon, slik at helikopteret får usymmetrisk løft, vil man kunne manøvrere helikopteret.



Figur 2: Illustrasjon av pitch.

Collective pitch er en felles forandring på angrepsvinkelen til rotorbladene. Dette gjør at helikopteret kan stige eller synke.

Hovedrotoren som gir løft og manipuleres for å kunne manøvrere helikopteret, har blader som kan bestå av flere typer materialer.

Bladets profilform har lenge vært symmetrisk, men med nye egenskaper som følger med komposittmaterialer kan blader utformes med en asymmetrisk profil. Man kan utnytte nye profiler for å kunne få mer utbytte av bladene. Selv med nye materialer og ny utforming på bladene kan fremdeles rotoren ikke overskride mach 1, for dette gir stress og vibrasjoner som vil skade bladene slik at en ulykke kan oppstå.

Halerotoren på et helikopter er nødvendig for å motvirke vridningsmomentet fra hovedrotoren. Halerotoren går med konstant turtall og opereres på samme måte som «collective pitch» for hovedrotoren. Større og mindre angrepsvinkel gjør at man kan forandre retning og snu helikopteret rundt sin egen vertikale akse. Grunnen til at halerotoren roterer med konstant turtall er at den er mekanisk koblet til girkassen og dette er grunnen til at man benytter «collective pitch» på halerotoren.

På et helikopter er det tre fysiske kontroller: «Collective stick», «Cyclic stick» og pedaler. Både «Collective» og «Cyclic stick» kontrollerer hovedrotoren, mens pedalerne er for å kontrollere halerotoren. Disse kontrollerne er basert på hydraulikk.

## **2.2 Litteraturstudie**

### **2.2.1 Helelektriske helikoptre**

En gruppe forskere ved Roma Tre University i Italia [7] har gjennomført en mulighetsstudie om elektrifisering av helikoptre.[7] har gjennomført en mulighetsstudie om elektrifisering av helikoptre. Som eksempel har de sett på helikoptertypen T22, som er et lite helikopter videreutviklet fra Robinson R22. I dette arbeidet vurderer de ulike konfigurasjoner for fremdriftssystemer og ulike konfigurasjoner for energilagring. Elektromotorer for både hovedrotor og halerotor vurderes, sammen med ulike batterityper for energilagring. De vurderer også brenselcelle i kombinasjon med elektromotorer og hydrogen lagret i tank, sammen med batterier for effekttopper. I dette arbeidet gjøres en vurdering av framtidig utvikling innenfor batteriteknologi. Forskergruppens konklusjon er at nye batterityper forventes å gi vesentlig forbedret kapasitet. Med dagens Li-ion batterier har de estimert en flytid/rekkevidde for T22 på 36,5 minutter/68,5 km, mens de med framtidige batterier i et 2030-senario, forutser en rekkevidde tilsvarende dagens tradisjonelle versjon av T22 som har en flytid på ca. 3 timer.

Det finnes i dag flere eksperimentelle/prototyper på elektriske helikoptre. Noen er helelektriske, dvs. at disse drives kun av elektromotorer og batterier. Andre er delvis elektrifiserte ved at det benyttes fly-by-wire (elektrisk overføring fra kontrollinstrumenter til aktuatorer, i stedet for hydrauliske overføringer), eller ved at halerotor drives av én eller flere elektromotorer.

Her gis en oversikt over de viktigste eksemplene som ble funnet gjennom kartleggingen:

#### **Sikorsky Firefly**

Sikorsky Firefly [8] fra 2010 er en prototype på helelektrisk helikopter som er et modifisert Sikorsky-Schweizer S-300C. Det har blitt kalt det første helelektriske helikopteret. Sikorsky har byttet ut forbrenningsmotoren med en elektromotor. Helikopteret er et lite helikopter som bruker to litium-ion-batteripakker. Kun en pilot kan være ombord i helikopteret under flyvning. Operasjonstiden er 12 til 15 minutter. Originalversjonen av helikopteret bruker en 190 hestekrefter, 5,9-liter, 4-stempel bensinmotor. Resten av helikopteret, som rotorkontrollere og girkasse, var det ikke noe behov for å modifisere.

Batteripakkene består av 300 celler som gir 370 volt. De to batteripakkene oppgis å være på 45Ah hver, og hver batteripakke veier 265,35 kg.

#### **Aquinea Volta**

Aquinea Volta er et fransk helelektrisk helikopter som er basert på helikoptertypen Microcopter MC1. Dette helikopteret er klassifisert som et ultralett helikopter (maksimal vekt ved take off er 520 kg). Helikopteret har en 22 kWh batteripakke og en motor som kan yte 90 kW [9]. Første flyvning skjedde i 2016. Helikopteret har en 22 kWh batteripakke og en motor som kan yte 90 kW [9]. Første flyvning skjedde i 2016.

### **Tier 1 Engineering og Lung Biotechnology R44**

Firmaet Tier 1 Engineering og LungBioTechnology har konvertert et helikopter av typen Robinson R44 til helelektrisk. De satte en rekord med flytid på 22 minutters flytid i desember 2018. Det forventes at det skal kunne få en flytid på 150 minutter med en nyttelast på 272 kg [10]. Det forventes at det skal kunne få en flytid på 150 minutter med en nyttelast på 272 kg [10].

#### **2.2.2 Halerotor**

Både produsenter og forskningsmiljøer arbeider med utvikling av løsninger for elektrisk halerotor. Det er presentert flere løsninger som er under testing. Det finnes løsninger basert på fenestron halerotor og løsninger basert på vanlig halerotor.

Løsninger med variabelt turtall uten pitchkontroll, krever evne til rask turtallsendring. Bells løsning, Electrically Distributed Anti-Torque (EDAT), har fire mindre fenestron-rotorer drevet av hver sin elektromotor [11], [12]. Denne løsningen sikrer rask variasjon i turtall og høy redundans. Dette er så langt det eneste helikopteret med elektrisk halerotor som er godkjent for å fly. De har benyttet helikoptertypen Bell 429 Global Ranger som plattform for uttesting av EDAT.

Løsninger med pitchkontroll tillater elektromotor og vifte å ha konstant turtall. Forskere ved University of L'Aquila i Italia har presentert et forslag på en børsteløs AC permanentmagnet motor for bruk i en fenestron halerotor [13]. Denne løsningen kan kombineres med variabel pitch. Rotoren er større, og vil ikke like lett kunne endre turtall. Motoren skal ha 6 faser for å kunne dekke effektbehovet og opprettholde redundansen.

## **Fly-by-wire (FBW)**

Bell 525 er det første konvensjonelle helikopteret i produksjon med fly-by-wire teknologi [14], [15]. Dette helikopteret fløy første gang i 2015. Det første serieproduserte helikopteret med fly-by-wire er NH Industries sitt NH 90, som er et militært helikopter [16].

## 3. Design

Kapittel 3 tar for design av helikopterets fremdriftssystem. Dette inkluderer en brukerundersøkelse som er utført blant annet for å undersøke hva folk i bransjen tenker om helikoptre med elektrisk fremdriftssystem. Videre undersøkes prinsippet idealitet, som benyttes som en del av designprosessen. Idealitet er benyttet for å vurdere om elektrifisering av helikoptre er bedre enn den konvensjonelle løsningen. Kapittelet inkluderer teori, metode, resultater, diskusjon og konklusjon knyttet til brukerundersøkelsen og idealitet.

### 3.1 Teori

#### 3.1.1 Brukerundersøkelse

For å lage en god brukerundersøkelse finnes det en del veiledning [17], [18] om hvordan en brukerundersøkelse bør bygges opp, gjennomføres og utformes.

For å lage en god brukerundersøkelse er det viktig å vite hvilken problemstilling som skal belyses. Med kjent problemstilling kan det arbeides videre med hvem problemet angår, spørsmål som er interessante å få svar på og hvilket verktøy som er best egnet for undersøkelsen.

Ved å bestemme hvem som skal svare på brukerundersøkelsen, kan spørsmålene og språket tilpasses for å få svar på det som det faktisk ønskes å finne ut av.

Spørsmålene må gi den bakgrunnsinformasjonen om deltakerne som er nødvendig for å kunne gjøre en analyse av resultatene og se sammenhenger. Alle spørsmål må bygges opp med nøytrale formuleringer, som ikke påvirker deltakerne. De fleste spørsmålene i undersøkelsen bør være valgfrie, slik at deltakerne ikke tvinges til å besvare spørsmål de ikke har kunnskap eller meninger om. Spørsmål må ikke kombineres slik at det i realiteten spørres om flere variabler i samme spørsmål. Ved flervalgsspørsmål må det sørges for et balansert utvalg svaralternativ. Spørsmålene må heller ikke være for like.

Avhengig av hvilket formål undersøkelsen har må det velges et egnet undersøkingsverktøy, og om undersøkelsen skal være digital eller på papirformat. Personvern hensyn må ivaretas, også ved digitale brukerundersøkelser der deltagerne kommer til å være pålogget.

Før brukerundersøkelsen blir sendt ut er det gunstig å få testet brukerundersøkelsen. Dette for å få svar på hvordan den fungerer, om spørsmålene gir svar som er hensiktsmessige og å se om

det er spørsmål som ikke blir besvart. Slik kan man få gjort forbedringer før den blir sendt ut til deltagerne.

Etter at dataene er samlet inn må rådataene bearbejdes. Se hva dataene forteller, og hva de ikke forteller. Er det noen hovedtrender som er framtrejende, er det forskjell i svarene fra ulike grupper?

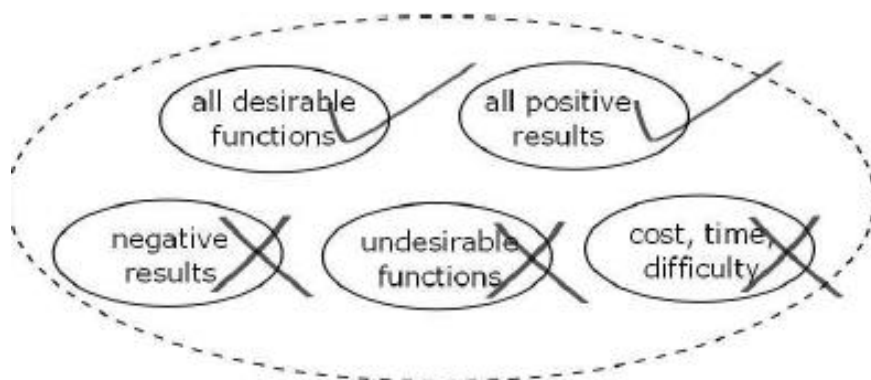
### 3.1.2 Idealitet

Idealitet brukes som en del i designprosessen TRIZ som står for «Theory of Inventive Problem Solving» oversatt fra russisk. Det er utviklet av en russisk professor ved navn Genrich Altshuller på begynnelsen av 1946.[19] Det har vist seg å være en god måte å løse problemstillinger på, særlig i begynnelsen var det et problemløsnings verktøy, men over tid har det beveget seg over til å være en vitenskap av evolusjon av tekniske systemer.

Det brukes spesielt i som en del av designprosessen i ingeniørverdenen, og er derfor relevant å bruke som en del av teorigrunnlaget.

Hovedtrekket går ut på å finne en løsning til et tenkt system eller problem. Alle som designer prøver alltid å finne ut et tenkt ideelt system. Det perfekte systemet om du vil. Det går i hovedtrekk ut på at man vil ha alt det positive ved en løsning, men ingen av de negative konsekvensene.

Det som vil oppnå er å få til en løsning som har alle de ønskelige funksjonene, alle positive resultater, samtidig som det ikke er noen ønsker negative resultater, uønskede funksjoner, null kostnad, ingen tidsbruk, og ingen vanskelighetsgrad.



Figur 3: Figur fra "Introduction to the concept of ideality in TRIZ"[20]

Selv om dette er det ønskelig, er det umulig å få til et perfekt ideelt system. Men man kan prøve å strekke oss så mye som mulig mot målet.

Idealitet er mulig å regne ut. Om man regner ut idealiteten ved et gitt system og løsning, kan man regne ut idealiteten til en annen løsning og sammenligne de to for å se hva som er den mest ideelle. Slik at vi kan ta et valg for hvilken løsning som er ønskelig.

$$Idealitet = \frac{\sum Positive\ og\ nyttige\ funksjoner}{\sum Negative\ og\ unyttige\ funksjoner + \sum Kostnader}$$

Det man ønsker er å fjerne de skadelige funksjonene og kostnader under brøkstreken, og øke de ønskelige funksjonene og fordelene over brøkstreken. Dette kan brukes for å kunne sammenligne nye og gamle produkter, og når vi skal designe noe nytt er det en god måte å få en oversikt på hvor effektiv den nye løsningen vil bli.

Styrken med dette er at en kan få et tall på hvor god løsningen har blitt, dette blir med på å bedømme hvor vidt man burde fortsette produktets utvikling videre i samme retning.

Svakheten med dette er at det kan være vanskelig å finne tall på de parameterne man har lyst å sette inn i ligningen. Spesielt på en ny løsning.

Man vil gjerne ha et tall på om man har forbedret produktet eller ikke. Eller om at den tenkte løsningen er bedre enn det andre løsninger er i dag. Om det er vanskelig å tallfeste kan man bare bruke antallet av funksjoner opp mot hverandre for å se om det er mer ideelt.

Dette er ønskelig å ha som en del av designprosessen for å se at den tenkte løsningen er god.

Referanser:

[20]Introduction to the concept of ideality in TRIZ, by Umakant, Mishra

## **3.2 Metode**

### **3.2.1 Brukerundersøkelse**

Brukerundersøkelsen er en kartlegging av om de tekniske løsningene som litteratursøket ga har støtte i fagmiljøet, og er en del av grunnlaget for det videre arbeidet i denne oppgaven.

De forskjellige publikasjonene som ble funnet i litteratursøket, gjennomført som vist kapittel 2.2, ga ikke svar på hva de som jobber med helikoptre mener. Hvilke av helikopterets deler som kan gjøres elektrisk på et helikopter, og hvilke tekniske løsninger ser de som mulige?



For arbeidet med oppgaven er det nødvendig med et reelt bilde av hva fagpersonell tenker om elektriske helikoptre. Er bransjen moden for elektrifisering ved at de ønsker det og har tillit til at krav til økonomi og sikkerhet kan oppfylles, og hvilke tekniske utfordringer vil de med sin fagkunnskap peke på?

Grunnlaget for å velge brukerundersøkelse er den enkle oppbyggingen, og at et stort antall personer kunne gjennomføre undersøkelsen i løpet av et begrenset tidsrom. Intervjuer med et representativt utvalg av personer ville ikke ha passet inn i tidsplanen for oppgaven.

I brukerundersøkelsen ble det stilt konkrete spørsmål. Undersøkelsen var en kvantitativ undersøkelse, selv om det var elementer av innsamling av kvalitative data. Kvantitativ omfatter tall og målbare data, i motsetning til kvalitativ som går mer på ikke-målbare data.

*Nettskjema* som er Universitetet i Oslo sitt digitale spørreskjema, ble valgt. Dette verktøyet har kvaliteter som er viktige for denne brukerundersøkelsen, og er tilgjengelig for studenter ved NTNU. Dette er et verktøy som er spesielt beregnet på å brukes innenfor undervisning og forskning, og kan benyttes både til å utforme og til å gjennomføre undersøkelser. Norske krav til personvern blir ivaretatt. Undersøkelsen ble gjennomført digitalt og anonymt

For kvalitetssikring ble førsteutkast av brukerundersøkelsen sendt til veileder på NTNU og veileder fra Alva for tilbakemelding på oppsett og spørsmål. Samtidig med at brukerundersøkelsen ble utarbeidet, ble det arbeidet med å identifisere aktuelle deltagere til å svare på brukerundersøkelsen.

Brukerundersøkelsen inneholdt flere spørsmålstyper:

- Avkrysning med gitte svaralternativer, enten i form av tekst eller tallstørrelser
- Tekstsvaer, hvor deltakeren selv formulerte svarene med egne ord
- Muligheter for utdypende kommentarer

Det ble benyttet konkrete svaralternativer for å redusere usikkerheten som følge av deltakernes eventuelle fortolkning av spørsmålene. Det totale omfanget av undersøkelsen ble holdt innenfor en ramme som gjorde det mulig å gjennomføre hele undersøkelsen innenfor 20-25 minutter. Deltakerne ble informert om omfanget i starten. Dette ble gjort for å bidra til å sikre at de som begynte på undersøkelsen også fullførte (visste hva de ga seg ut på). 4 av spørsmålene var obligatoriske, resten var frivillig. Det ble informert om at undersøkelsen er anonym.

Undersøkelsen benyttet såkalt bekvemmelighetsutvalg [18, p. 292] ved at deltakere ble valgt blant fagpersoner det var lett å få tak i. Brukerundersøkelsen ble avgrenset til norske fagmiljøer på grunn av at forsøk i starten av arbeidet på å få etablert kontakt med utenlandske miljøer ikke ga resultater, og at målgruppen er brukere og ikke produsenter. Selv om det ikke finnes norske helikopterprodusenter, er det betydelige brukermiljøer innenfor sivil og militær virksomhet, ikke minst på grunn av stor trafikk med helikoptre knyttet til offshoreindustrien. Det norske fagmiljøet er et godt utvalg på grunn av dets mangfold.

Brukerundersøkelsen ble sendt til følgende virksomheter og organisasjoner:

- Kongsberg Aerospace and Defence (KAD),
- Norsk helikopteransattes forbund (som har videresendt til sine medlemmer),
- Kontaktpersoner i Luftforsvaret
- Avinor
- European Helicopter Center (EHC)
- Helitrans

Et viktig spørsmål er om resultatene fra undersøkelsen er troverdige. Hvor seriøst ble brukerundersøkelsen behandlet av de som besvarte spørsmålene?

I forbindelse med brukerundersøkelser er det nødvendig å vurdere undersøkelsens validitet og reliabilitet [17, p. 357].

**Validitet:** Måles det som faktisk ønskes målt?

For å sikre at spørsmålene var tydelige, og ikke ga rom for tolkning eller misforståelse, ble spørsmålene utarbeidet så enkle i formen som mulig, med underliggende forklarende tekst. Spørsmålssettet ble sendt til veilederne for gjennomlesning og vurdering. Grammatikk og tegnsetting ble kvalitetssjekket av en norsk-lærer.

De første sju besvarelsene ble gjennomgått for å se etter mulige misforståelser eller andre indikasjoner på feil eller dårlige formuleringer i spørreskjemaet. Dette tilsvarer derfor en pre-test. Det var ikke behov for å gjøre endringer, disse besvarelsene inngår derfor i det totale datagrunnlaget fra undersøkelsen. Den *interne validiteten*, altså grunnlaget for konklusjoner [17, p. 70], vurderes derfor som god.

At utvalget av deltakere er av typen bekvemmelighetsutvalg gjør at det er et svakere grunnlag for å generalisere ut fra funnene, det vil si at den *eksterne validiteten* [17, p. 70] er usikker.

**Reliabilitet:** Finnes det tilfeldige målefeil?

Kommentarer deltakerne har gitt i kommentarfeltene viser at de har tatt undersøkelsen seriøst. Arbeidsprosessen har redusert faren for tilfeldige variasjoner på grunn av tolkning av spørsmålene til et minimum.

### **3.2.2 Idealitet**

Konseptet Idealitet er benyttet for å vurdere om elektrifisering av helikoptre gir en forbedring. Valg av hvilke kriterier som skal legges inn i modellen for beregning av Idealitet, er basert på resultatet av brukerundersøkelsen og litteraturstudiet.

Som nevnt i teorien i kapittel 3.1.2 er Idealitet en metode for design innenfor ingeniørverdenen.

Man baserer seg på at ved en forbedring så er de positive faktorene i formelen samlet større enn de negative faktorene, og at man dermed får et forholdstall som er større enn 1. Dette sier at produktet har blitt forbedret.

En svakhet ved metoden er at det har stor betydning for resultatet hvordan de enkelte faktorene vektlegges. To ingeniører som ser på samme produkt, kan få forskjellig resultat ved at de vektlegger faktorene ulikt. En styrke ved metoden er at den kan anvendes i et svært stort spekter av utviklingsoppgaver.

## **3.3 Resultat**

### **3.3.1 Resultat fra brukerundersøkelsen**

Totalt antall innsendte svar var 61. Av de bedriftene som ble forespurt om å delta, var det bare European Helicopter Center (EHC) og Helitrans som ikke svarte. Brukerundersøkelse i vedlegg 1 og rådata fra brukerundersøkelsen i vedlegg 2

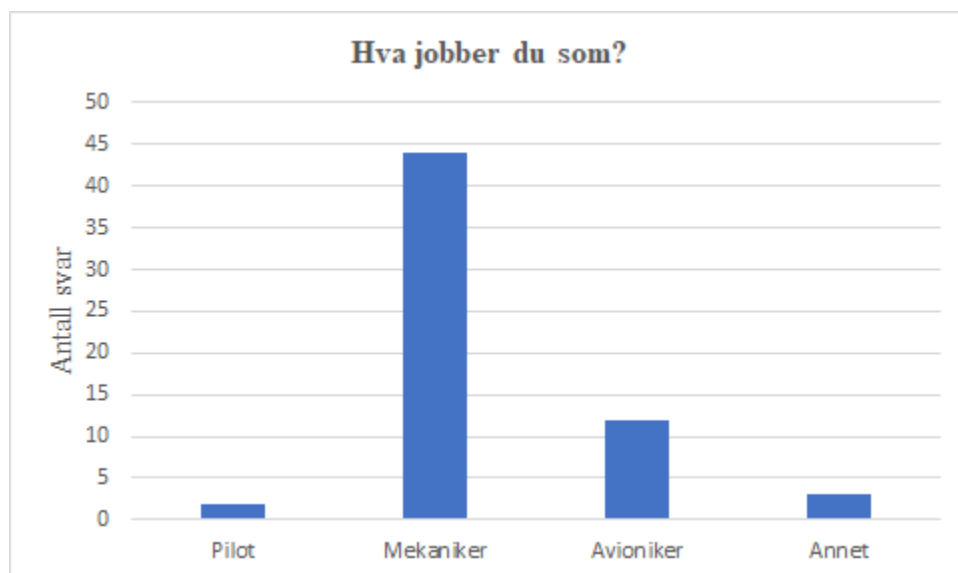
### **3.3.2 Deltakernes bakgrunn**

Deltakernes bakgrunn ble kartlagt i første del (individ-kartlegging ref. vedlegg 1) av undersøkelsen Dette ble undersøkt med følgende spørsmål i undersøkelsen:

- *Hva jobber du som?*
- *Hvilke(n) helikoptertype(r) jobber du med nå (antall/typer)?*
- *Hva slags oppdrag utfører ditt helikopter?*
- *Hvor mange år har du jobbet innenfor luftfart?*

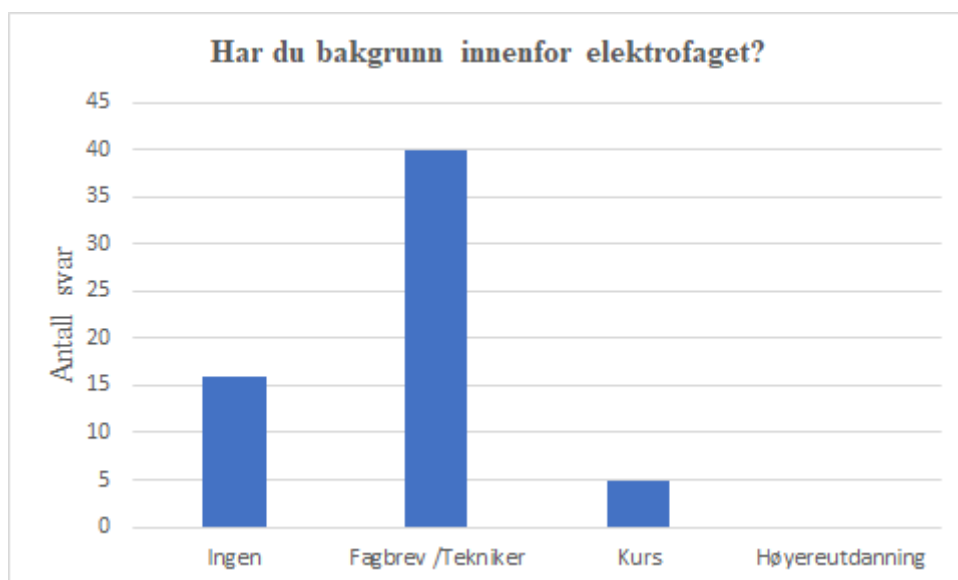
- *Har du bakgrunn innenfor elektrofaget?*

Resultatene er presentert i Figur 4 - Figur 8 og Tabell 1. For spørsmålene om bakgrunn innenfor elektrofaget og type oppdrag har det blitt gjort analyse av svarene og resultatene er kategorisert. For de øvrige spørsmålene var det gitt svaralternativer.



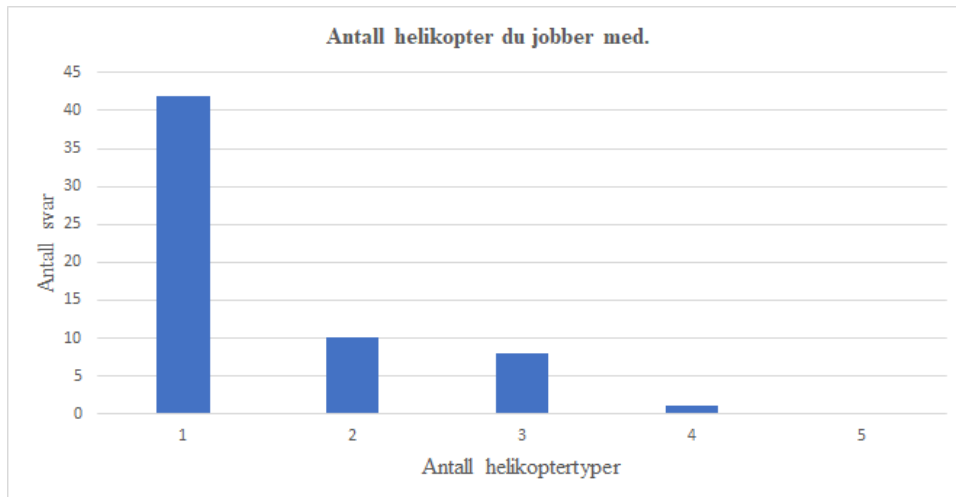
Figur 4: Fordeling av deltakernes yrker.

De 61 som har deltatt har en fordeling på profesjon som vist i Figur 4. De deltagerne som svarte “Annet” er én flytekniker, én markedsdirektør og én instruktør i helikoptervedlikehold.

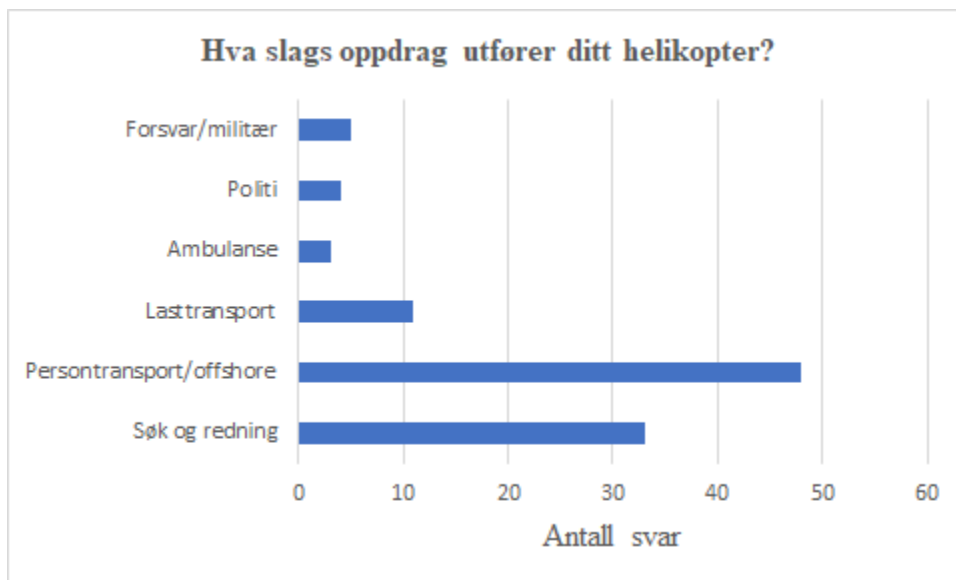


Figur 5: Fordeling av deltakernes fagbakgrunn.

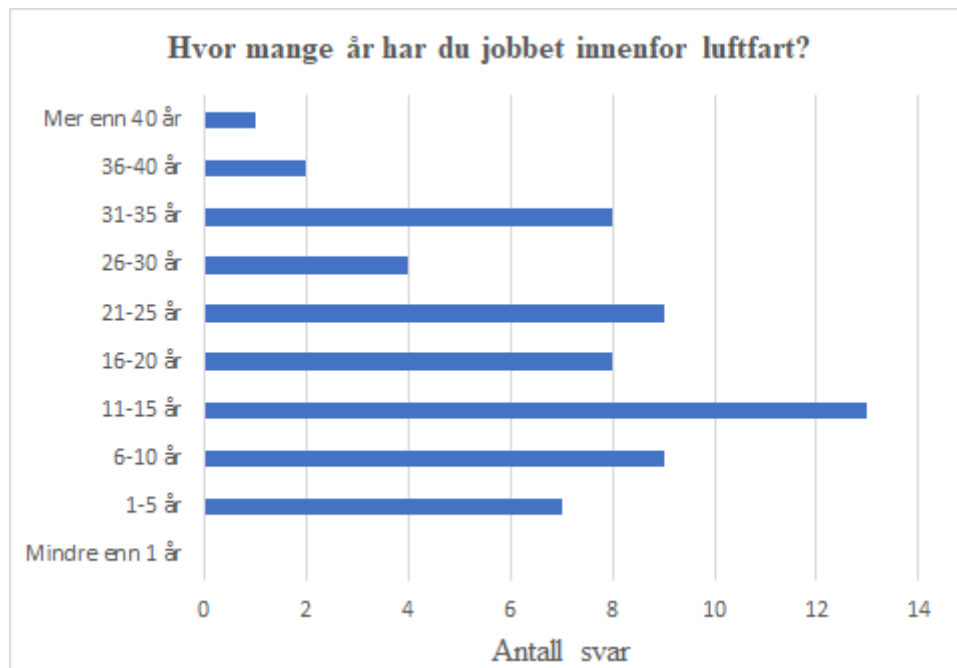
Ingen av deltakerne har høyere utdanning innenfor elektrofag, og ca. en fjerdedel (26%) har ikke noen form for fagbakgrunn innenfor elektrofag.



Figur 6: Fordeling av hvor mange helikoptertyper deltakerne jobber med.



Figur 7: Fordeling av type oppdrag.



Figur 8: Fordeling av antall års erfaring innenfor luftfart.

Tabell 1 viser fordeling av helikoptertyper deltakeren i brukerundersøkelsen arbeider med.

<b>Helikoptertyper</b>	
Navn på helikoptertype	Antall oppføringer
Leonardo Helicopters AW101	3
Sikorsky 92/S-92/S-92a	42
Agusta Westland AW139	5
Leonardo AW169	1
Airbus Super puma serie	31
NHI NH90	4
Westland Sea King	1
Agusta Westland 134	1

Tabell 1: Fordeling helikoptertyper

### 3.3.3 Deltakernes vurdering av egen kompetanse

Resultatet av deltakernes vurderinger av egen kompetanse innenfor aktuelle teknologiområder både i dagens helikoptre og i framtidige elektriske helikoptre (Kjennskap til teknologi, ref. Vedlegg 1) er gitt i Tabell 2.

Teknologi	Kompetansenivå, 5 er høyest, 1 er laveste				
	1	2	3	4	5
El-motorer	6,6 %	14,8 %	<b>44,3 %</b>	29,5 %	4,9 %
Kraftelektronikk (omformere, mm.)	13,1 %	29,5 %	<b>37,7 %</b>	16,4 %	3,3 %
Batterier	4,9 %	19,7 %	<b>50,8 %</b>	19,7 %	4,9 %
Superkondensatorer	<b>45,9 %</b>	44,3 %	8,2 %	1,6 %	0 %
Hydrogencelle	<b>60,7 %</b>	29,5 %	8,2 %	1,6 %	0 %
Jetmotorer	1,6 %	0 %	4,9 %	31,1 %	<b>62,3 %</b>
Stempelmotorer	1,6 %	8,2 %	29,5 %	<b>34,4 %</b>	26,2 %

Tabell 2: Oversikt over deltakernes vurdering av egen kompetanse på skala fra 1 til 5 (høyeste nivå).

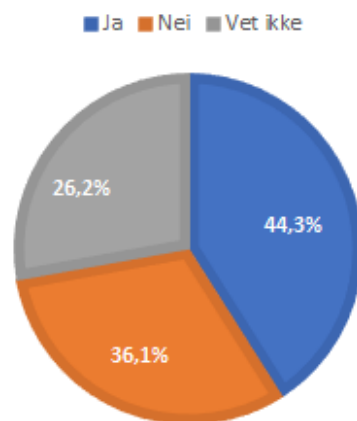
### 3.3.4 Deltakernes vurdering av muligheten for elektriske helikoptre i framtiden

Deltakernes utgangspunkt når de besvarte undersøkelsen ble kartlagt (første del av Hva tror du? ref. Vedlegg 1): Tror deltakerne at det er mulig at helikoptre kan bli helelektriske i framtiden, og hvor mange år tror de i så fall at det vil ta? Dette ble undersøkt med følgende spørsmål i undersøkelsen:

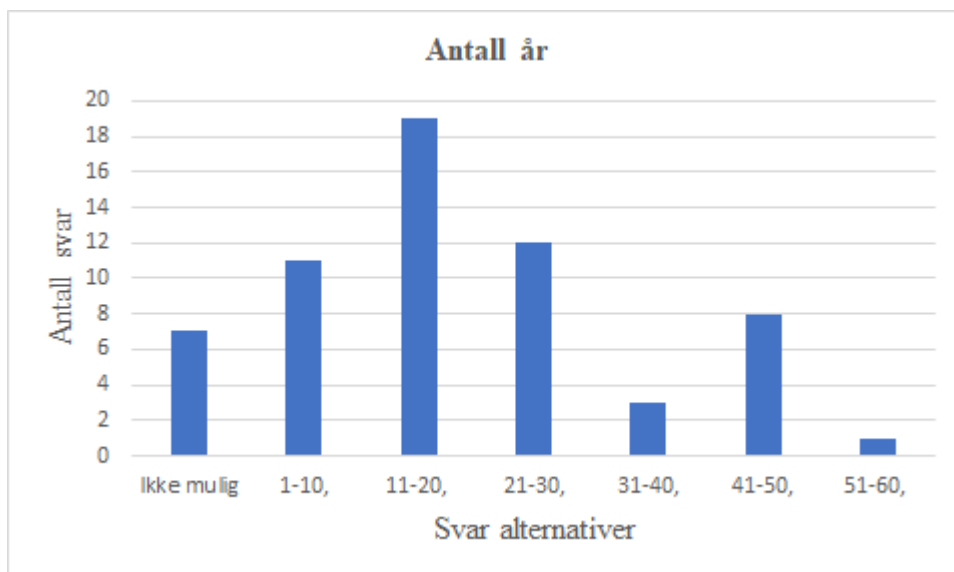
- *Tror du at helikoptre vil bli helelektriske?*
- *Hvor mange år tror du det tar før helelektriske helikoptre er i ordinær drift?*

Resultatene er vist i Figurene 9 - 11. Figur 11. viser resultatene i Figur 9 fordelt på fagbakgrunn.

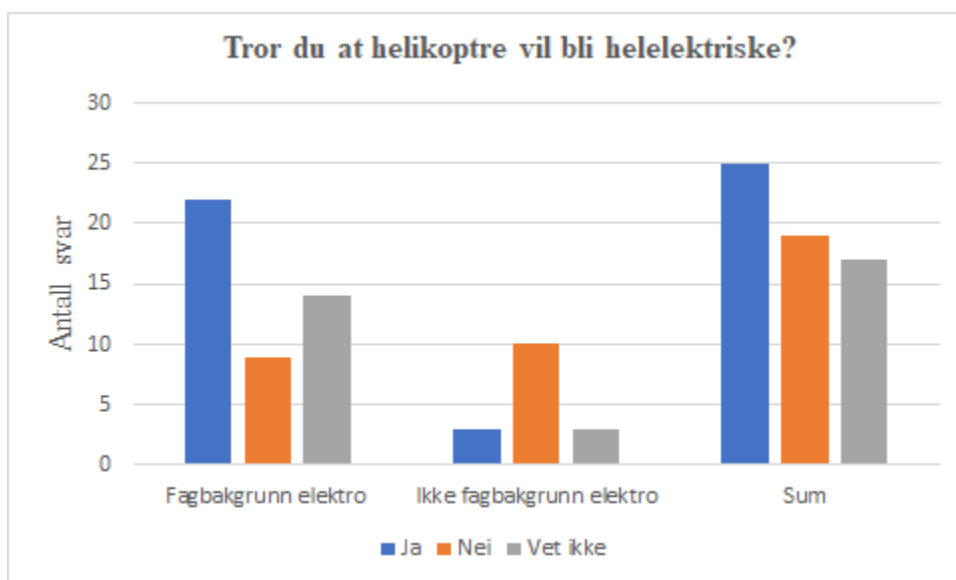
#### TROR DU AT HELIKOPTRE VIL BLI HELELEKTRISKE?



Figur 9: Fordeling av svar på spørsmål om deltakerne tror at helikoptre vil bli helelektriske.



Figur 10: Fordeling antall år deltagerne tror det tar før elektriske helikoptre er i konvensjonell drift.



Figur 11: Svar på spørsmål om deltagerne tror at helikoptre vil bli helelektriske, fordelt på deltagerens bakgrunn innenfor elektrofag.

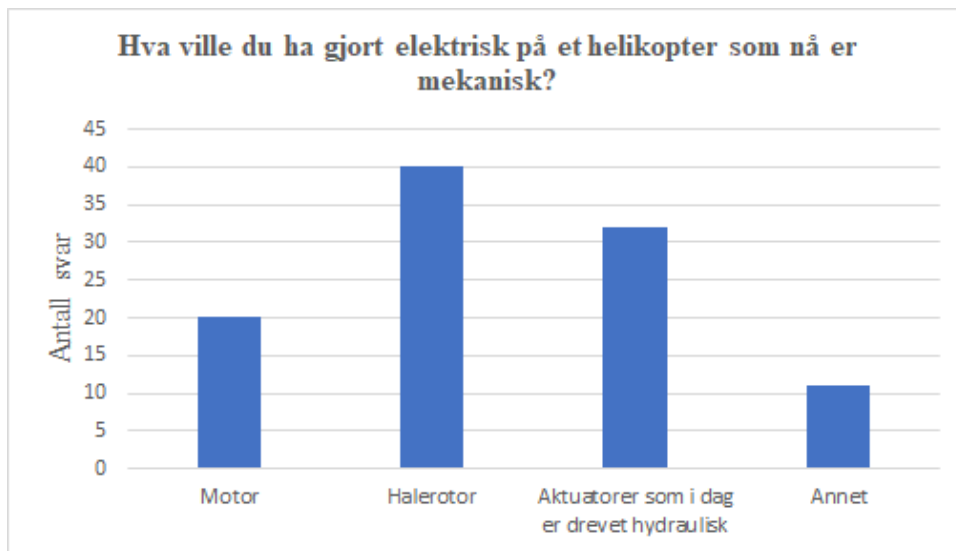
### 3.3.5 Deltakernes vurdering av områder for ny teknologi

Hvor deltakerne ser for seg at eksisterende mekaniske løsninger kan erstattes av elektriske løsninger ble undersøkt med følgende spørsmål (del to av Hva tror du? ref. vedlegg 1):

- *Hva ville du ha gjort elektrisk på et helikopter som nå er mekanisk?*
- *Hvor på et helikopter tror du at elektriske motorer kan brukes?*
- *Hva tror du om Fly-By-Wire på et helikopter?*
- *Hvilke alternative drivstoff/energikilder tror du kan brukes?*
- *Tror du at ladbar hybrid løsning vil være neste steg til elektrisk helikopter?*

Fordeling av svar er gitt i Figur 12 - Figur 16.

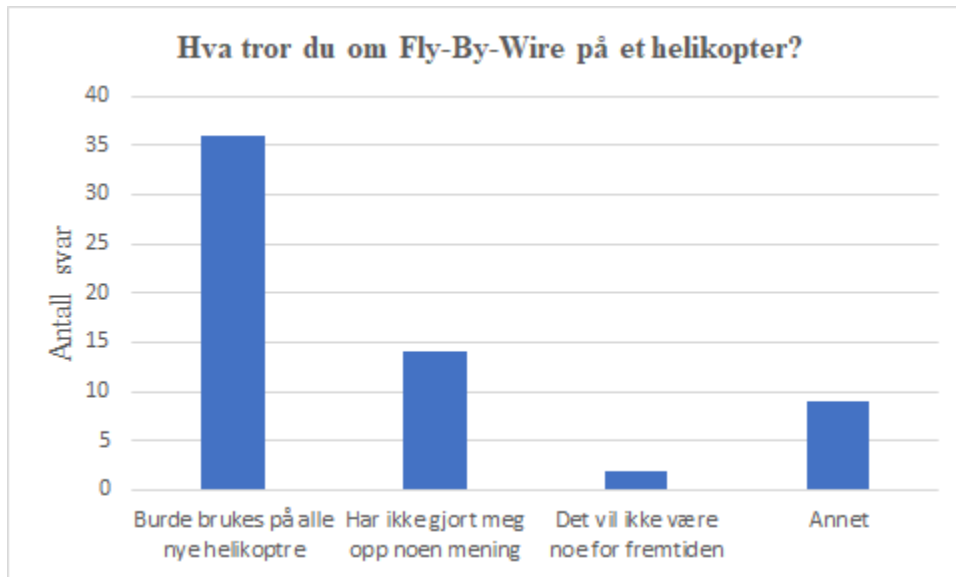




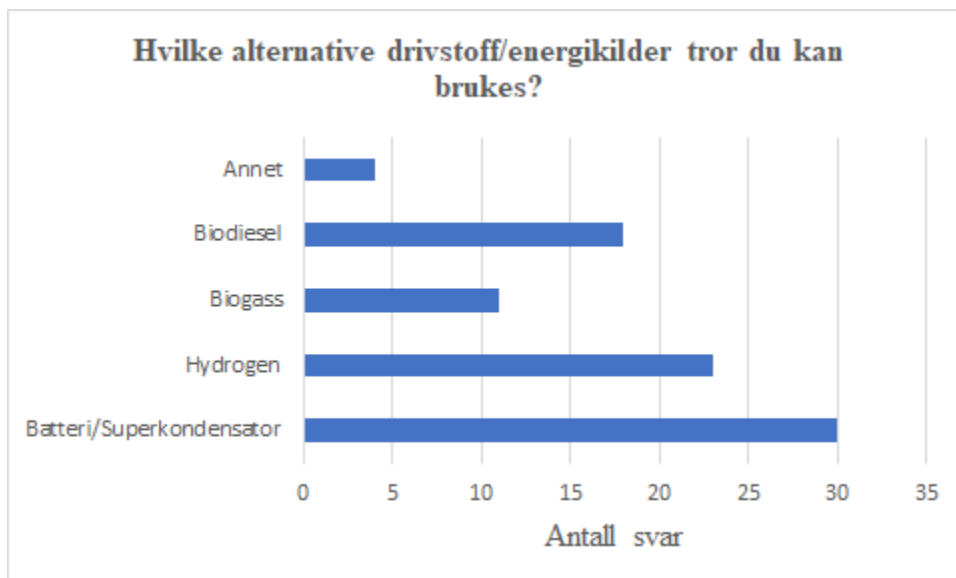
Figur 12: Fordeling av hva deltakerne ville ha gjort elektrisk.



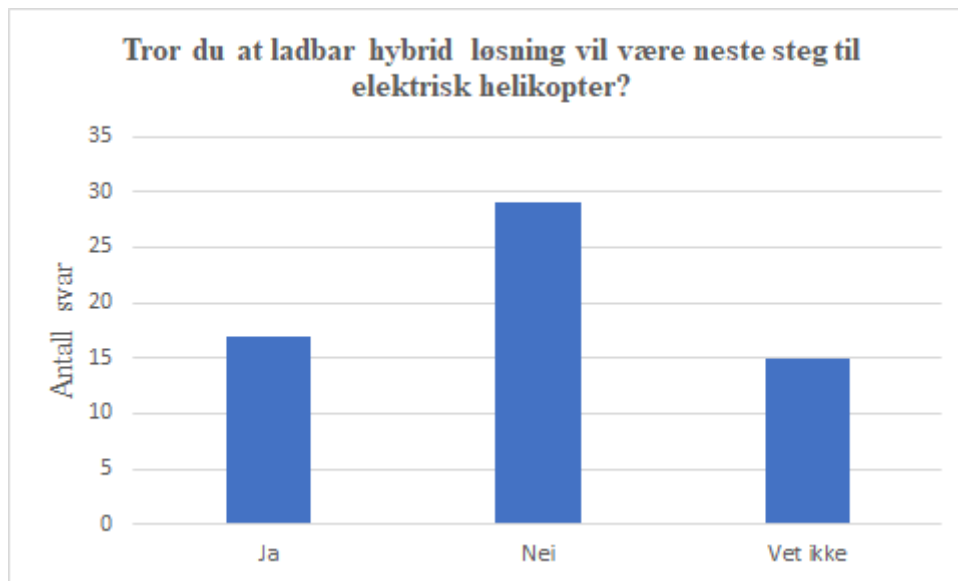
Figur 13: Fordeling av hvor deltakerne tror at elektriske motorer kan brukes.



Figur 14: Fordeling av hva deltagerne tror om fly-by-wire på et helikopter.



Figur 15: Fordeling av alternative drivstoff/energikilder deltagerne tror kan brukes.



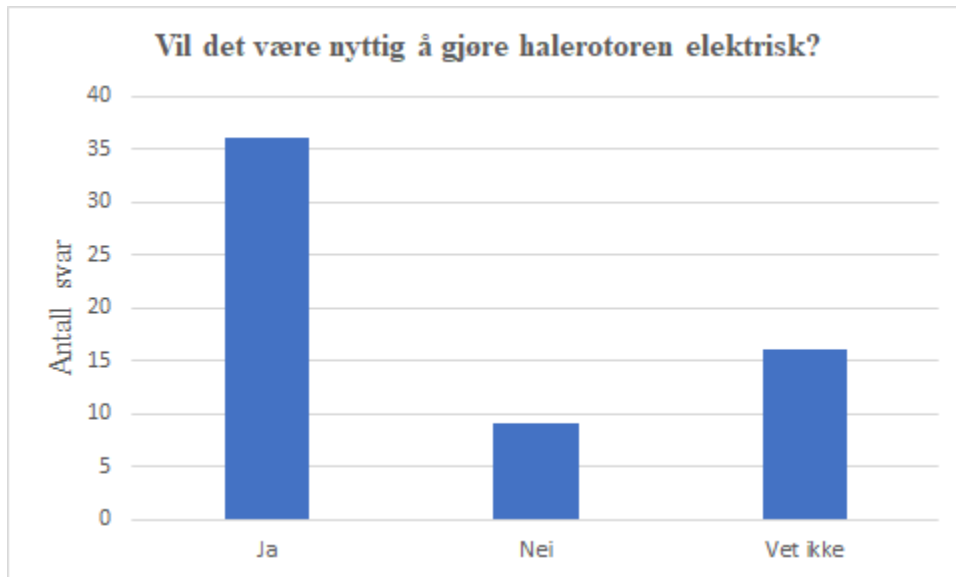
Figur 16: Fordeling av hva deltagerne tror om ladbar hybrid.

### 3.3.6 Deltakernes vurdering av mulighet for elektrifisering av halerotor

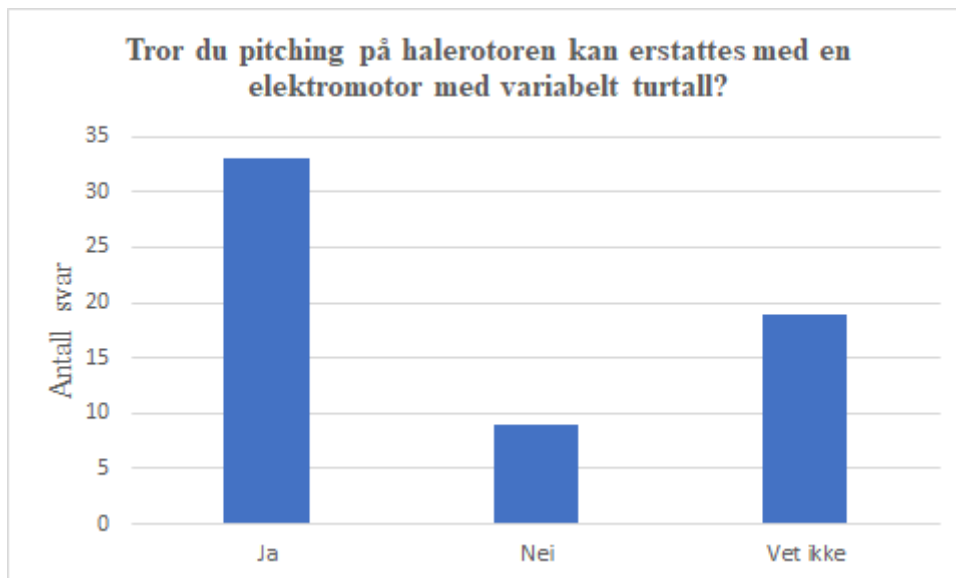
Oppdragsgiver ønsket spesielt å se på muligheten for elektrifisering av halerotor. Derfor ble det stilt spesifikke spørsmål om dette (Halerotor, ref. vedlegg 1):

- *Vil det være nyttig å gjøre halerotoren elektrisk?*
- *Tror du pitching på halerotoren kan erstattes med en elektromotor med variabelt turtall?*

Spørsmål om elektrifisering av halerotor inneholder to aspekter: Det ene er å erstatte mekanisk kobling til hovedmotor med en egen elektrisk motor som driver halerotor, altså en løsning som kan ha en elektromotor med konstant turtall og vanlig pitching. I det neste spørsmålet, foreslås en løsning hvor også pitching erstattes ved at elektromotoren har variabelt turtall. Svarene er gitt i Figur 17 og 18.



Figur 17: Fordeling av svar på spørsmål om det vil være nyttig å gjøre halerotoren elektrisk.



Figur 18: Fordeling av svar på spørsmål om deltagerne tror at pitching kan erstattes med variabelt turtall.

### 3.3.7 Deltakernes tanker om sikkerhet

Hvilke bekymringer deltakerne har angående sikkerhet ble undersøkt med følgende spørsmål i undersøkelsen (Bekymringer og Redundans og sikkerhet i design, ref. vedlegg 1):

- *Hvilken type feil på et helikopter i dag er din største bekymring?*
- *Hvilken type feil tror du vil være din største bekymring ved helelektrisk helikopter?*
- *Hvilken type feil tror du vil være din største bekymring ved hybrid helikopter?*
- *Er det noe du er bekymret for med batterier?*
- *Hva vil du se mer av når det kommer til redundans som sikkerhetsfunksjoner i helikoptre?*

- *Hva annet vil du se i helikopter som kan øke sikkerheten?*

Spørsmålene ble besvart med korte kommentarer eller stikkord. Svarene er analysert med tanke på hvilke momenter som i størst grad går igjen. Resultatene er vist i Tabell 3 og Tabell 4.

<b>Type helikoptre</b>	<b>Størst bekymring for (svarfrekvens)</b>
Dagens helikoptre	Girboks (37) Halerotor (13) Hovedrotor (10) Kontrollsystem (8) Materialtrettthet (7)
Helelektriske helikoptre	Batterier (11) Vekt (9) Kortslutning (8) Brann (7)
Hybrid helikoptre	Vekt (10) Batterier (5) Omkobling mellom motorsystemer (4) El-feil (4)
Bekymring for batteri	Vekt (20) Brann (14) Overoppheting (9) Intern feil/kortslutning (4) Effektivitet (4)

Tabell 3: Deltagernes svar spørsmålene om bekymringer.

<b>Sikkerhetsfunksjoner</b>	<b>Viktighet</b>
Redundans i elektrisk helikopter	Flere motorer (13) Batteri løsninger (13) Flight control backup (8)
Andre forhold ved sikkerhet	Overvåkningssystemer (7) Evakuering/redning (4) Fallskjerm (3)

Tabell 4: Deltagernes svar på spørsmålene om sikkerhet.

### 3.3.8 Deltakernes krav og forventninger til elektriske helikoptre.

Hvilke krav og forventninger knyttet til drift og ytelse deltakerne har til elektriske helikoptre ble undersøkt med følgende spørsmål i undersøkelsen (Om det hadde eksistert elektriske helikoptre, ref. vedlegg 1):

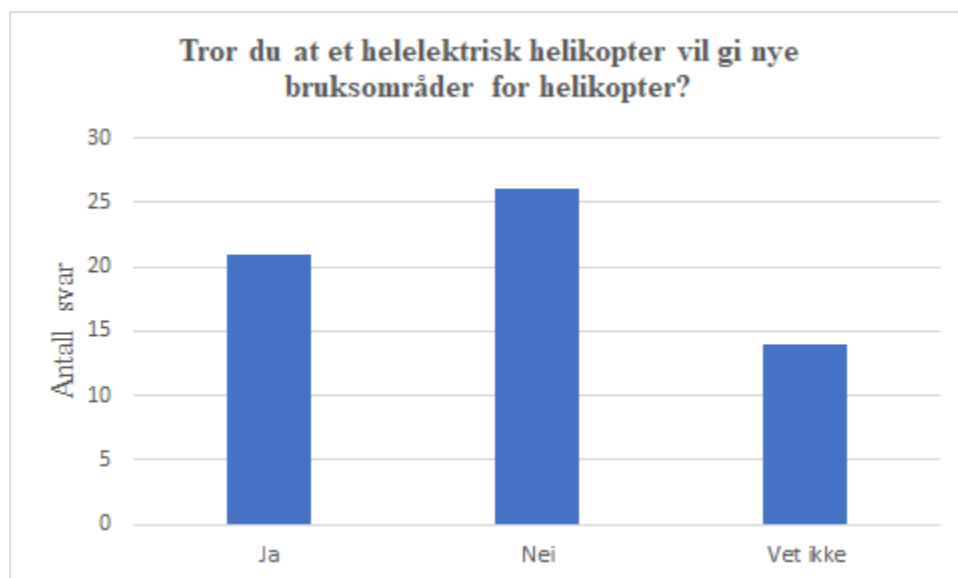
- *Hva mener du må være på plass for at du vil fly med et elektrisk helikopter?*
- *Hva vil være viktigst for deg og dine oppdrag?*
- *Hva vil være en hensiktsmessig løsning for lading av batteri?*
- *Hvilken rolle tror du at et helelektrisk helikopter vil være egnet til?*
- *Tror du at et helelektrisk helikopter vil gi nye bruksområder for helikopter?*
- *Hva tenker du er viktigst for flytiden, vekten til helikopteret eller effektivitet i fremdriftssystemet?*
- *I hvilken skala tror du helikoptre kan bli helelektriske i dag?*

Disse spørsmålene hadde dels gitte svaralternativer, dels fritekst svar. Resultatene er vist i Tabell 5 og Figur 19 - Figur 21.

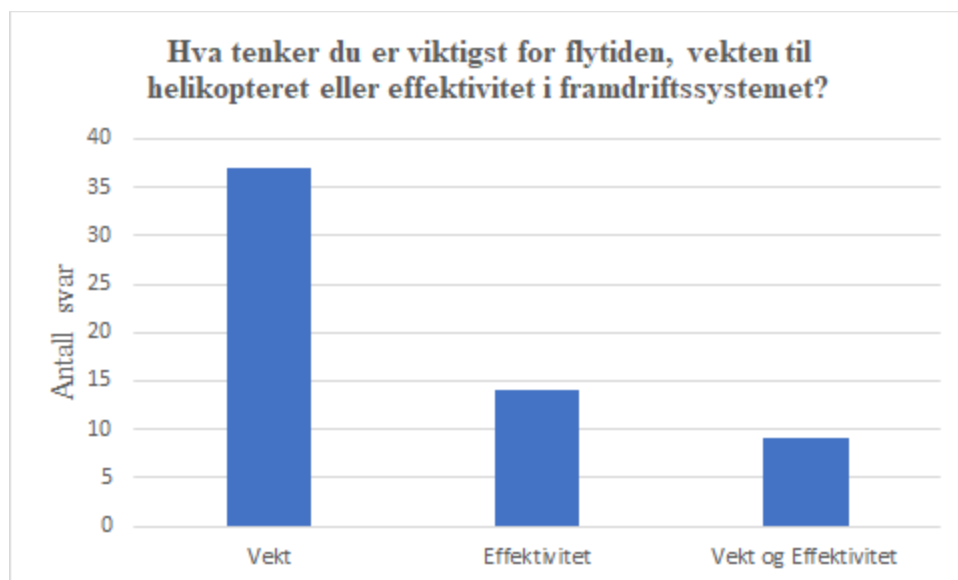
Spørsmål	Høyeste score
Hva mener du må være på plass for at du vil fly med et elektrisk helikopter?	Testing (25) Sertifisering (9) Batteri (8) Flytid og nyttelast (4)
Hva vil være viktigst for deg og dine oppdrag?	Flytid (51) Nyttelast (42) Manøvrering (14) Annet (8) - Sikkerhet (4) - Rekkevidde (1) - Pris (1) - Blank (2)
Hva vil være en hensiktsmessig løsning for lading av batteri?	Lading med rask ladetid (38) Bytte av batteripakker (26) Lading som for elbiler (13) Annet (10)

Hvilken rolle tror du at et helelektrisk helikopter vil være egnet til?	Payload (12) Alt (10) Persontransport (10) Søk og redning (8) Søk/fotografering/inspeksjon (8)
---	--

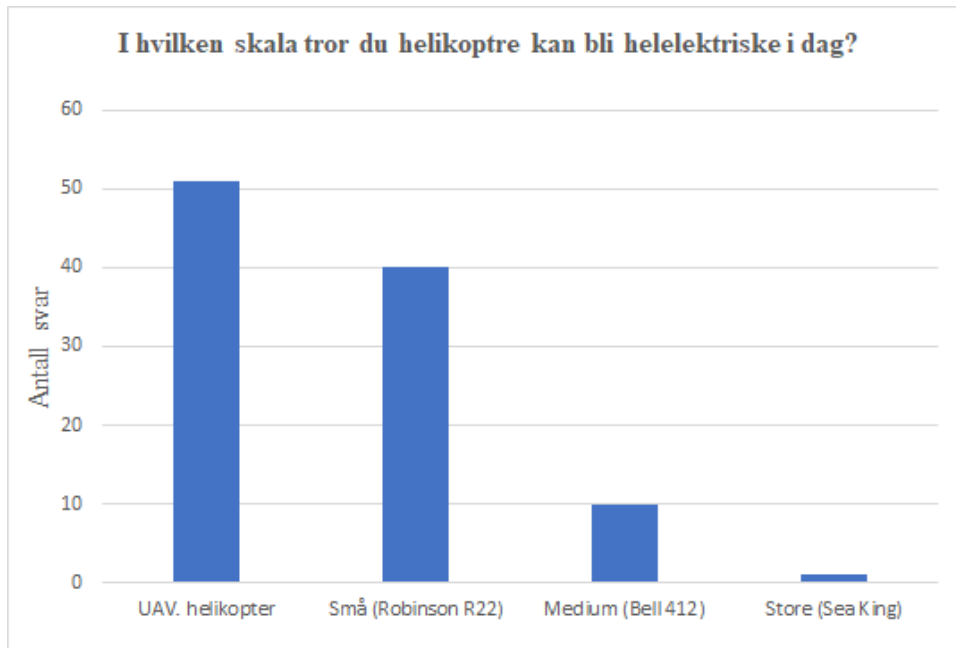
Tabell 5: Krav og forventninger brukerne har til elektriske helikoptre.



Figur 19: Fordeling av svar på spørsmål om deltagerne tror at elektriske helikoptre vil gi nye bruksområder.



Figur 20: Fordeling av hva deltagerne tror er viktigst for flytiden.



Figur 21: Fordeling av i hvilken skala deltagerne tror helikoptre kan bli helelektrisk i dag.

### 3.3.9 Idealitet

I Tabell 6 vises kriterier til Idealitet som er hentet fra brukerundersøkelsen og litteraturstudiet.

Positiv	
Negativ	
Kvalitet	
Komfort	Støy
Sikkerhet	
Kvantitet	
Flytid	Vedlikehold
Maks flytid/lengde	Pris på helikopteret
Nyttelast	Drift. Kost
	Vekt
Diverse	
Refueling	Forurensning
Pålitelighet	Utslipp
	Bevegelige deler

Tabell 6: Kriterier for idealitet.



## **3.4 Diskusjon**

### **3.4.1 Analyse og diskusjon av brukerundersøkelsen**

I løpet av den opprinnelige svarperioden fra 09.03.2020 til 19.03.2020 kom det inn 18 besvarelser. Innenfor denne perioden ble Norge stengt ned på grunn av Covid-19. Derfor ble svarperioden forlenget fram til 10.04.2020. Dette ga resultat ved at antall innsendte svar økte til 61.

Når brukerundersøkelsen ble laget, ble det anslått at det ville ta 25 minutter å besvare undersøkelsen. For de 61 innsendte besvarelsene var gjennomsnittet 27 minutter. Lengst tid som ble brukt var 3 timer og 22 minutter, kortest tid var 5 minutter.

#### **3.4.1.1 Deltakernes bakgrunn**

Av 61 besvarelser er 2 fra piloter (3,3%), mens 58 (95,1%) er fra personer med teknisk relaterte arbeidsoppgaver. Hva betyr det for undersøkelsen at det er få piloter? Ved å gjøre helikoptre elektriske er det mekanikerne og avionikerne som vil bli mest berørt av endringene i forhold til mekaniske helikoptre. For piloter skal det ikke være noen vesentlig forskjell mellom å fly et elektrisk helikopter og å fly et mekanisk helikopter. Det vil være en forskjell i teknologien, men dette bør ikke ha noe betydning for hvordan de opererer helikopteret. Derfor har det etter vår oppfatning ikke noen avgjørende innvirkning på verdien av brukerundersøkelsen at det var få piloter som deltok.

At ca. tre fjerdedeler av deltakerne har fagbakgrunn på forskjellig nivå innenfor elektrofag, betyr at de er kompetente til å besvare spørsmålene i undersøkelsen. Dette reduserer faren for misforståtte spørsmål.

Resultatene fra spørsmål om hvor mange år deltakerne har arbeidet innenfor luftfart er gitt Figur 8, og viser at de fleste har lang erfaring. Av 61 deltakere er det bare 7 (11,5%) som har arbeidet mindre enn seks år innenfor sektoren, mens 45 (73,7%) har arbeidet mer enn ti år.

Det er en styrke for undersøkelsen at deltakerne har lang erfaring.

Viktig informasjon om deltakernes erfaring er også hvor mange forskjellige helikoptertyper hver enkelt arbeider med, og hvilke typer helikoptre de har erfaring fra. Fordelingen er vist i figur 6. Undersøkelsen viser at 42 (68,9%) arbeider med bare én helikoptertype. At det er middels og store helikoptertyper de arbeider med (tabell 1), er et moment som kan ha betydning for hvordan deltakerne har besvart spørsmålene i undersøkelsen. Dette er helikoptre hvor krav

til nyttelast og rekkevidde er større enn for små helikoptre. Samtidig er dette komplekse konstruksjoner, med stort potensial for at systemer kan forenkles ved elektrifisering.

#### **3.4.1.2 Deltakernes vurdering av egen kompetanse**

Deltakernes egen vurdering av hvilken kompetanse de har innenfor forskjellige teknologiområder (tabell 2) viser at de vurderer at kompetansenivået er høyest for teknologi fra mekaniske helikoptre (jetmotorer og stempelmotorer), og lavest for teknologi som i dag ikke benyttes i helikoptre (hydrogenceller og superkondensatorer).

#### **3.4.1.3 Deltakernes vurdering av muligheten for elektriske helikoptre i framtiden**

Fagmiljøet rundt helikoptre er positive til elektriske helikoptre, og over halvparten (56,8%) av de som har en oppfatning (har svart «Ja» eller «Nei») mener at helikoptre vil bli helelektriske. Over halvparten av de som har svart «Nei» kommer fra gruppen «Ikke fagbakgrunn elektro», selv om denne utgjør ca. en fjerdedel av det totale antall deltakere (figur 11).

Sammenligning av svarene på begge spørsmålene viser et tilsynelatende paradoks: 36,1% svarer «nei» på spørsmål om de tror helikoptre vil bli helelektriske, mens på spørsmål om hvor mange år det vil gå før helelektriske helikoptre er i ordinær drift svarer bare 11,5% (7 deltakere) at det ikke er mulig, og hele 73,7% svarer at helelektriske helikoptre vil være i ordinær drift i løpet av en 40-års periode. En forklaring på dette motsetningsforholdet kan være at det første spørsmålet er besvart ut fra en vurdering av hva som er mulig med dagens teknologi, mens det neste er besvart som en vurdering av hvor raskt teknologiutviklingen vil skje. Denne hypotesen begrunnes med sitater fra deltakere som har svart «Nei» på første spørsmål, men ikke svart «Ikke mulig» på neste spørsmål (antall år er oppgitt i parentes):

*«Batteriene er for tunge og det er for mye usikkerhet rundt batteriene ennå.» (15-20 år).*

*«Mye grunnet det gamle uttrykket "if it works, dont fix it." Luftfartsbransjen henger ofte etter hva gjelder moderne smarte løsninger.» (30 år).*

#### **3.4.1.4 Deltakernes vurdering av områder for ny teknologi**

Halerotor og aktuatorer er deltakernes fremste kandidater for å byttes ut med elektriske ekvivalenter.

Deltakerne er også positive til fly-by-wire, som sammen med elektriske aktuatorer var gitte svaralternativer i undersøkelsen. Om dette betyr at de også er positive til fly-by-wire *kombinert* med elektriske aktuatorer (i dag benyttes *hydrauliske* aktuatorer i kombinasjon med fly-by-

wire), kan det ikke konkluderes sikkert med på bakgrunn av denne undersøkelsen. Ved et videre arbeid bør det stilles spesifikke spørsmål angående dette.

Undersøkelsen viser at på spørsmål om ladbar hybrid er aktuelt som et neste steg på vei mot elektriske helikoptre, svarer 47,5% nei, mens bare 27,9% svarer ja. Deltakerne er derimot mer positive til hydrogen som energibærer (37,7%) noe som kan bety at deltakerne kan være positive til brenselcelle i kombinasjon med elektromotor.

#### **3.4.1.5 Deltakernes vurdering av mulighet for elektrifisering av halerotor**

Oppdragsgiver ønsket spesielt å se på muligheten for elektrifisering av halerotor. Dette inneholder to aspekter: Det ene er å erstatte den mekaniske koblingen til hovedmotor med en egen elektrisk motor som driver halerotoren, altså en løsning som kan ha en elektromotor med konstant turtall og vanlig pitching. En mer avansert løsning vil være at også pitching erstattes ved at elektromotoren har variabelt turtall.

Resultatene (figur 13) viser at fagmiljøet er enige om at elektromotor kan benyttes til halerotor. Halerotor med elektrisk motor støttes av 80,3% av deltakerne. I kommentarene begrunner de dette med at det vil være fordelaktig fordi dagens mekaniske løsning ikke har redundans. At antall bevegelige deler reduseres og gjør systemet enklere trekkes også fram. Samtidig er det tydeligvis også noen som er usikre på om det er *nyttig*, selv om det er mulig, siden det er 59% som svarer ja på spørsmålet om det vil være nyttig å gjøre halerotoren elektrisk. 14,8% svarer nei.

På spørsmål om deltakerne tror at pitching på halerotoren kan erstattes med en elektromotor med variabelt turtall, svarer 54,1 % ja til at dette vil fungere, mens 14,8% svarer nei. Flere av deltakerne trekker fram eksempel på en teknisk løsning som er under testing, og som ble presentert rett før denne brukerundersøkelsen ble sendt ut (Bell 429 EDAT) [11], [12].

Selv de som ikke er enige i at det vil gå og bytte ut pitching med variabelt turtall, mener at elektromotor kan benyttes for drift av halerotor, og at elektriske aktuatorer kan benyttes for pitch kontroll i stedet for hydraulikk. Av kommentarene gitt sammen med svarene, framgår det at det de er mest bekymret for er om det blir treghet i systemet, det vil si om turtallet kan endres raskt nok.

#### **3.4.1.6 Deltakernes tanker om sikkerhet**

Svarene på spørsmål om sikkerhet ved dagens helikoptre viser at de fleste deltakerne er bekymret for svikt eller feil i forbindelse med girboks (tabell 3). Elektriske helikoptre som

benytter elektrisk halerotor, vil kunne kvitte seg med én til to girkasser. Større helelektriske helikoptre vil også få en enklere hovedgirboks, mens små helelektriske helikoptre potensielt ikke behøver girboks.

Framtredende bekymringer for sikkerhet knyttet til elektriske helikoptre er fare for brann og kortslutning. Mye av bekymringene synes å være knyttet til batterier, hvor fare for brann, kortslutning og overoppheting nevnes. Vekt trekkes også fram som en bekymring. Vekt er ikke direkte knyttet til sikkerhet, men en bekymring knyttet til ytelse i form av nyttelast og flytid.

Av sikkerhetsfunksjoner ønskes redundans i form av flere motorer, flere separate systemer for flight control og batteriløsninger som sikrer mot energisvikt og mot brannfare.

#### **3.4.1.7 Deltakernes krav og forventninger til elektriske helikoptre.**

En grunnleggende forutsetning for at deltakerne vil ta elektriske helikoptre i bruk er en grundig testing og sertifiseringsprosess. Dette er naturlig, og vil under enhver omstendighet følge av internasjonale regelverk.

Når det gjelder bruk peker deltakerne først og fremst på flytid/rekkevidde og nyttelast som viktige egenskaper, og deltakerne tror at vekt vil være en begrensende faktor her.

Rask turn around synes å være svært viktig. Dette vises gjennom et klart ønske om kort ladetid. Det blir derfor viktig å finne gode tekniske løsninger på dette. Bytte av batteripakker kan være en løsning, men dette vil sannsynligvis medføre praktiske og logistiske utfordringer. Enkel og rask opplading synes derfor å være av stor betydning for at elektriske helikoptre får innpass.

Det er ingen klar oppfatning hos deltakerne om at elektriske helikoptre åpner for nye anvendelsesområder. Når det gjelder størrelse, har deltakerne ingen tro på at større helikoptre kan bli helelektriske med dagens teknologi. Undersøkelsen gir ikke svar på hva de tror om framtiden mhp. størrelse. Med dagens teknologi ser deltakerne for seg at mindre helikoptre og UAV (unmanned aerial vehicle) kan bli helelektriske.

#### **3.4.2 Idealitet**

Fra brukerundersøkelsen og litteratursøket kom det fram krav til design av elektrisk helikoptre og eksempler på løsninger.

Fra brukerundersøkelsen kommer krav/ønsker om redundans for halerotor. Dagens mekaniske løsning har ikke de samme mulighetene for redundans som forskningsmiljøene og helikopterprodusentene mener å få til med elektrisk halerotor.

En av fordelene ved elektrisk halerotor er at halen da enkelt kan foldes for å redusere lengden under frakt for eksempel på skip, ved at det ikke er noen drivaksling som må deles opp. For maritime helikoptre elimineres risikoen for feil ved drivaksling med en slik funksjon.

Elektrisk halerotor kan redusere effektforbruket. Begrunnelsen er at halerotoren må benyttes i hover og ved lavere hastigheter, mens i transitt vil halefinnen fungere likt som for et fly. Dette gjør at det er mindre behov for at halerotoren motvirker rotasjonsmomentet i transittflyvning. Dette er nesten det eneste et helikopter får gratis av aerodynamikken. Men på grunn av dagens mekaniske løsning med kobling mellom hovedrotor og halerotor er det fremdeles effektforbruk, selv om det ikke er behov for at halerotoren skal gå med fullt turtall.

Elektriske helikoptre gir fordeler for produksjon og vedlikehold. Konstruksjoner blir mindre komplekse. Komponenter kan standardiseres, feilsøking og tilstandsoveråking forenkles. Produksjon i større skala er gunstig for tilgjengelighet og kvalitet på komponenter. Mindre tid brukt på vedlikehold gir mer operasjonstid.

Helikoptre med forbrenningsmotor må ha frikobling mellom rotor og motor for å kunne foreta sikker nødlanding ved motorstopp, noe som krever at hovedrotor kan rotere fritt. Ved bruk av elektromotor kan hovedrotor rotere fritt ved motorstopp uten at rotoren må frikobles fra motoren.

Elektriske motorer vil gi økt komfort på grunn av redusert støy, og mindre slitasje på grunn av reduserte vibrasjoner.

De kriteriene til Idealitet som kommer fra brukerundersøkelse og litteratursøk er vist i Tabell 6. Det er disse vurderingskriteriene som legges til grunn for vurdering av om elektriske helikoptre representerer en forbedring av helikoptre.

### **3.5 Konklusjon**

Brukerundersøkelsen gir viktige svar. Deltakerne har generelt tro på elektriske helikoptre. Undersøkelsen viser at deltakerne er enige med forsknings- og utviklingsmiljøer om at elektromotorer og batterier kan brukes. Deltakerne støtter ikke ladbar-hybrid som et neste utviklingstrinn, men er positive til hydrogen som energibærer.

Over halvparten (56,8%) av de som har en oppfatning mener at helikoptre vil bli helelektriske, ca. tre fjerdedeler (73,7%) mener at helelektriske helikoptre vil være i ordinær drift i løpet av

en 40-års periode. Halerotor med elektrisk motor støttes av 80,3%, og deltakerne er også positive til fly-by-wire.

Deltakernes bekymringer er i hovedsak knyttet til batterier. Flytid, rekkevidde og nyttelast er egenskaper som prioriteres. Batterier er også hovedårsak til bekymringer mhp. sikkerhet.

Deltakernes erfaring og fagbakgrunn styrker tilliten til svarene.

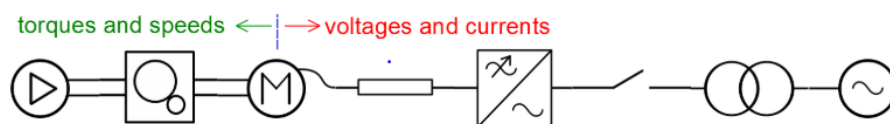
## 4. Dimensjonering

Kapittel 4 tar for seg dimensjonering av elektrisk fremdriftssystem i helikopter og et dimensjoneringsverktøy. Det er også gjennomført en casestudie som undersøker muligheten for elektrisk fremdriftssystem i et eksisterende helikopter.

### 4.1 Teori

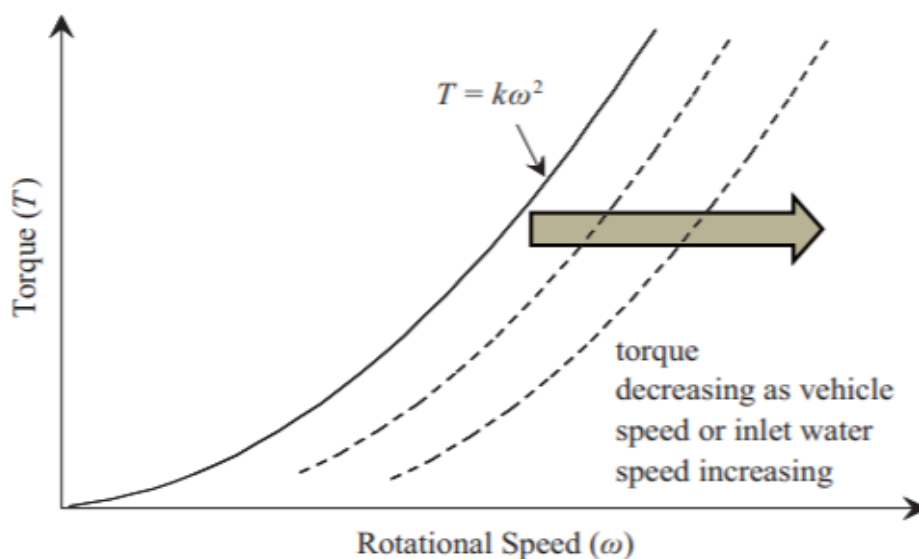
#### 4.1.1 Fremdriftssystem

Et fremdriftssystem kan betegnes som systemet fra den tilførte energien til arbeidet lasten utfører og alt imellom. I et helikopter med forbrenningsmotor er dette fra bensintanken til motoren. For å optimalisere systemet må komponentene til hverandre, og bruken de anvendes for. Rekkefølgen bestemmes etter hva slags type system det er (motor eller generator)[21]. På grunn av dette er rekkefølgen og kriteriene av stor viktighet. I dette tilfellet er det et helikopter som krever fremdrift, så her benyttes en motor. Dette bestemmer hvilken ende av systemet som legger føringen, her lasten. Slik kan det lages en rekkefølge og oversikt over hvilke deler av systemet som velges på bakgrunn av hverandre. Dette “flytskjemaet” gir hvilke komponenter som er avhengige av inputer fra hverandre, og grunnlaget for utvelgelsen.



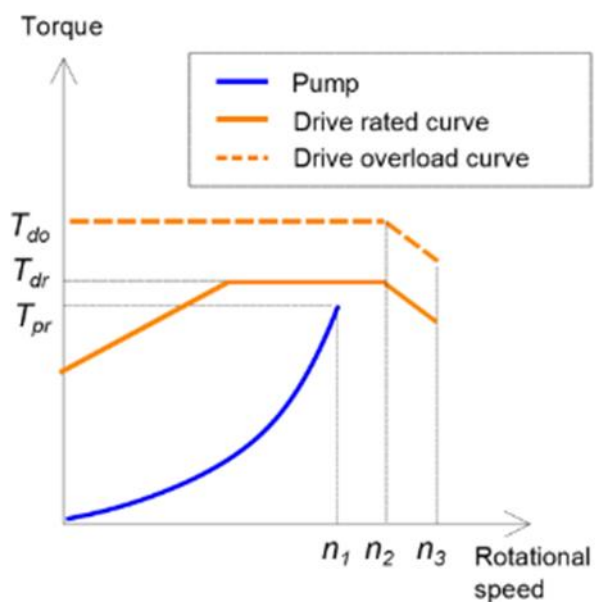
Figur 22: Illustrasjon fra [21]

Slike systemer kan karakteriseres av last profilen[22], i dette tilfellet en propell på et helikopter. Denne profilen er kvadratisk, lik en sentrifugalpumpe eller vifte, og ser slik ut:



Figur 23: Kvadratisk lastprofil, illustrasjon fra [23]

Dreiemomentet er lik kvadratet av rotasjonshastigheten, og effekten er lik kuben av rotasjonshastigheten.  $P = \omega \cdot T$ , og hvis  $T = \omega^2$  blir  $P = \omega^3$ . Drivverket kan også beskrives ved dreiemomentet den leverer i forhold til rotasjonshastigheten. For en fungerende løsning må drivverket levere høyere dreiemoment enn lastkravet ved tilsvarende rotasjonshastighet[21]. Dette kan sjekkes ved å plote begge i samme plot, og sammenligne punktene. I perioder kan lasten overskride ytelsen til fremdriftssystemet, men den må kunne takle det.



Figur 24: Typisk kurve for drivverk og kvadratisk last (her sylindrisk pumpe) med overlast kapabilitet, fra [21]

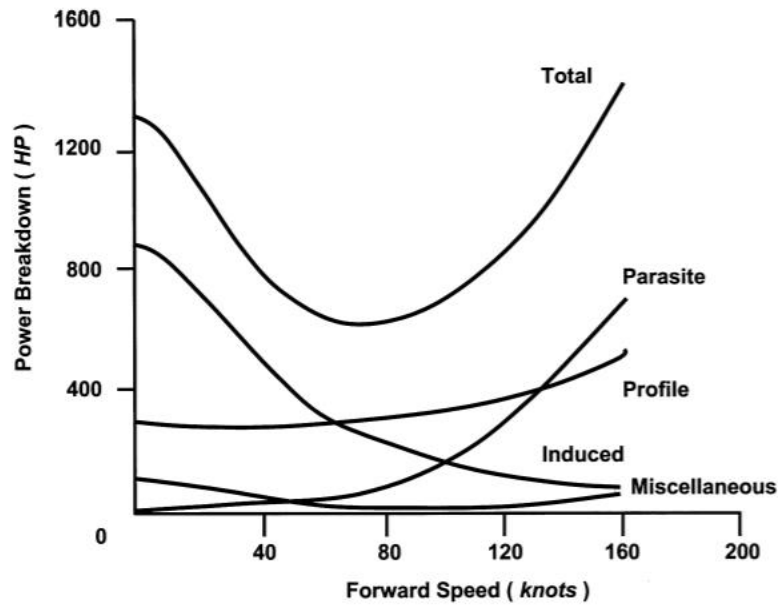


Ved dimensjonering av et fremdriftssystem må det tas hensyn til kravene til komponentene fra lasten og anvendelsen. Her skal det drive et helikopter, som krever spesielle hensyn. Et helikopter er en kompleks maskin som benytter seg av forflytningen av luft av rotoren for å generere løft. For å kunne ta av og fly må løftekraften være større enn tyngdekraften. Så det blir viktig å holde massen til systemet lav. Samtidig er størrelsen på løftekraften avhengig av effekten fra systemet, så høy spesifikk energi i systemet er viktig. For ytterligere vektbesparelse er systemets effektivitet viktig for å minimere tap. På den måten spares vekt i form av drivstoff for samme ytelse. Til slutt er systemets fysiske størrelse viktig. Vekt og størrelse henger sammen, på grunn av større forbruk av materialer. Systemet må få plass i helikopterkroppen, et område med begrenset plass. Den er i utgangspunktet så liten som mulig for å spare vekt og redusere luftmotstanden. Et helikopter benyttes også til å frakte last og eller mennesker, så den gjenstående plassen bør være så stor som mulig. Fremdriftssystemet bør derfor ta opp så liten plass som mulig. Komponentene i et helikoptersystem bør altså være så effektive, lette og kompakte som mulig, i tillegg til å forsyne lasten.

Hovedforskjellen mellom et vanlig helikopter og en elektrisk ekvivalent er energikilden. Begge har en motor som omgjør energien fra drivstoffet til mekanisk energi til lasten. Sammenhengen  $P = \omega \cdot T$ , viser at dreiemomentet er omvendt proporsjonal med rotasjonshastigheten hvis effekten er konstant. Dreiemomentet en motor kan levere stiger med størrelsen og vekten, derfor er en lavhastighet motor utelukket for et helikopter [24]. Det gir behovet for en girkasse som girer ned rotasjonshastigheten nødvendig. Giret gjør at maskinen kan snu dette forholdet, så maskinen kan ha høy hastighet og lavere dreiemoment. En jetmotor har også mye høyere rotasjonshastighet enn rotoren, så det eksisterer allerede girkasse(r) i helikopter. Det vil derfor ikke tilføre ekstra vekt i en elektrisk ekvivalent.

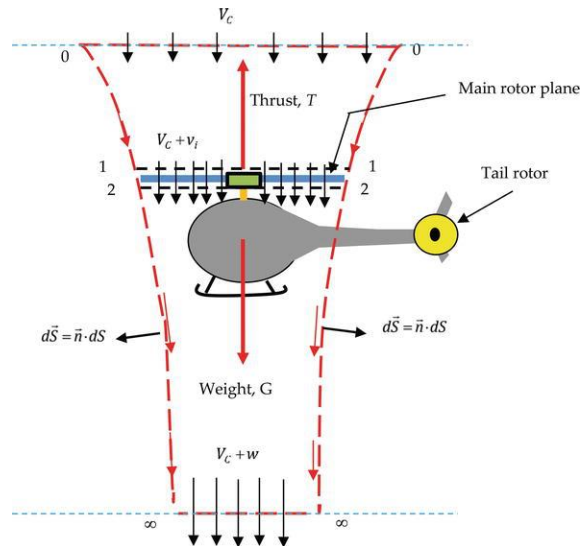
### **Maksimalt effektbehov i et helikopter:**

Det er i hovedsak fire krefter som virker på et helikopter: Løft, tyngdekraften, thrust og luftmotstand. Hver av disse kreftene som motvirker bevegelsen i positivt definert retning vil kreve effekt for å overvinnes. Dette gjør at det totale effektforbruket til helikopteret defineres som summen av disse.



Figur 25: Typisk effektbrytning for fremoverflygning [26]

Her er “Parasite power” effekten som trengs for å overvinne luftmotstanden, “induced power” er effekten rotoren trenger for å generere nok løft til å overvinne tyngdekraften, “profile power” er effekten som trengs for å overvinne luftmotstanden til bladene på rotoren og “miscellaneous power” er summen av effekten til halerotor, gir og diverse. Litt forenklet så skal et helikopter utføre fire enkle faser: 1-Ta av/bevege seg oppover, 2-Hover, 3-Fly fremover, 4-Lande/bevege seg nedover. Illustrert av figuren ovenfor er det høyeste effektforbruket ved fremover hastighet lik null. Det vil si hover/bevegelse i y-retning, og ved svært høye hastigheter. Helikopteret bruker mindre effekt for fremdrift, utenom ved høy hastighet, enn ved vertikal stigning.



Figur 26: Illustrasjon av kreftene som virker ved vertikal stigning fra [25]

For enkelthets skyld ser denne oppgaven bort fra flyvning ved svært høye hastigheter, og ser på maksimal vertikal stigning for det maksimale effektbehovet. Her er “miscellaneous power” på ca. 10-15% av det totale effektbehovet[26] og må tas høyde for i dimensjoneringen.

Formelen for effekten i vertikal bevegelse:

$$P = \kappa(V_c + v_i)T + \frac{1}{8} C_{Do} \rho A_b V_T^3 \quad [26]$$

Formelen for de ukjente hastighetene  $V_c$  og  $v_i$ :

$$V_c + v_i = \frac{1}{2} V_c + \sqrt{\left\{ \left( \frac{1}{2} V_c \right)^2 + \frac{T}{2\rho A} \right\}} \quad [26]$$

Der  $V_c$  er den vertikale hastigheten til helikopteret,  $V_i$  er den induserte hastigheten lufta får gjennom rotoren,  $K$  er en konstant,  $T$  er thrust,  $P$  er effekten,  $\rho$  er lufttettheten  $A_b$  er arealet til bladene på rotoren,  $V_t$  er hastigheten til tuppen på bladene og  $C_{do}$  er bladprofil-dragskoeffisient[27], [28].

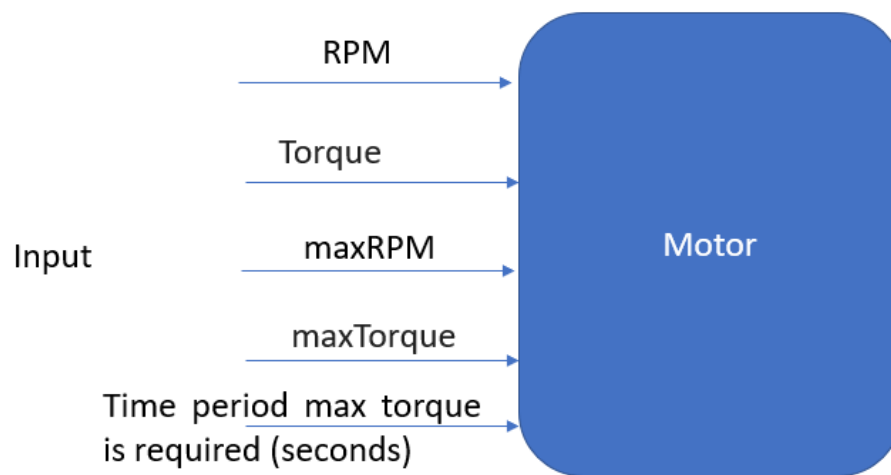
Mange av konstantene er helikopterspesifikke, og ved å finne disse kan effektbehovet til et vilkårlig helikopter bestemmes.

#### 4.1.1.2 Elektrisk motor

Motoren er en elektromekanisk omformer som omgjør elektrisk energi til mekanisk.

Hovedfunksjonen blir å til enhver tid levere nok effekt til propellen. Det innebærer å levere mer dreiemoment enn momentkurven til lasten ved alle hastigheter. Her er to tilfeller av

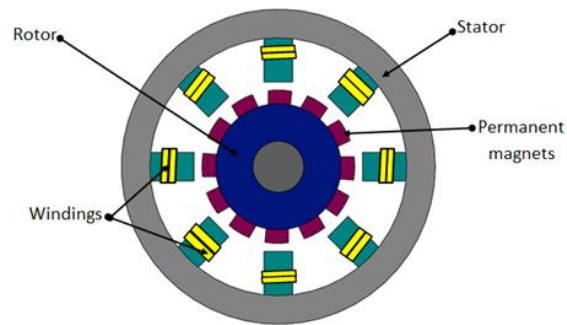
interesse, det nominelle og det maksimale arbeidspunktet. I en momentkurve er både x og y-koordinatene til arbeidspunktene av interesse, rotasjonshastigheten og dreiemomentet. Det gjelder for begge arbeidspunktene. Det maksimale gir maks verdiene, og dermed overlasten. Overlasten skal ytes en gitt tid, og er viktig for valg av motoren. Nominelt gir normal drift, og dermed nominell effektivitet. Systemets totale effektivitet er produktet av de individuelle effektivitetene  $\eta_{total} = \eta_{motor} \cdot \eta_{frekvensomformer} \cdot \eta_{batterier}$ . X og y verdiene til arbeidspunktene og tiden overlasten tolereres (nominell RPM, nominelt dreiemoment, maks RPM, maks dreiemoment og tidsperioden maks dreiemoment er nødvendig) utgjør kravene fra lasten.



Figur 27: Illustrasjon av inputene for motor.

I elektriske helikopter er det spesielt fokus på vekt, størrelse og effektivitet. Det er lignende krav for elektriske biler, der PMSM (permanent magnet synkronmotor) benyttes [29]. Den er altså godt egnet til bruk i et helikopter, og antas brukt i denne oppgaven.

En PMSM er en variant av synkronmotoren, med permanent magneter. En vanlig synkronmotor er basert på interaksjonen mellom det roterende magnetfeltet i statoren, og det konstante magnetfeltet i rotoren. For PMSM maskinen er det konstante magnetfeltet i rotoren på grunn av magnetene, som ikke krever energi og gjør at tapene blir lavere. Dermed er effektiviteten høyere for en PMSM [30]. Generelt har PMSM maskiner høyere flukstetthet enn tilsvarende induksjonsmotorer, som gjør at den kan produsere mer effekt ved samme størrelse. Dette gjør at PMSM maskinen har høyere effekt per kilo og volum. En generell PMSM har en effekt per kilo på 1,0-1,5 kW/kg[31], mens topp moderne bygget for luftfart har opptil 2,2kW/kg[32]. Det antas skalerbart i hele området 0-250kW.



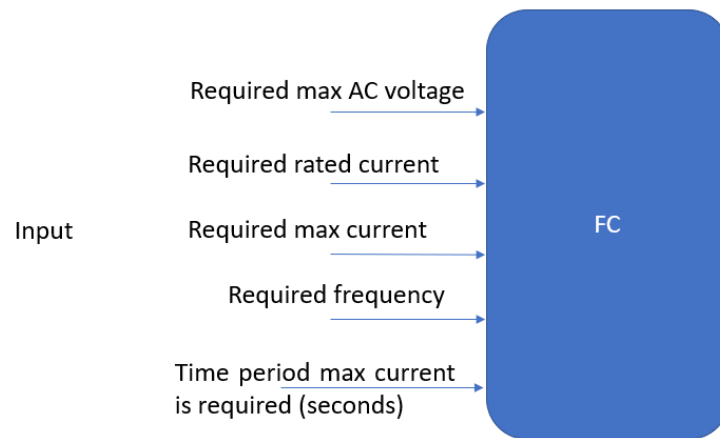
Figur 28: Vilkårlig PMSM motor, bilde fra [33]

Videre krever en PMSM tilleggsutstyr for å kunne variere rotasjonshastigheten. Dette er fordi rotoren må følge magnetfeltet i luftgapet, ved synkronhastighet. Hvis forskjellen mellom disse blir for stor vil den stoppe. Derfor kan ikke rotorhastigheten endres brått, da motoren bare ville stoppet konstant, dermed er den nødt til å endre innmatingsfrekvensen slik at den hele tiden er synkron med magnetfeltet [34]. Dette medfører økt kostnad og vekt, men i og med at den skal brukes i et helikopter er det nødvendig å kunne endre hastigheten uten at motoren stopper.

#### 4.1.1.3 Frekvensomformer

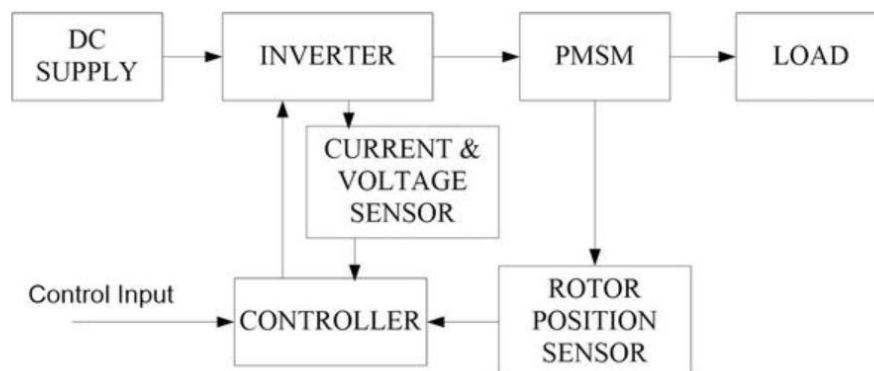
En frekvensomformer er et apparat som omgjør AC spenning med en gitt frekvens til AC spenning med en annen frekvens. Slik kan den variere turtallet til motoren, og momentet den leverer. Dette forklares ved:  $n = \frac{120f}{p}$ , der f er frekvensen, n er den synkrone hastigheten og p er antallet poler. På denne måten kan arbeidspunktet varieres og dermed effektiviteten. Slik kan motoren spare energi, og bidra til økt effektivitet i systemet. Den ses i sammenheng med motoren, og er avhengig av kravene fra motoren.

Frekvensen er et av inputene da den trenger feedback. Strømmen til motoren går gjennom frekvensomformeren, så den må tåle en strøm som er større eller lik motorstrømmen. Spenningen må også matche motoren. Dette gjelder for både maksimalt og nominelt arbeidspunkt, så kravene er ligner på de for motoren. Inputene er maks AC spenning, nominell strøm, maks strøm, frekvens og tiden overlasten (maks strøm) er nødvendig.



Figur 29: Illustrasjon av inputene til frekvensomformeren.

En PMSM er en AC-maskin, men i dette tilfellet vil det være batterier som gir DC-forsyning. Dermed må frekvensomformeren gjøre om DC-spenning til trefase AC, også kalt en VSI (voltage source inverter). En VSI er relativt enkel, pålitelig og med høy spesifikk energi, og er derfor tidligere brukt til luftfartapplikasjoner [35].



Figur 30: Blokkkjema av et lignende system, men vi ser ikke på kontrolleren og sensorene, bilde fra [36]

#### 4.1.1.4 Batterier

Batterier i dag har lav energitetthet og spesifikk energi sammenlignet med andre energi kilder som for eksempel parafin og bensin. Det har lenge vært en av hovedproblemene med bruk av elektromotorer i brukssammenheng. Historisk har el-motorer vært en av de første motor typene, men på grunn av manglende evne til å lagre energi på en god måte har forbrenningsmotoren kommet foran på utviklingen og bruk historisk sett. [37]

Et elektrisk batteri er en galvanisk celle som består av en katode, en anode og en elektrolytt mellom elektrodene. Batteriet har lagret energien i kjemisk form, og som kan avgi den lagrede energien i elektrisk form. [38]

### Batterityper

Primærbatteri			Sekundærbatteri			
Leclanche batteri (sink-karbon batteri)	Alkaliske batterier	Knappe batterier	Blybatteri	Ni-Cd batteri	Ni-Metallhydridbatteri (Ni-MH)	Li-ion batteri

Tabell 7: Inndelingen av forskjellige type batterier

I tabellen ser vi at batteritypen er delt opp i to hovedgrupper, primær-/sekundærbatteri. Forskjellen er at primærbatteri ikke kan lades opp, men sekundærbatteri kan lades opp. Opplading av et batteri er å reversere den kjemiske reaksjonen ved hjelp av elektrolyse. Betingelsen for at batteriet skal kunne være oppladbar er at de kjemiske reaksjonene er fullstendig reversible (sekundærbatteri) og med en reaksjon som er fullstendig irreversibel reaksjon (primærbatteri eller primærceelle).[38]

De viktigste parameterne for batterier, og noen andre som er viktig for helheten av forståelsen av hvordan batterier fungerer, se også vedlegg 4.

Kapasitet:

$$Q = \int_{t_1}^{t_2} I dt = Ah \text{ (ampere timer)}$$

Spesifikk energi:

$$\frac{I * U}{m} * h = kWh/kg$$

Energitetthet:

$$\frac{I * U}{(\text{volum i liter})} * h = kWh/l$$

Spesifikt arbeid:

$$(I * U) / (\text{masse i kg}) = kW/kg$$

*Effektivitet:*

% (@ 0.5C)

*Maks strøm:*

$I_{\text{discharge}} = I_{\text{maks}} = C_{\text{rate}} * Q_{\text{rate}} = C_{\text{rate}} * \text{Kapasitet, maks strømtrekk batteriet kan ha.}$

*C-rate:*

$$C_{\text{rate}} = \frac{I_{\text{discharge}}}{Q_{\text{rated}}} = \frac{(\text{Max charge time}(\text{SoC}))}{\text{Charge time}(\text{SoC})} = \frac{\text{Max SoC \%}}{\text{SoC \%}}$$

*SoC:*

$$\text{SoC}(t) = 100 * \left(1 - \frac{Q}{Q_{\text{max}}}\right)$$

\*[39]

$$\text{SoC}(t) = \frac{Q_{\text{max}}(t) - \rho(Q_{\text{rated}})}{Q_{\text{rated}} - \rho(Q_{\text{rated}})}, \text{ hvor } \rho(0 \sim 1) \text{ er svikterskel til batteriet.}$$

\*[40]

To forskjellige definisjoner av state of charge, den første er en generell form, mens den andre er en utvidet som har tatt hensyn til svikt terskelen til batteriet.

*DoD:*

$$1 \text{ DoD} = 100\% = 0\% \text{ SoC}$$

*Hvor 100 % SoC er 0% DoD*

*SoH*

*State of health, hvor 100% SoH tilsvarer 100% SoC*

*Når man går mot 80% state of health, så begynner litium batterier å degradere så fort at man regner det som slutten på levetiden.*

*80 % SoH tilsvarer SoC ikke klarer å gå over 80%*



*Syklisk levetid:*

*Sykluser (100 DoD @ 0.5C)*

*Temperatur sensitivitet:*

*Grader Celsius – Operasjons temp. / ideell temp.*

*Indre resistans:*

*Motstand = mΩ*

*Lade sykluser:*

*1 Depth of discharge (DoD), 90 -20 % SoC (reelt)*

*100 – 0 SoC er en vanlig lade syklus, eller 0 – 100 DoD*

## **Batteridata**

All batteridata er hentet fra [40], med de kilder som de har hentet i sin oppgave.

## **Blybatterier**

Data hentet fra [41]–[44].

	Oversvømt	VRLA
Energitetthet [Wh/L]	80	100
Spesifikk Energi [Wh/kg]	30	40
Vedlikehold	Ja	Nei
Investeringskostnad [\$/kWh]	65	120
Syklisk Levetid	1200 (50% DOD)	1000 (50 % DOD)
Temperatur sensitivitet	> 25 celsius	> 25 Celius
Effektivitet [%]	100 % @ C 80 % @ C 60 % @ 1 C	100 % @ C 80 % @ C 60 % @ 1 C
Indre Impedans	< 25 mΩ	< 25 mΩ

Tabell 8: Energi Data for Blybatterier

<b>Fordeler</b>	<b>Ulemper</b>
Billig	Lav energi tetthet
Håndterer misbruk veldig godt	Lav spesifikk energi
	Dårlig levetid
	forhøyet selvutladningshastighet
	Forhøyet intern impedans
	Lav effektivitet
	Kjemisk minne

Tabell 9: Fordeler og ulemper for Blybatterier

### Nikkelbaserte batterier: NiMH og NiCd

Data hentet fra [45]–[47].

	NiMH	NiCd
Energitetthet [Wh/L]	< 160	< 150
Spesifikk Energi [Wh/kg]	< 80	< 60
Spesifikt arbeid [W/kg]	< 1000	< 150
Vedlikehold	Nei	nei
Investeringskostnad [\$/kWh]	Omtrent 364 Omtrent 702	Omtrent 533
Syklisk Levetid	< 1000 @50 DOD	> 2000 @ 50 DOD
Temperatur sensitiv	ja	nei
Effektivitet [%]	< 80-95%	< 80 % @ 0.1 C
Indre Impedans	< 25 mΩ	> 17 mΩ

Tabell 10: Energi Data for Nikkel batterier

NiMH		NiCd	
<b>Fordeler</b>	<b>Ulemper</b>	<b>Fordeler</b>	<b>Ulemper</b>
Forhøyet energitetthet og spesifikk energi	Begrenset levetid	Tillater rask ladning	Lav spesifikk energi

Mulig å resirkulere	Håndterer ikke forhøyet lade strømmer	Bra syklisk levetid	kjemisk minne, trenger fulle lade og utladings sykluser
Redusert kjemisk minne	Forhøyet selv utladning	Stiv, håndterer misbruk veldig godt.	Miljøskadelig på grunn av bruken av kadmium
	Høy produksjon av varme når den er utsatt for forhøyet lade/utladnings strømmer	Forhøyet holdbarhet og lav naturlig degradering over tid	Forhøyet selv utladnings rate
		Lav kostnad	

Tabell 11: Fordeler og ulemper for Nikkel Batterier

## Superkondensator

Data hentet fra [47]–[49].

Energitetthet [Wh/L]	7
Spesifikk Energi [Wh/kg]	< 6
Spesifikt arbeid [W/kg]	< 7000
Vedlikehold	Nei
Investeringskostnad [\$/kWh]	2400
Syklisk Levetid	> 1000 000
Temperatur sensitiv	-40 til 60 celsius
Effektivitet [%]	97%
Indre Impedans	< 0.29 mΩ

Tabell 12: Energi Data for Superkondensatorer

Fordeler	Ulemper
Overlegent spesifikt arbeid	Veldig lav spesifikk energi*
Overlegen levetid i forhold til utladnings sykluser	Veldig lav energitetthet
Lav indre impedans	Dyrt

Tabell 13: Fordeler og ulemper med Superkondensatorer

\* På grunn av superkondensatorer sin lave spesifikke energi er de ikke tatt med i dimensjoneringsprogrammet.

### Litium ion

Data hentet fra appendix I appendix H i [40], og [47], [50]–[56]

Energitetthet [Wh/L]	< 320
Spesifikk Energi [Wh/kg]	< 265
Spesifikt arbeid [W/kg]	< 3000
Vedlikehold	Nei
Investeringskostnad [\$/kWh]	500 - 600
Syklisk Levetid	> 2000 (100% DOD) > 3000 (80% DOD) > 5000 (50% DOD)
Temperatur sensitiv	< 60 celsius
Effektivitet [%]	< 92% @ 1C < 99% @ ¼ C
Indre Impedans	> 1-3 mΩ
Selv utladning	5% per måned

Fordeler	Ulemper
Overlegen Spesifikk Energi	Sikkerhet
Forhøyet spesifikt arbeid	Dårlig holdbarhetstid
Design fleksibilitet	Forhøyet degraderingsrate ved eksponering til høy varme
Lav selvutladningsrate	Høye kostnader
Forhøyet levetid med tanke på ladesykluser	

### 4.1.2 Dimensjoneringsverktøy

Det finnes flere dimensjoneringsverktøy for droner i dag. De tre mest fremtredende beregningsverktøyene er Omni Calculator[57] som beregner flytiden ut fra gjennomsnittlig strømtrekk, eCalc sin xcopterCalc [58] og RC Benchmarks metode[59] som benytter seg av effektberegninger.

De tre verktøyene er forskjellige i grad av kompleksitet og valgfrihet. Omni Calculator er den enkleste med få inndatavalg og få resultater, mens xCopterCalc er mest kompleks med store muligheter for tilpassing, mange inndatavalg og flere resultater.

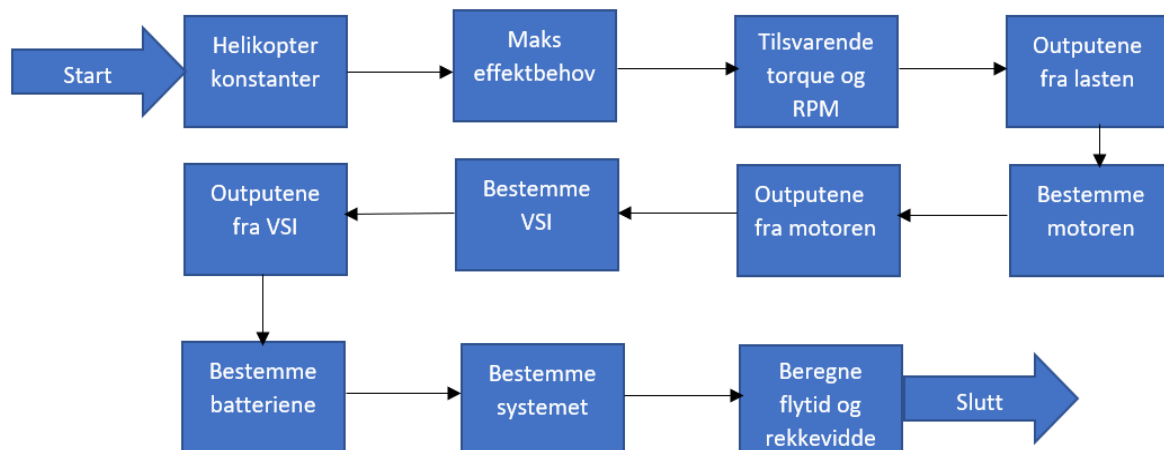
## 4.2 Metode

### 4.2.1 Dimensjonering

Metoden for å dimensjonere et forenklet fremdriftssystem er basert på teorien og matematikken i teori kapittelet. Det innebærer å bestemme startpunktet for så bestemme komponentene og outputene etter hverandre. I en motordrevet applikasjon er startpunktet i lasten, og deretter bakover mot energikilden. Metoden som benyttes består av 11 steg, beskrevet i detalj i listen nedenfor og forenklet i flytskjemaet.

1. Bestemmer hvilket helikopter det er snakk om, og finner de modellspesifikke konstantene.
2. Beregner det maksimale og nominelle effektbehovet ved hjelp av formlene i teorien og eller informasjon om helikopteret.
3. Bestemmer dreiemomentet dette tilsvarer på last-siden,  $T = \frac{P}{\Omega}$  da rotasjonshastigheten er kjent.
4. Antar ideelle gir, bestemmer tilsvarende rotasjonshastighet og dreiemoment på motorsiden for begge arbeidspunktene, bestemmer tiden overlasten må tåles.
5. Bestemmer merkeeffekten til motoren slik at den maksimale effekten ikke tilsvarer mer enn 110%. Antar effektfaktor lik 1, og velger en vanlig spenning for motoren. Regner ut strømmene (merke, nominell og maks) ved formelen  $I = \frac{P}{\sqrt{3} \cdot U}$ . Velger et vanlig antall poler og frekvens, regner ut den synkrone hastigheten  $n = \frac{120 \cdot f}{p}$ , dreiemomentet og bestemmer effektiviteten. Finner vekten til motoren ved gitt spesifikk energi.

6. Finner outputene for motoren, maks AC spenning, nominell strøm, maks strøm, frekvens og tiden overlaster (maks strøm) er nødvendig
7. Bestemmer størrelsen på VSI, spenningen må passe til motoren, må tåle en høyere strøm enn motorstrømmen, samme for merkeeffekten. Finner hvilken vekt frekvensomformereren har når den spesifikke energien er kjent.
8. Bestemmer outputene til VSI, strømmene og spenningen.
9. Finner ut hvor mange celler dette tilsvarer i serie og parallell for at det skal passe med motoren.
10. Lager en oversikt over det dimensjonerte systemet, total vekt og effektivitet
11. Beregner hvor mange kg batterier det er plass til, og hvor stor spesifikk energi dette tilsvarer. Regner ut det maksimale effektbehovet for en time,  $\frac{\text{Spesifikk energibatterier}}{\frac{\text{Maks effekt}}{12} + \frac{11 \cdot \text{Nominell effekt}}{12}} = \text{antall timer}$  flytid. Beregner rekkevidden ved å multiplisere med cruisehastigheten.



Figur 31: Flytskjema for dimensjoneringsprosessen.

Ved å følge disse 11 stegene vil det dimensjoneres et fremdriftssystem for et gitt helikopter. Grunnen til at metoden er lagt opp slik er på grunn av den iboende logikken i dimensjoneringen av komponenter som er avhengige av hverandre. Videre baseres metoden på data for topp moderne komponenter som er hentet fra National Academies Press rapporten «Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research»[32]. Det regnes som pålitelig informasjon, som begrunner hvorfor det benyttes.

## 4.2.2 Dimensjoneringsverktøy

Dimensjoneringsverktøyet ble bestilt av oppdragsgiver Alva Industries. Programmet skulle lages med et dataverktøy som hvem som helst kunne ha tilgang til uten å måtte kjøpe lisenser eller programvare. Python ble valgt på grunnlag av anbefalinger fra Alva fordi de kunne hjelpe med programkoden og gi veiledning under utviklingen av dimensjoneringsverktøyet.

Formålet med verktøyet er å kunne beregne og optimalisere deler til droner, med potensial for bruk på større rotorfartøy. Alva ønsket et grafisk brukergrensesnitt for å gjøre det lettere for de som skal ta i bruk programmet. Med et grafisk brukergrensesnitt er det ikke behov for å kjenne til programkoden for å kunne bruke programmet. Førsteutkast til hvordan det grafiske brukergrensesnittet kunne se ut var allerede utarbeidet, og det var muligheter til å gjøre nødvendige eller hensiktsmessige forandringer på utseendet. Etter hvert som programmet har blitt utviklet har det blitt gjort nødvendige forandringer i programmets grafiske brukergrensesnitt.

Både programmets brukergrensesnitt og funksjonalitet er designet i Python 3.8. Programmet benytter CSV-filer og inndata fra bruker som grunnlag for beregningene. Det leverte verktøyet inneholder flere ferdige CSV-filer for forskjellige modeller. Disse er opprettet ved å hente informasjon fra ulike produsenters nettsider og føre det inn i CSV-filer. Det er mulig å legge til og fjerne komponenter etter eget ønske. Dette gjøres ved å opprette en CSV-fil, legge inn data i riktig format, og så legge CSV-filens navn til i Python-koden.

Programmet er delt opp i to deler. Dette gir muligheten til å legge inn to designvarianter og senere sammenligne disse. Hver del er delt opp i fem moduler. Øverst legges det inn informasjon om flyvningen som skal beregnes. Dette inkluderer vekt med og uten last, antall propeller, samt hvilken løftkraft det skal beregnes med i de forskjellige fasene av flyvningen. Dette inkluderer letting, stillestående sveving og fremdrift. ”Thrust 1” er løftkraften ved letting av fartøyet og normalt sett den høyeste løftkraften. Denne kalles ”Maximum Thrust” i programmet. ”Thrust 3”, heretter kalt nominell løftkraft, er løftkraften ved fremdrift og er normalt sett den nest høyeste løftkraften. Denne kalles ”Continuous Thrust” i programmet. ”Thrust 2” er løftkraften ved stillestående sveving og er normalt sett den laveste løftkraften.

Videre velges det hvilken propell som skal benyttes på hver av designvariantene. Det er da også mulighet for å se kurve for løftkraft mot hastighet, moment mot hastighet og løftkraft mot hastighet der valgt løftkraft er uthevet slik at en passende propell kan velges grafisk. Bokser

for moment, hastighet, maksimalt moment og maksimal hastighet fylles ut automatisk. Verdiene på disse finnes ved hjelp av interpolering av propellerkurven.

Neste modul er valg av motor. Her gis det tre mulige valg: "Auto", "Model" og "Concrete".

"Auto"-valget benytter en algoritme for å velge motoren som passer best med valgt propell og løftekraft. Valget gjøres ved å gå gjennom en CSV-fil som inneholder flere modeller. Algoritmen sammenligner da relativ forskjell mellom nominell hastighet og moment fra motor og propell, og velger den med minst forskjell.

"Model"-valget beregner spesifikasjoner på en tenkt motor som ikke er produsert eller inkludert i CSV-filene. Beregningene er basert på spenningen fra frekvensomformer og batteriet. Dermed må frekvensomformer og batteri velges før "Model"-valget på motoren tas i bruk. Det kan velges mellom virkningsgradsfaktor "High", "Average" og "Low" der k3-verdien i videre beregninger er henholdsvis 1,3, 1 og 0,9. Det må også fylles ut ønsket frekvens i en boks til høyre for nedtrekksmenyene. Beregningene er basert på følgende formler som er utviklet av ALVA:

$$V_{AC} = V_{DC} \cdot 0,61$$

$$k1 = 370 \cdot f^{-0,4}$$

$$k2 = \frac{0,3 \cdot V_{AC} + 18}{25}$$

$$Cm = k1 \cdot k2 \cdot k3$$

$$P = \tau \cdot \omega$$

$$\text{if: } \frac{\tau_{max}}{\tau} > 1,5 \rightarrow P = \frac{\tau_{max}}{1,5 \cdot \omega}$$

$$\text{else: } P = P_{rated}$$

$$Weight = Cm \cdot \frac{p^{0,75}}{\omega^{0,5}}$$

$$Rated\ efficiency = 96 - 40 \cdot (P + 1)^{-1,5}$$



$$Price = 400 \cdot Weight^{0.4}$$

Der:

$V_{AC}$  = Vekselspenning, V

$V_{DC}$  = Likespenning fra batteri, V

f = Frekvens, Hz

P = Effekt, W

$\tau$  = Moment, Nm

$\omega$  = Hastighet, rad/s

Weight = Vekt, kg

Price = Pris, EURO

“Concrete” gir muligheten til å velge en konkret modell fra CSV-filene.

Etter at valget er tatt fylles det automatisk ut parametere for maksimal vekselspenning, nominell vekselstrøm, maksimal vekselstrøm og frekvens slik at verdiene kan kontrolleres.

Videre kan det velges modell for virkningsgrad. Programmet er forhåndsinnstilt med fem forskjellige virkningsgradskart som skal etterligne reelle virkningsgradskart og disse kan vises grafisk ved å trykke på en knapp. Programmet beregner virkningsgraden ut fra tidligere valgt propell, og dermed korresponderende hastighet og moment. Koden for å opprette virkningsgradskartene ser slik ut:

```

def showEfficiencyMap1(self):
    plt.clf()
    choice = self.EfficiencyMapType1.get()
    if choice == "Type 1":
        v = np.pi / 4 # Vinkelen i forhold til x-aksen
        k = 0.6 # Y-verdien til midtpunktet
        g = 0.65 # X-verdien til midtpunktet
        a = 1.5 # Radiusen i x-retning
        b = 0.9 # Radiusen i y-retning
    if choice == "Type 2":
        v = np.pi / 12 # Vinkelen i forhold til x-aksen
        k = 0.4 # Y-verdien til midtpunktet
        g = 0.7 # X-verdien til midtpunktet
        a = 1.5 # Radiusen i x-retning
        b = 0.9 # Radiusen i y-retning
    if choice == "Type 3":
        v = np.pi / 3 # Vinkelen i forhold til x-aksen
        k = 0.35 # Y-verdien til midtpunktet
        g = 0.35 # X-verdien til midtpunktet
        a = 1.3 # Radiusen i x-retning
        b = 0.9 # Radiusen i y-retning
    if choice == "Type 4":
        v = np.pi / 2.5 # Vinkelen i forhold til x-aksen
        k = 0.45 # Y-verdien til midtpunktet
        g = 0.35 # X-verdien til midtpunktet
        a = 1.2 # Radiusen i x-retning
        b = 0.8 # Radiusen i y-retning
    if choice == "Type 5":
        v = np.pi / 4 # Vinkelen i forhold til x-aksen
        k = 0.65 # Y-verdien til midtpunktet
        g = 0.65 # X-verdien til midtpunktet
        a = 1.35 # Radiusen i x-retning
        b = 0.9 # Radiusen i y-retning
    def f(x, y): # Definerer formelen Z=f(x,y) med de variable
        return 1 - (((x - g) * np.cos(v) + (y - k) * np.sin(v)) ** 2 / (a ** 2) + ((x - g) * np.sin(v) - (y - k) * np.cos(v)) ** 2 / (b ** 2))
    xlist = np.linspace(0, 1, 100) # Definerer intervallet og antallet steg for X
    ylist = np.linspace(0, 1, 100) # Definerer intervallet og antallet steg for Y
    X, Y = np.meshgrid(xlist, ylist) # Lager et meshgrid for å kunne contoure-plotte
    Levels = [0.40, 0.60, 0.75, 0.80, 0.85, 0.90, 0.95, 1] # Valgbare nivåer som skal vises i plottet
    Z = f(X, Y) # Definerer Z
    contours = plt.contour(X, Y, Z, Levels, colors='k') # Definerer funksjonen contours som contour plottet
    plt.clabel(contours, colors='k', fontsize=10) # Lager labelene på ellipsene
    contour_filled = plt.contourf(X, Y, Z, Levels) # Fyller de inn med farger
    plt.xlabel('RPM') # Lager navn på x-aksen
    plt.ylabel('Torque') # Lager navn på y-aksen
    plt.colorbar(contour_filled) # Lager fargekodeskalaen
    plt.title('Efficiency map') # Gir plottet et navn
    plt.show()

```

Figur 32: Kode for effektivitetskart

Det kan legges til flere karttyper eller endre på de eksisterende karttypene ved å endre variablene i koden.

Neste steg er å velge en frekvensomformer. Her har brukeren de samme tre valgene som på motoren: “Auto”, “Model” og “Concrete”.

“Auto”-valget ser hvilken nominell spenning og strøm som valgt motor har, og velger deretter frekvensomformerer med spenning og strøm som har lavest relativ forskjell fra motoren.

“Model”-valget beregner spesifikasjoner basert på følgende formler som er utviklet av ALVA der strøm og spenning er hentet fra motorvalget.:

$$\text{if: } \frac{I_{max}}{I_r} \leq 1,5 \rightarrow I_{r2} = I_r$$

$$\text{if: } \frac{I_{max}}{I_r} > 1,5 \rightarrow I_{r2} = \frac{I_{max}}{1,5}$$

$$\text{if: Time 1} > 180 \rightarrow I_{r2} = I_{max}$$

$$\text{Weight} = 50 \cdot P_{rated}$$

$$\text{Price} = (73) - (V_{AC}) \cdot 0,83 * P_{rated}$$

$$V_{DC} = V_{AC} \cdot 0,61$$

Der:

$V_{AC}$  = Vekselspenning, V

$V_{DC}$ =Likespenning, V

$I_r$ = Nominell strøm fra motor, A

$I_{r2}$  = Nominell strøm til frekvensomformer, A

Time 1 = Tid under letting, sek

$P_r$  = Nominell effekt, W

Weight = Vekt, kg

Price = Pris, EURO

“Concrete” gir muligheten til å velge en konkret frekvensomformer ut fra CSV-filene.

Etter at valget er tatt fylles det automatisk ut verdier hentet fra CSV-filene for maksimal likestrøm, nominell likestrøm og nominell likespenning slik at dette kan kontrolleres.

Programmet beregner også ut virkningsgraden for frekvensomformer, ved delvis last. Dette gjøres ved følgende modell laget av ALVA:

$$\eta = 1 - \frac{P_{tap}}{P}$$

$$P_{tap} = P_{tap,n} \cdot \frac{1 + 20 \cdot \frac{\tau}{\tau_n} + 10 \cdot \left(\frac{\tau}{\tau_n}\right)^2}{31}$$

$$P_{tap,n} = (1 - \eta) \cdot P_n$$

$$P = \tau \cdot \frac{rpm}{9,55}$$

$$P_n = \tau \cdot \frac{rpm_n}{9,55}$$

Der:

$\eta$  = virkningsgrad

$\tau$  = moment ved letting, Nm

rpm = hastighet ved letting, rpm

$\tau_n$  = moment ved nominell løftekraft, Nm

rpm<sub>n</sub> = hastighet ved nominell løftekraft, rpm

P = effekt, W

Moment og hastighet ved de forskjellige løftekraftnivåene finnes ved å interpolere propellkurven for valgt propell og finne en tilnærmet verdi.

Neste steg er å velge batteri. Der skilles det mellom batterityper og forskjellige konkrete batterier. Hvert batteri har en gitt spesifikk energi i Wh/kg og en energitetthet i Wh/l som hentes ut fra tilhørende CSV-filer, og som automatisk fylles ut i tilhørende bokser for kontroll. Under batterivalget er det bokser for antall batterier i serie og parallell. Serieboksen fylles ut automatisk basert på valget av frekvensomformer. Spenningen fra frekvensomformereren deles på spenningen fra hvert enkelt batteri, og runder til nærmeste heltall. Dette for å få riktig spenningsnivå.

Det er så mulig å fylle ut hvor mange batterier som ønskes i parallell. Denne boksen brukes for å eventuelt øke eller senke batterikapasiteten i Wh.

Nederst i programmet er det følgende ni knapper:

“**Calculate 1**” og “**Calculate 2**” beregner flytiden for det valgte oppsettet, og viser en graf for flytiden som en funksjon av batterikapasiteten.

RC Benchmark har et Excel-dokument der flytid kan beregnes ved å hente ut informasjon fra deres database og lime inn informasjonen i Excel-dokumentet. [60] I dimensjoneringsverktøyet i denne oppgaven er det tatt utgangspunkt i effektberegningemetoden fra RC Benchmark for å beregne flytiden.

Knappens funksjon starter ved å lage en liste over batterikapasitet i Wh som benyttes som x-akse på grafen.

Videre benyttes følgende formel for å beregne batterivekten ved de forskjellige batterikapasitetene:

$$Vekt_{batteri}(g) = \frac{Batterikapasitet(Wh)}{\frac{Spesifikk\ energi(\frac{Wh}{kg})}{1000(\frac{g}{kg})}}$$

Programmet beregner så totalvekten av fartøyet for hvert av batterikapasitetsnivåene:

$$Vekt_{total}(g) = Vekt_{last}(g) + Vekt_{fartøy}(g) + Vekt_{motor}(g) + Vekt_{fc}(g) + Vekt_{last}(g)$$

Det beregnes videre hvor stor løftekraft hver av propellene må bruke for å holde fartøyet oppe:

$$Løftekraft_{per\ propell}(g) = \frac{Vekt_{total}(g)}{Antall\ propeller}$$

CSV-filene til propellene inneholder tre rader med verdier for løftekraft, moment og hastighet. Dermed kan mekanisk kraft propellen krever for hvert løftekraftnivå beregnes ved følgende formel:

$$Mekanisk\ effekt(W) = Moment(Nm) \cdot \frac{Hastighet(rpm)}{9,55}$$

Den mekaniske effekten som er beregnet benyttes så til å finne den elektriske effekten som vil trekkes fra batteriet ved hvert løftekraftnivå:

$$Elektrisk\ effekt(W) = \frac{Mekanisk\ effekt(W)}{Virkningsgrad_{motor} \cdot Virkningsgrad_{fc}}$$

Siden CSV-filene til propellene ikke inneholder informasjon om hvert eneste løftekraftnivå, så benyttes np.interp()-funksjonen i Python. Denne interpolerer løftekraften som en funksjon av elektrisk effekt basert på løftekraft, moment og hastighet fra valgt propells CSV-fil, samt virkningsgrad fra motor og frekvensomformer. Den finner så en tilnærmet verdi basert på løftekraft per propell som er tidligere utregnet.

Programmet har da effekten som trekkes ved oppsettet som er valgt, og batterikapasitet for flere punkter. Flytiden for de forskjellige batterikapasitetsnivåene beregnes så ved følgende formel:

$$\text{Flytid}(\text{min}) = \frac{\text{Batterikapasitet}(\text{Wh}) + 60(\frac{\text{min}}{\text{h}})}{\text{Elektrisk effekt}(W)}$$

Flytiden for hvert batterikapasitetsnivå plottes så som en funksjon av batterikapasiteten.

Propellene klarer å løfte totalvekten så lenge løftekraften hver av propellene må bruke for å holde fartøyet oppe er lavere enn den maksimale løftekraften for valgt propell. Programmet lager derfor en kontrollvariabel som viser punktet der batteriet blir for tungt. Dette gjøres ved følgende funksjon:

$$\text{Kontrollvariabel} = \frac{\text{Maksimal løftekraft for propell1}}{\text{løftekraft}_{\text{per propell}}}$$

Kontrollvariabelen vises også som en funksjon av batterikapasiteten i samme plot som flytiden og markerer punktet der kontrollvariabelen går under én. Dette markerer punktet der fartøyet ikke lenger klarer å sveve.

Programmet beregner også hvilken flytid fartøyet har ved valgt batteri og batterikonfigurasjon. Dette gjøres ved beregne hvor mange batterier det er lagt inn, og så beregne hvor stor batterikapasitet disse har i Wh. Deretter hentes flytiden ut fra grafen ved hjelp av interpolering basert på batterikapasiteten. Dersom kontrollvariabelen for oppsettet er under én vil flytiden bli satt til null, da dette betyr at fartøyet ikke kan lette.

“**El. Eff. Vs Thrust**” og “**El. Eff vs RPM**” plottes elektrisk effekt som funksjon av henholdsvis løftekraften og hastighet på valgt propell. Dette gjøres ved hjelp av formelen for virkningsgrad i frekvensomformer ved delvis last som beskrevet tidligere, samt virkningsgraden fra motoren.

“**Compare systems**” åpner et nytt vindu som sammenligner designvariantenes vekt, elektriske virkningsgrad, pris og flytid. Vekten og prisen hentes ut fra komponentenes CSV-filer.

“**Compare efficiencies**” viser begge systemenes totale virkningsgrad som funksjon av løftekraften. Dette er beregnet fra virkningsgraden til valgt propell, motor og frekvensomformer. Virkningsgraden til propellen beregnes ut fra følgende formel:

$$\text{Virkningsgrad}_{\text{propell}} \left( \frac{g}{W} \right) = \frac{\text{Løftekraft}(g)}{\text{Mekanisk effekt}(W)} = \frac{\text{Løftekraft}(g)}{\text{Moment}(Nm) \cdot \frac{\text{Hastighet}(rpm)}{9,55}}$$

”Compare thrust curves” viser begge propellenes løftkraft som funksjon av hastigheten. Disse tallene er hentet direkte ut fra propellenes CSV-filer.

## 4.3 Resultat

### 4.3.1 Dimensjonering

#### Casestudie: Robinson R66

I dette casestudiet vil helikopteret Robinson R66 benyttes, og det ble valgt av to grunner:

1. Det er et vanlig kommersielt helikopter, som gjør at modellspesifikk informasjon er lett tilgjengelig.
2. Det er gjort lignende mulighetsstudier på mindre helikopter i samme «familie»[7] og det er dermed et “naturlig” neste steg å se på en større og nyere versjon.



Figur 33: Robinson R66, bilde fra [27]

I tillegg er det et lett og “enkelt” helikopter, som gjør at et forenklet drivverk fører til mindre feil. På denne måten kan de to systemene sammenlignes med større troverdighet.

Robinson R66 har disse størrelsene:

	Hovedrotor
Rotasjonshastighet ved overlast [RPM]	408
Kontinuerlig rotasjonshastighet [RPM]	404-412
Radius[m]	5,0292
Chord[m]	0,301
Antall blader	2
Tupphastighet ved 100% RPM[m/s]	214,88

Tabell 14 Data for R66

Eksisterende vekt og generell fakta:

Maksimal takeoff-vekt[kg]	1225
Minimal vekt[kg]	581
Maks climb-hastighet[m/s]	5,1
Maks hastighet[m/s]	71,5
Nominell hastighet[m/s]	56,667

Tabell 15 Vekt og hastigheter for R66

Rotor og halerotor data for Robinson R66 fra håndboken til Robinson[27],[28].

Data for eksisterende fremdriftssystem[27], [28].

Maks effekt(5 min take-off)[kW]	201,33
Kontinuerlig effekt(83% av maks)[kW]	167
Motorvekt[kg](Rolls-Royce RR300)	91
Maks drivstoff[L]	282
Drivstoffforbruk[L/time]	87
Flytid[Time]	3,24
Drivstoff[Type]	Jet A
Drivstoff vekt[kg/L]	0,794, ca 0,8
Drivstoff vekt[kg](full tank)	224
Spesifikk energi drivstoff[kWh/kg]	12,096
Effekt per kilo[kW/kg]	1,835
Maks distanse[km]	650

Tabell 16 Data for eksisterende fremdriftssystem

Helikopter spesifikke konstanter for R66 ved maks vekt:

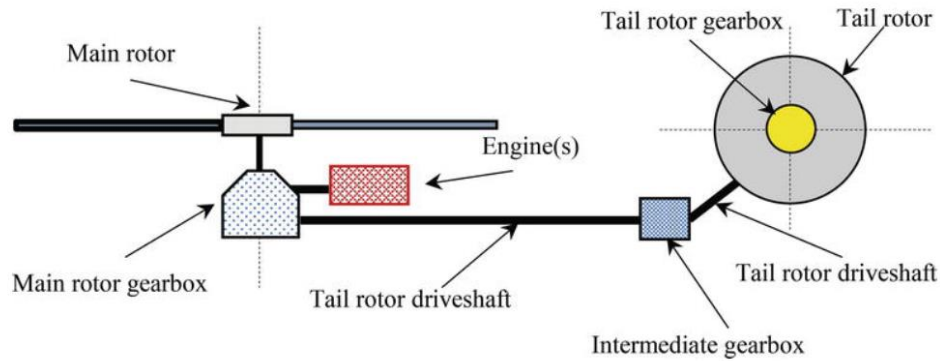
Konstant R66	Verdi
K	1,13
$C_{do}$	0,0125
T[Nm]	12017,25
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1,225
$A_b$ [m <sup>2</sup> ]	3,027
A[m <sup>2</sup> ]	79,45

Tabell 17: Type spesifikke konstanter for R66

Ved å regne ut det maksimale effektbehovet for R66, bestemmes overlasten til motoren. Her blir det 204,3kW. Ifølge håndboken er den nominelle effekten 83% av den maksimale, så det gir  $204,3kW \cdot 0,83 = 169,57kW$ . Overlasten skal være under takeoff, og varer i maksimalt 5 minutter. Oppdragsprofilen settes til 5 minutter overlast, så nominell operasjon resten av flytiden. Overlasten tilsvarer da 2,6% av den totale flytiden til det eksisterende helikopteret, og ca 122% av merkedriften. End kvadratisk last profil skal ikke overlasten være større enn 110% av merkeverdi, så merkeverdien til motoren blir  $\frac{204,3kW}{1,1} = 185,72kW$ . Ved å anta en ideell girkasse vil effekten være lik effekten ut,



og ca 85% av effektbehovet er til hovedrotor. Det gir  $=0,85 \cdot 204,3 \text{ kW} = 173,4 \text{ kW}$ . Dreiemomentet ved overlast blir da  $T_{overlast} = \frac{173,4 \text{ kW} \cdot 9549,3}{408 \text{ RPM}} = 4058,45 \text{ Nm}$ . Nominelt dreiemoment er 83% av dette som tilsvarer  $0,83 \cdot 4058,45 \text{ Nm} = 3368,5 \text{ Nm}$ .



Figur 34: Drivverk for vanlig helikopter fra [25]

Resultater for output fra propell:

Maksimalt effektbehov [kW]	204,3
Nominelt effektbehov [kW]	169,57
Merkeverdi [kW]	185,72
Tidsperiode overlast [min]	5
Maksimalt dreiemoment [Nm]	4058,45
Nominelt dreiemoment [Nm]	3368,5
Maksimal rotasjonshastighet [RPM]	408
Nominell rotasjonshastighet [RPM]	404-412

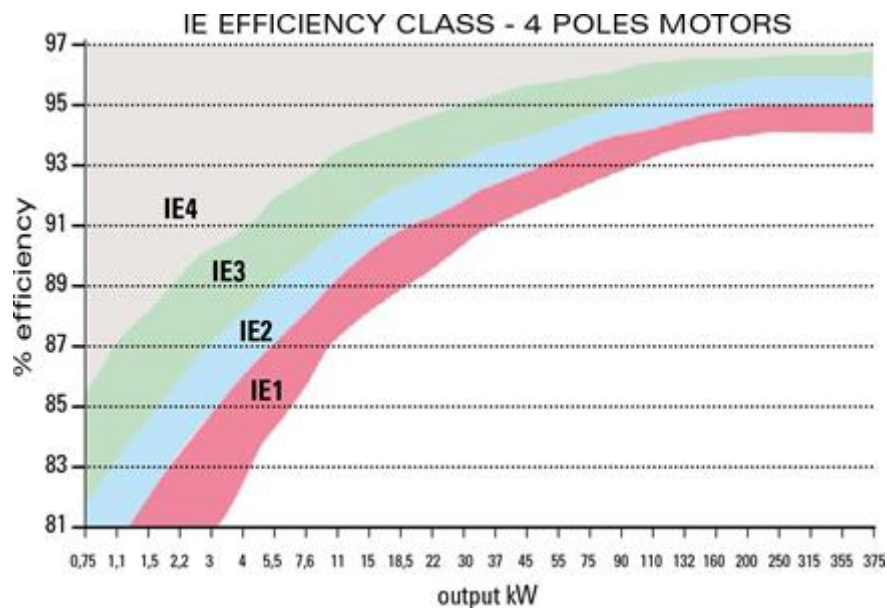
Tabell 18 Propell resultater

### Motor:

For å bestemme dreiemoment og rotasjonshastighet ved motorsiden må gir forholdet bestemmes. I håndboken beskrives det som  $\frac{37}{13} \cdot \frac{57}{11} = \text{ca } 14,745$ . Det gir rotasjonshastigheten på motorsiden  $14,745 \cdot 408 \text{ RPM} = 6016 \text{ RPM}$ . Videre kan det maksimale dreiemomentet regnes ut:

$\frac{4058,45 \text{ Nm}}{0,85} \cdot \frac{13}{37} \cdot \frac{11}{57} = 323,8 \text{ Nm}$ . Motorens maksimale arbeidspunkt blir dermed (6016RPM, 323,8Nm) hvis den skal være en direkte erstatter. For å benytte standard utstyr velges en PMSM med fire poler, og antatt nominell frekvens på 50Hz. Da blir den nominelle synkronhastigheten  $\frac{120 \cdot 50 \text{ Hz}}{4} = 1500 \text{ RPM}$ . Gir forholdet må da være  $\frac{1500 \text{ RPM}}{408 \text{ RPM}} = 3,676$ , og det maksimale dreiemomentet  $\frac{1}{3,676} \cdot \frac{4058,45 \text{ Nm}}{0,85} = 1298,9 \text{ Nm}$ . Det nominelle er 83% av maks, som gir  $0,83 \cdot 1298,9 \text{ Nm} = 1078 \text{ Nm}$ , og rotasjonshastigheten ligger mellom  $404-412 \text{ RPM} = \text{ca } 1485-1514 \text{ RPM}$ .

Merkeverdien ble bestemt til å være 185,72kW. Ved å benytte en topp moderne PMSM med spesifikk energi på 2,2kW/kg, er vekten til motoren  $\frac{185,72kW}{2,2kW/kg}=84,42kg$ . Merkespenningen bestemmes for å ha en vanlig størrelse, og settes lik 380-400V [24]. I utregningene settes det til 400V. Det gir en merkestrøm på  $\frac{185,72kW}{\sqrt{3}\cdot 400V}=268,07A$ , maksimal strøm på  $\frac{204,3kW}{\sqrt{3}\cdot 400V}=294,9A$  og nominell strøm på  $\frac{169,57kW}{\sqrt{3}\cdot 400V}=244,76A$ . Forutsatt effektfaktor lik 1.



(Figur 35 Effektivitet for en 4 pols motor, bilde fra [61])

For å ha en høy effektivitet antas effektivitetsklasse IE4. En fire pols motor med merkeeffekt på 185,72kW vil ifølge figuren ovenfor ha effektivitet på ca. 97%.

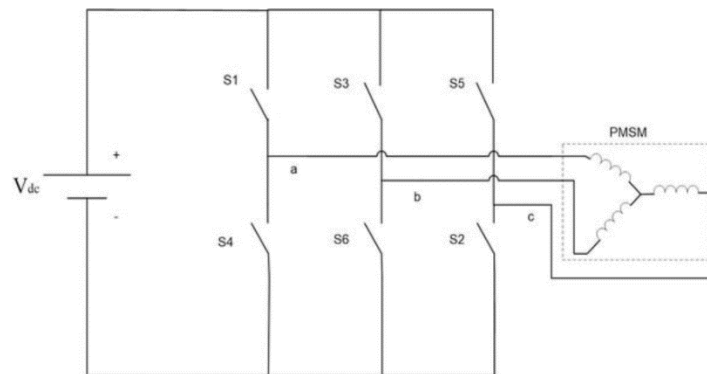
Motorens outputer:

Type	PMSM
Merkeeffekt[kW]	185,72
Vekt[kg]	84,42
Merkefrekvens[Hz]	50
Spenning[V]	380-400(400)
Maks strøm[A]	294,9
Nominell strøm[A]	244,76
Merkestrøm[A]	268,07
Effektivitet[%]	97

Tabell 19 Motor resultater

## Frekvensomformer (Kraftelektronikk):

Merkespenningen må være lik merkespenningen til motoren, her en vanlig størrelse på 380-440V[62]. Frekvensomformerer ligger mellom energikilden og motoren, den må derfor tåle en strøm som er større eller lik motorstrømmen. Strømmene fra motoren er dermed overførbare. Det gjelder også overlasten, og den må i likhet med motoren tåle 110% i 5 minutter. Siden spenningen er lik, og frekvensomformerer skal tåle en strøm som er større eller lik, må også merkeeffekten være større eller lik. Den settes her lik 185,72kW. Typisk effektivitet for en frekvensomformer med lav spenning slik som denne er 98% [63]. Den spesifikke energien til topp moderne kraftelektronikk er 2,2kW/kg[32], det gir en vekt lik den for motoren 84,42kg.



Figur 36: Krets fra batterier til PMSM via inverter, illustrasjon fra [36]

Type	VSI
Merkeeffekt[kW]	185,72
Vekt[kg]	84,42
Merkefrekvens[Hz]	50
Spenning[V]	380-440(400)
Maks strøm[A]	294,9
Merkestrøm[A]	268,07
Nominell strøm[A]	244,76
Effektivitet[%]	98

Tabell 20 Frekvensomformer resultater

### Batterier:

Litium batterier med høyest spesifikk energi på 0.265 kWh/kg blir valgt, på maks 4.2 volt per celle, med 20C.

Dimensjoneringen på batteriene må være lik input DC-merkespenning til frekvensomformerer, derfor settes det et antall celler i serie slik at den rette spenningen på rundt 400V kommer fram, så settes resterende celler i parallell. Med maks strømtrekk lik 295A:

$$\frac{295A}{20C} = 14,75 Ah.$$

Det trengs en celle som tåler minst 14,75 Ah ved 20C.

Er det flere i parallell velges det en mindre celle. Ideelt må man ta hensyn til den sykliske levetiden, som er mellom 50% DOD og 80% DOD.

$$14.75Ah * \frac{1}{0,8} = 18.44 Ah$$

Medberegnet drivstoff er ca. 146 kg for dette helikopteret

Antall celler blir da  $\frac{265Wh}{kg} * \frac{146 kg}{4.2V * 18.44Ah/celler} = 500 \text{ celler}$ , for en hel serie med celler etter hverandre

Antall i serie er  $400V / 4.2 V = 95 \text{ celler}$

Vil ha et heltall i parallell, så sier antall i serie = 100

Ny spenning er da  $100 * 4.2V = 420V$  som er innenfor på frekvensomformerer.

Da kan det velges en celle ved 20C, med minimum kapasitet på:

$$\frac{295A}{5Paralell * 20C} * \frac{1}{0.8} = \frac{18.44 Ah}{5} = 3.69 Ah$$

Energitetthet [Wh/L]	< 320
Spesifikk Energi [Wh/kg]	< 265
Spesifikt arbeid [W/kg]	< 3000
Vedlikehold	Nei
Investeringskostnad [\$/kWh]	500 - 600
Syklisk Levetid	> 2000 (100% DOD) > 3000 (80% DOD) > 5000 (50% DOD)
Temperatur sensitiv	< 60 celsius
Effektivitet [%]	< 92% @ 1C < 99% @ ¼ C
Indre Impedans	> 1-3 mΩ

Selv utladning	5% per måned
----------------	--------------

Tabell 21: Energidata for litium celler

### Flytid og systemet som helhet:

Komponent	Motor	Frekvensomformer	Batterier
Type	PMSM	VSI	Litium-ion
Effektivitet [%]	97	98	
Merkefrekvens[Hz]	50	50	-
Merkespenning [V]	380-400(400)	380-440(400)	4,2(per celle)
Nominell strøm [A]	244,76	244,76	
Merkestrøm [A]	268,07	268,07	
Maksstrøm [A]	294,9	294,9	
Merkeeffekt [kW]	185,72	185,72	
Vekt [kg]	84,42	84,42	
Spesifikk energi [kW/kg]	2,2	2,2	0,265

Tabell 22 Resultater for fremdriftssystemet

Den samlede vekten til motoren og frekvensomformeren er 168,84= ca 169kg. Effektiviteten er produktet av enkeltkomponentenes effektivitet og blir  $0,97 \cdot 0,98 = 95\%$ . Vekten til R66 tom er 581kg og 1225kg full, og det skal ha plass til 420kg nyttelast, (pilot, passasjerer og bagasje). Det vil si at det er 224kg igjen til drivstoff. Vekten til det elektriske motorsystemet er 169kg kontra 91kg for det opprinnelige. Det etterlater her 146kg til drivstoff. Batterienes spesifikke energi gir  $146\text{kg} \cdot 0,265\text{kWh/kg} = 38,69\text{Wh}$  totalt i batteriene. Effekten som går til lasten blir da  $0,95 \cdot 38,69\text{kWh} = 36,755\text{kWh}$ . Dette kan forsyne helikopteret i  $\frac{36,755\text{kWh}}{\frac{204\text{kW}}{12} + \frac{11 \cdot 169,57\text{kW}}{12}} = 0,213\text{h} = 12,787$  minutter. Den maksimale rekkevidden blir  $12,787\text{min} \cdot 204\text{km/h} = 43,476\text{km}$ .

Data for det dimensjonerte fremdriftssystemet:

Maks effekt[kW]	204,3
Kontinuerlig effekt[kW]	169,57
Merkeeffekt[kW]	185,72
Vekt (motor og frekvensomformer)[kg]	169
Maks drivstoff[kg]	146
Drivstoff typer	Litium ion batteri(er)
Drivstoff spesifikk energi[kWh/kg]	0,265
Effekt per kilo(PMSM og VSI)[kW/kg]	1
Maks rekkevidde[km]	43,476
Flytid[Time]	0,213

Tabell 23 Data for det dimensjonerte fremdriftssystemet

### 4.3.2 Dimensjoneringsverktøy

Det ferdige verktøyet med tilhørende filer ligger vedlagt i oppgaven som en zip-fil. I zip-filen ligger det også en manual for oppstart av verktøyet, samt hvordan det kan gjøres endringer. Det ferdige brukergrensesnittet til verktøyet ser slik ut:

Figur 37: Skjermbilde av brukergrensesnittet

Øverst til venstre i programmet fylles det inn informasjon om vekt samt hvor mange propeller fartøyet skal ha. Under “Flight cycle definition” fylles det inn informasjon om flyvningen i de forskjellige driftssituasjonene. Her kan det også skrives inn tider for de forskjellige driftssituasjonene. Tidene benyttes for utregning av spesifikasjoner ved “Model”-valget på komponentene, og benyttes ikke direkte i utregning av flytiden.

Figur 38: Modul for løftekraft, antall propeller og tid

Under “Flight cycle definition” fylles det inn informasjon om flyvningen i de forskjellige driftssituasjonene. Her kan det også skrives inn tider for de forskjellige driftssituasjonene. Tidene benyttes for utregning av spesifikasjoner ved “Model”-valget på komponentene, og benyttes ikke direkte i utregning av flytiden.

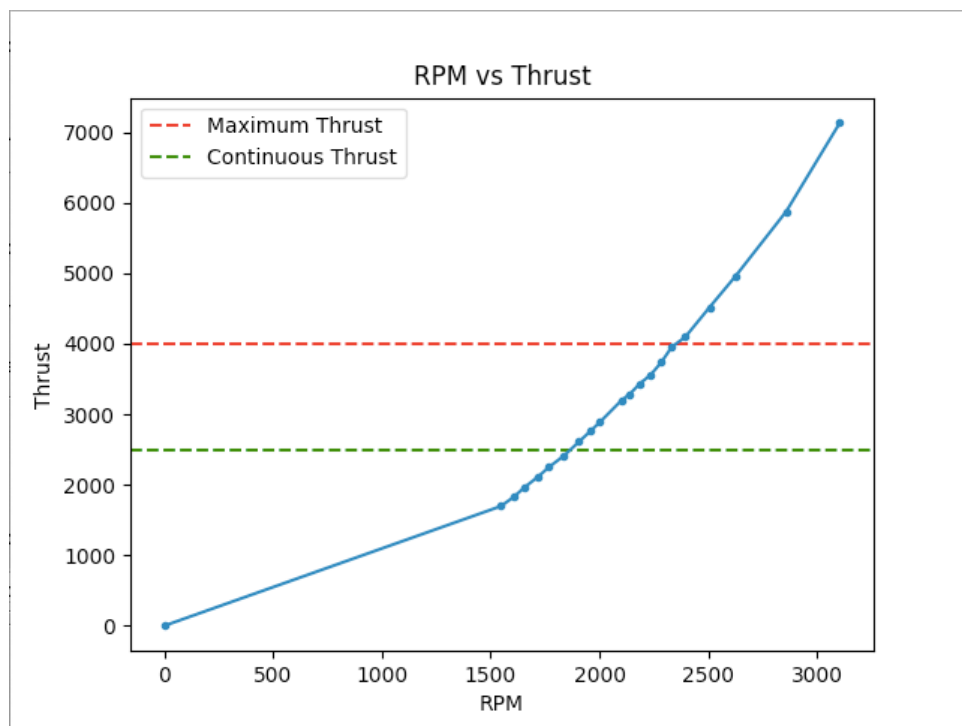
Under dette er det propellvalg for hver av designvariantene.

**Aircraft propulsion system design variant 1**

Propeller	<input type="text" value="T-motor G28 9.2CF"/>	RPM	<input type="text" value="2689.7230"/>	<input type="button" value="Thrust vs RPM"/>
		Torque	<input type="text" value="1.2877948"/>	<input type="button" value="Torque vs RPM"/>
		maxRPM	<input type="text" value="2841.6461"/>	<input type="button" value="Thrust curve"/>
		maxTorque	<input type="text" value="1.4095897"/>	

Figur 39: Modul for valg av propell

Her kan det velges blant propellene som er lagt inn som CSV-filer. Hastighet og moment fylles automatisk ut for kontroll. Tallene hentes fra propellkurven og finnes ved hjelp av interpolering. I propellmodulen ligger det også mulighet for å se løftekraft som en funksjon av hastighet og moment. Figuren under er et eksempel på en kurve som vises ved å trykke på “Thrust curve”.



Figur 40: Løftekraft som funksjon av hastighet med markerte løftekraftsnivåer

Her markeres også løftekraften under letting og fremdrift. Disse verdiene hentes fra “Thrust 1”- og “Thrust 3”-boksene i forrige modul.

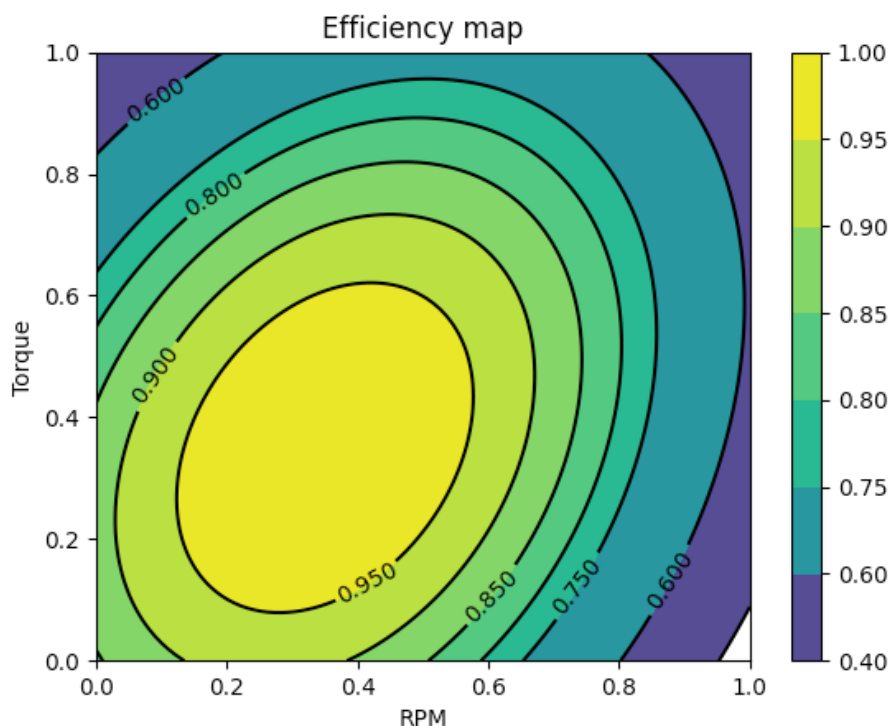
Neste steg er valg av motor.

Motor	<input type="text" value="Concrete"/>	Required max AC voltage	<input type="text" value="22.2"/>
Type	<input type="text" value="R and RI"/>	Required rated AC current	<input type="text" value="21.7"/>
Model number	<input type="text" value="U8"/>	Required max AC current	<input type="text" value="23.8"/>
<input type="text" value="Type 3"/>	<input type="button" value="Show motor efficiency map"/>	Required frequency	<input type="text" value="889"/>

Figur 41: Modul for valg av motor

I denne modulen velges det som tidligere beskrevet mellom tre valg, “Auto”, “Model” og “Concrete”. Som vist på bildet fylles deretter verdiene ut automatisk i boksene. Programmet henter også ut verdi for blant annet vekt og kostnad i bakgrunnen. Dette brukes til sammenligning av designvariantene.

Det er også mulig å velge hvilket virkningsgradskart som skal benyttes for å finne virkningsgraden da denne varierer med hastigheten og momentet. Det er forhåndsprogrammert fem forskjellige kart som det kan velges mellom. Ved trykk på knappen “Show motor efficiency map” dukker det opp et bilde av karttypen som er valgt. Det er også mulig å opprette flere karttyper ved å gjøre endringer på variablene i koden. Et eksempel på et slikt virkningsgradskart er vist i figuren under.



Figur 42: Eksempel på effektivitetskart

Neste steg er valg av frekvensomformer. Her gjelder de samme prinsippene som ved valg av motor med unntak av virkningsgraden. Det kan velges mellom “Auto”, “Model” og “Concrete” og boksene fylles ut automatisk etter at valget er gjort slik at disse kan kontrolleres.



Controller	Concrete	Max current DC	80
Type	T-Motor	Rated current DC	60.0
Model number	ALPHA 60A HV	DC Voltage	50.0

Figur 43: Modul for valg av frekvensomformer

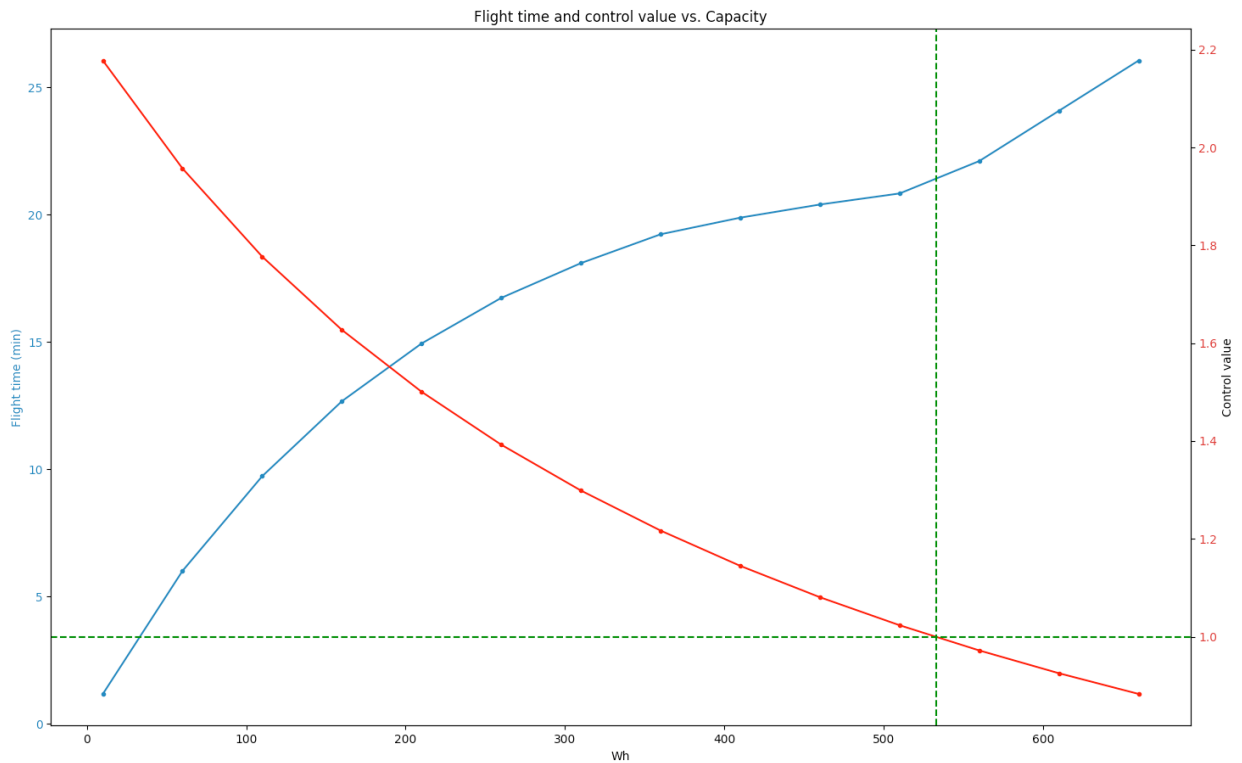
Vekt og kostnad hentes også ut i denne modulen.

Siste valg er valg av batteri. Her er det mulig å velge forskjellige typer batterier, og konkrete modeller av disse typene. Etter at batteriet er valgt fylles antall batterier i serie ut automatisk slik at det blir riktig spenningsnivå. Brukeren fyller selv ut antall batterier som ønskes i parallell for å eventuelt ytterligere øke batterikapasiteten.

Battery type	Ni-MH	Specific energy, Wh/kg	75.99
Model	T-contact	Energy density, Wh/l	191.16
Parallell	2		
Series	7		

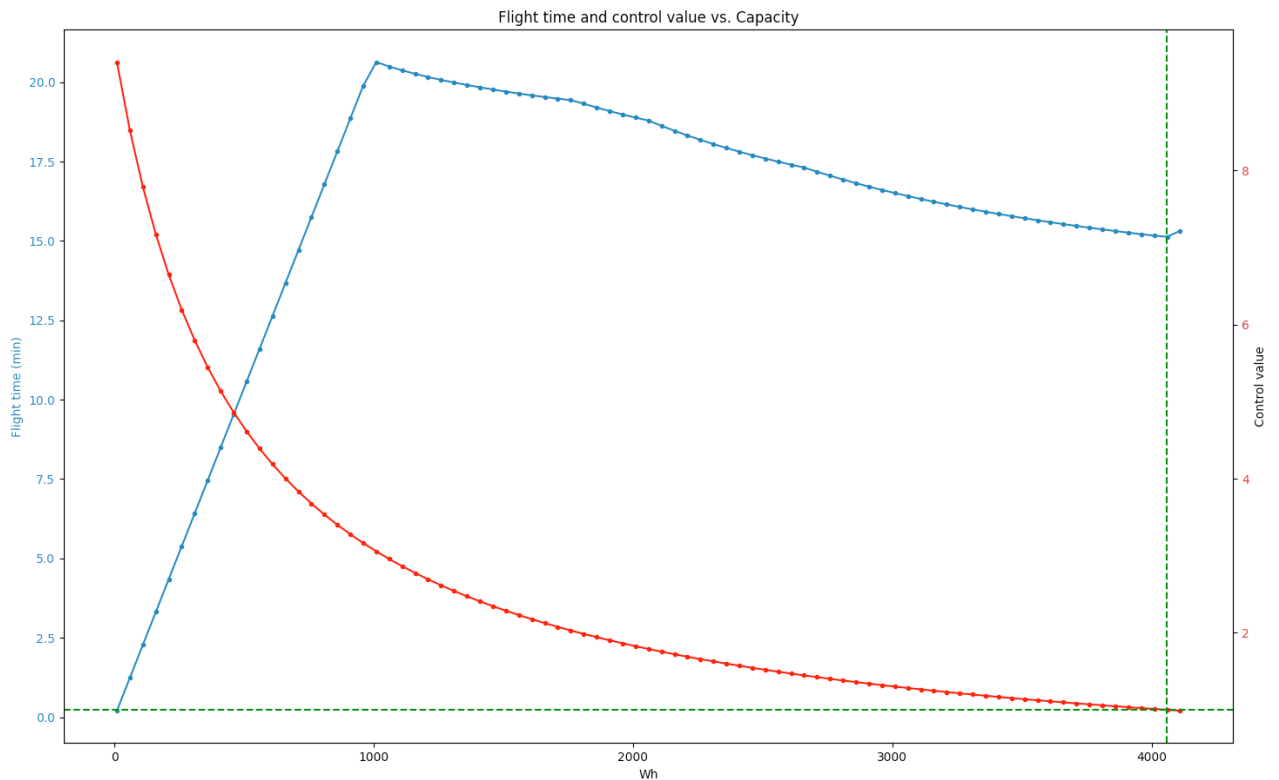
Figur 44: Modul for valg av batteri

Når alle komponentene er valgt kan brukeren gå videre til de nederste knappene. Dersom det trykkes på “Calculate 1” eller ”Calculate 2” vil flytid beregnes, og beregnet verdi vil fylles ut i resultatboksene. Figuren under viser et eksempel på en graf som dukker opp når “Calculate”-knappen er valgt.



Figur 45: Eksempel 1 på flytidsgraf

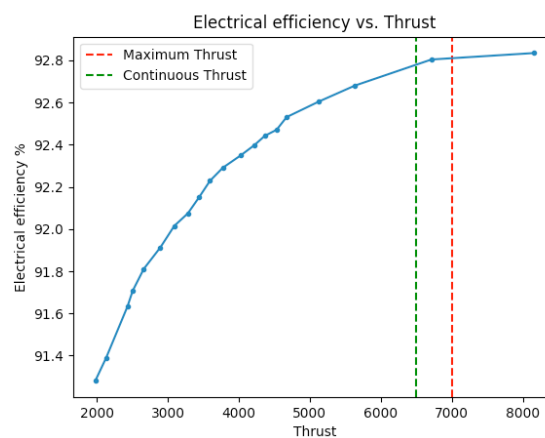
Den blå grafen viser flytiden som en funksjon av batterikapasiteten, mens den røde grafen viser kontrollvariabelen som er beskrevet tidligere. De grønne linjene viser punktet der kontrollvariabelen er én. Flytiden som ligger til høyre for denne linjen vil dermed ikke være mulig da fartøyet ikke vil klare å sveve grunnet at totalvekten er høyere enn det fartøyet kan løfte. Figuren under viser eksempel på et annet oppsett med høyere vekt og større propell.



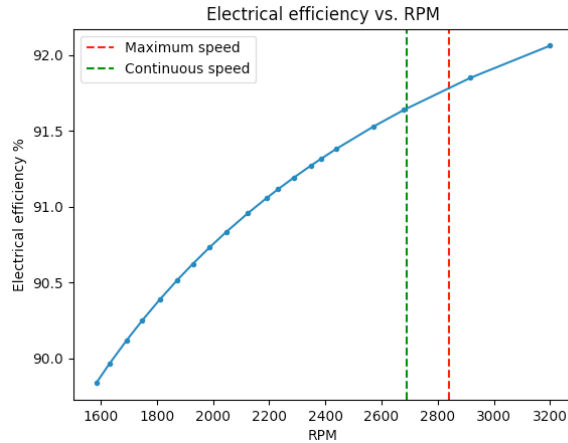
Figur 46: Eksempel 2 på flytidsgraf

Flytiden i dette eksempelet stiger lineært fram til batteriets vekt blir for tung slik at flytiden avtar. Ved å sammenligne x-aksene på de to foregående kurvene så viser de også at større vekt krever større batterikapasitet.

Dersom brukeren trykker på knappen “El. Eff. Vs. Thrust” eller “El. Eff. Vs RPM” så dukker det opp en graf for elektrisk effekt som en funksjon av henholdsvis løftkraften og hastigheten for valgt propell. Det er markører for de valgte løftkraftsnivåene. I figurene under vises eksempler på disse:



Figur 47: Elektrisk virkningsgrad som funksjon av løftkraft



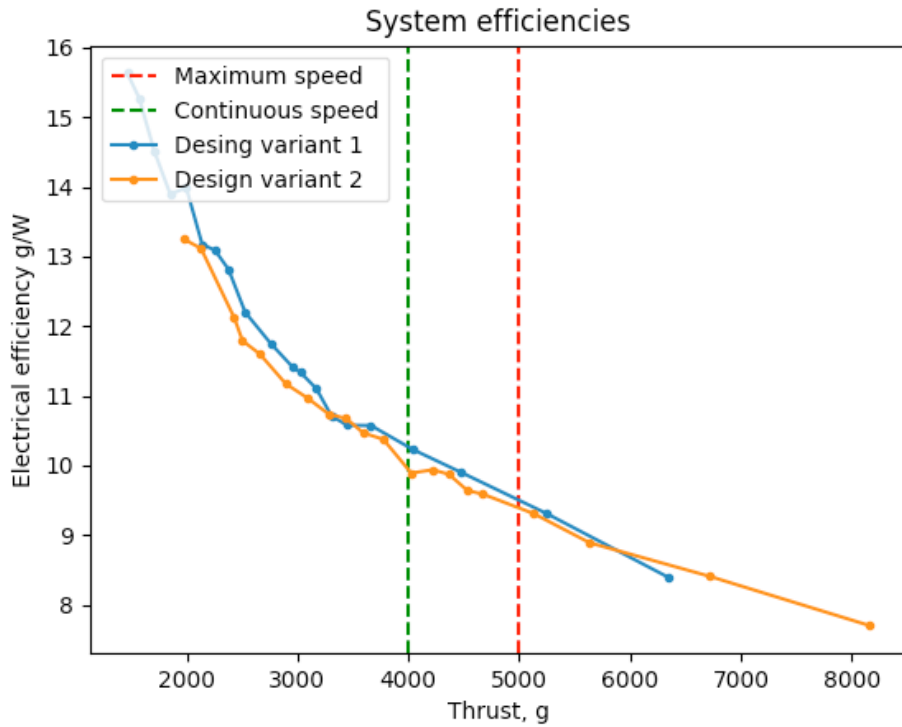
Figur 48: Elektrisk virkningsgrad som funksjon av hastighet

Dersom knappen “Compare systems” velges så vil det dukke opp et sammenligningsvindu for deisgnvariantene som inneholder vekt, elektrisk virkningsgrad, kostnad og flytid. I figuren under vises et eksempel på dette:

Design variant 1		Design variant 2	
Total weight, kg	0.786	Total weight, kg	0.536
Electrical Efficiency	0.92725291490	Electrical Efficiency	0.65231135554
Cost, EURO	744.454545454	Cost, EURO	528.545454545
Flight time (loaded), min	7.21233130313	Flight time (loaded), min	2.91015026292
Flight time (unloaded), min	10.3284460337	Flight time (unloaded), min	4.02957557127

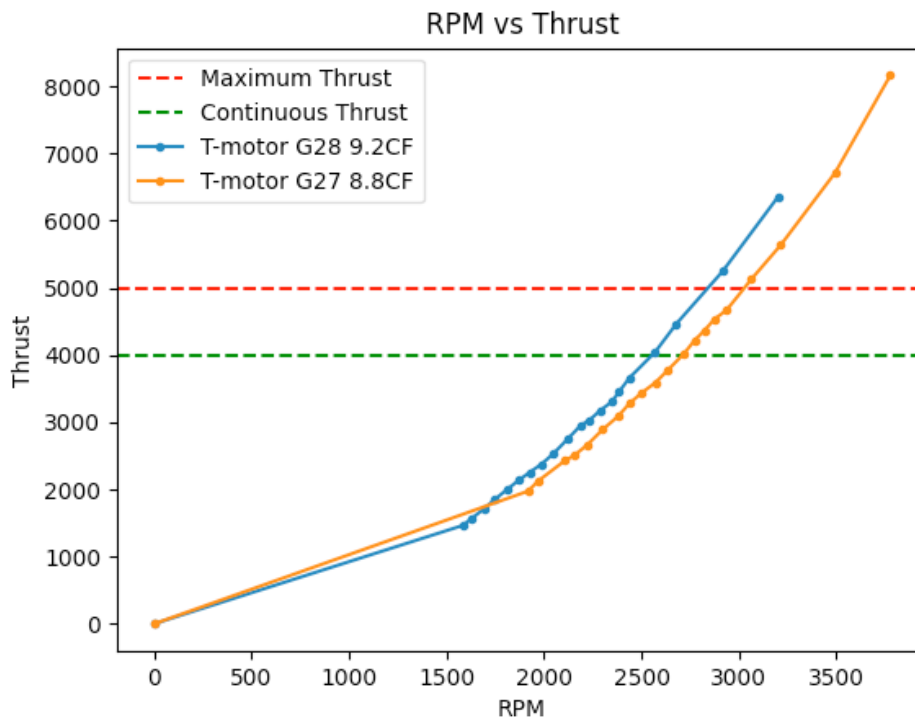
Figur 49: Eksempel på sammenligningsvindu

Knappen “Compare system efficiencies” viser en graf for systemets totale virkningsgrad i gram per watt som en funksjon av løftkraftsnivåene. Virkningsgraden er produktet av propellens virkningsgrad og den elektriske virkningsgraden til motoren og frekvensomformereren. I figuren under vises et eksempel på en slik graf:



Figur 50: Eksempel på systemeffektivitetskurver

Den siste knappen er “Compare thrust curves” og viser de samme grafene som “Thrust curve”-valget i propellemodulen. Dette vises i samme vindu slik at de kan sammenlignes. I figuren under vises et eksempel på en slik graf:



Figur 51: Eksempel på propellkurve

## 4.4 Diskusjon

### 4.4.1 Dimensjonering

Data for fremdriftssystemene:

Type	Elektrisk	Petroleumsdrevet
Maks effekt[kW]	204,3	204,3
Kontinuerlig effekt[kW]	169,57	169,57
Vekt[kg]	169	91
Maks drivstoffvekt[kg]	146	224
Drivstoff[Type]	Litium ion batteri(er)	Jet A
Drivstoffforbruk[per time]	172,46kW	87L
Spesifikk energi drivstoff[kWh/kg]	0,265	12,096[64]
Effekt per kilo[kW/kg]	1	1,835
Maks rekkevidde[km]	43,476	650
Flytid[Time(r)]	0,213	3,24

Tabell 24 Data for begge fremdriftssystemene til sammenligning

#### Betraktninger om elektrisk helikopter:

Det første å legge merke til er at vekten til det elektriske systemet er høyere enn forbrenningsmotoren. Dette er på grunn av nødvendighet av en ekstra komponent, frekvensomformerer. En åpenbar løsning kan være å benytte komponenter med høyere spesifikk energi. I denne oppgaven ble topp moderne komponenter med høy spesifikk energi benyttet, så for å øke den må det benyttes eksperimentelle og eller spesialbygde varianter.

Et eksempel på dette er Siemens SP200D som har en spesifikk energi på 4,16kW/kg med lav merkehastighet på 1300RPM, som gjør at store gir kan erstattes med mindre og lettere varianter. Dette gir mulighet for stor vektbesparelse, og kan være noe å utforske videre.



Figur 52: Bilde av SP200D fra [65]

En annen mulighet for design i fremtiden kan være å designe egen spesialtilpasset motor og frekvensomformer. Utsiktene for utviklingen av motorer og kraftelektronikken de neste 15 årene er 16kW/kg og 19kW/kg henholdsvis [32]. Dette ville gi en reduksjon i vekt, fra 169kg til 21,4kg. Konsekvensene kunne vært en økning på 147,6kg batterier. Så en slik økning vil være nødvendig.

Ved å sammenligne den spesifikke energien til drivstoffene, har Jet A nesten  $\frac{12,096kWh/kg}{0,265kWh/kg} \approx$  ca. 45 ganger høyere. Det vil si at for å erstatte 224kg Jet A, vil det tilsvare  $45,645 \cdot 224kg = 10,224$  tonn batterier, som tilsvarer over 8 ganger maksvekten. Batterienes spesifikke energi er altså den viktigste utfordringen. Dette kan også vises ved å regne ut batterimengden som skal til for å fly like lenge som det vanlige helikopteret.  $\frac{167kWh}{0,265kWh/kg} = 630,2kg$  for å fly en time, og  $3,24 \cdot 630,2kg = 2041,8kg$  for å fly like lenge som med Jet A. En mulig løsning på dette er enten en forbedring av batteriene, eller utvikling av nye typer. De prospektive utsiktene for batterier er 0,4-0,6kWh/kg, som ikke er tilfredsstillende. Det må altså utvikles en ny type batterier og forbedre komponentenes spesifikke energi. Dette gjenspeiles i lignende studier[7]. Et annet problem ved bruk av batterier er at ett bensindrevet helikopter blir lettere og mer effektivt jo lengre det flyr. Batteriene derimot er like tunge uansett oppladningsgrad.

Allikevel fortsetter utviklingen. Det er begrunnet med blant annet miljøhensyn, som Clean sky initiative, og muligheten for å kutte utslipp. Det beregnes mulighet for å spare 1200000 tonn CO2 ekvivalenter hvis all innenlands flytrafikk går over til elektriske energikilder[66]. Men det er også basert på økonomiske hensyn. Ved kjøp av et helikopter er de totale kostnadene mer

enn kun kjøpesummen. For eksempel vedlikehold og drivstoffkostnader kommer i tillegg. Samlet utgjør disse livskostnaden [7], [66].

Drivstofforbruket per time er henholdsvis 172,46kWh og 87L. Prisene er 46,8 øre per kWh[67](fjerde kvartal 2019) og 17,14kr per gallon jet fuel=4,528kr per L[68](desember 2019). Det tilsvarer  $0,468\text{kr/kWh} \cdot 172,46\text{kWh} = 80,7\text{kr}$  og  $4,528\text{kr/L} \cdot 87\text{L} = 394\text{kr}$ , så prisen per time er nesten 5 ganger så lav for strøm. Vedlikeholdet for en elektrisk motor er også lavt, og de har lang levetid. Slik kan det tenkes at vedlikeholdskostnadene synker, og for kommersiell drift kan det bety færre kostbare pauser [7],[66] Lavt vedlikeholdsbehov gjør også at sikkerheten kan bli bedre, da det er færre bevegelige deler[66].

En elektrisk motor er også mindre berørt av høydeforskjellen enn en jetmotor som blir mindre effektiv og får færre hestekrefter når høyden stiger [69]. Dette kan indikere at en elektrisk motor i prinsippet er bedre tilpasset luftfart hvis de hadde hatt samme forutsetninger i energikilden. En annen mulig fordel med elektriske helikopter er en lydreduksjon tilsvarende den for elektriske biler da en elektrisk motor er mer stillegående[66].

### **Resultatenes validitet:**

Det er nå dimensjonert et elektrisk drivverk for å drive R66. Dette er i hovedsak gjort ved enkle utregninger og antagelser, som har konsekvenser for resultatene. I utgangspunktet er det gjort en del valg for å få troverdige resultater, slik som valg av helikopter for å få et referansepunkt, her håndboken. Hvis resultatene for effektbehovet sammenlignes med det som oppgis i håndboken, er det små forskjeller, 204,3-201,66kW og 169,57-167kW henholdsvis. I denne oppgaven er det også benyttet standard størrelser for å øke troverdigheten. Informasjonen som er hentet fra håndboken til Robinson regnes som svært pålitelig. Hvis resultatene, her flytid og rekkevidde, sammenlignes med lignende studier gjort tidligere kommer de til lignende resultater[7], det styrker troverdigheten. Prisene for drivstoff er bevisst hentet fra desember 2019. Dette var for å få en bedre refleksjon av den virkelige prisen da den har varierende de siste månedene.

Allikevel bringer metoden med seg diverse usikkerheter. Usikkerhetene ved metoden kommer hovedsakelig ved at det ikke benyttes ekte komponenter, men antagelser og ymse data for å “konstruere” en tenkt komponent. Det er ingen garanti for at en slik komponent eksisterer, og blir derfor en antagelse. Videre er dataen som benyttes antatt skalerbare, og tar ikke hensyn til mer finurlige detaljer. I motsetning til beregningene for effektbehovet som er mer kompliserte,



er de øvrige beregningene enkle. Enkle beregninger for eksempelvis flytid bidrar til omtrentlige svar og større usikkerhet.

For å eliminere noen av usikkerhetene kunne det blitt benyttet eksisterende komponenter med tilhørende datablad. Slik ville flere størrelser vært kjent, og behovet for antagelser minket. Eventuelt kunne det også blitt gjort mer dyptgående arbeid ved å designe egne komponenter. Slik kunne behovet for antagelser vært unngått, og dataene fått enda større troverdighet. Videre så kunne det blitt benyttet mer avanserte utregningsmetoder, som ville gjort resultatene mer presise.

#### **4.4.2 Dimensjoneringsverktøy**

Programmet oppfyller i stor grad de kriteriene som ble satt ved oppstarten, men det er samtidig store rom for videreutvikling og økt funksjonalitet.

Fordelen med dette dimensjoneringsprogrammet er programmets oppbygging. Grafisk brukergrensesnitt og bruk av CSV-filer gir brukeren fleksibilitet for tilpasning av programmet for eget bruk.

Siden arbeidsflyten går fra propell til motor til frekvensomformer til batteri så oppdateres hver komponent ved valget av komponenten. Dette betyr at dersom det skal gjøres endringer av en komponent, så må alle etterfølgende komponenter også velges på nytt slik at programmet oppdaterer variablene korrekt. Dette gjør arbeidsflyten noe upraktisk i bruk dersom det ønskes å gjøre utbedringer av resultatet sitt, og er noe som kan utbedres i videre arbeid.

Programmet mangler i en del tilfeller logiske feilmeldinger ved for eksempel manglende valg av komponent, eller manglende spesifisering av løftekraft. Dette er en tidkrevende jobb og har derfor blitt nedprioritert til fordel for andre funksjoner. Det er derfor svært viktig at arbeidsflyten går fra topp til bunn, og at det legges inn informasjon og gjøres valg alle steder dette er mulig.

Programmet gir store muligheter for grafisk framstilling av data og gir dermed gode muligheter til å gjøre gode valg og endringer basert på resultatene. Kurvene for flytid gir deg muligheten til å se begrensningen med tanke på vektøkning et større batteri gir og dermed finne den optimale balansen mellom batterikapasitet og vekt for valgt oppsett.

Muligheten for "Auto"-valg av motor og frekvensomformer gjør at programmet kan brukes uten inngående kunnskap om teorien bak. Frekvensomformerens "Auto"-valg sikrer ikke at

frekvensomformereren tåler strømmen og spenningen fra motoren. Denne algoritmen kan dermed utbedres i videre arbeid.

Programmet beregner kun flytid ved sveving og tar ikke hensyn til økt effektbehov ved fremdrift eller letting. Det er lagt til tidsbokser for de forskjellige fasene av flyvningen slik at dette kan benyttes i videreutvikling. Ved beregning av flytid tar ikke programmet hensyn til om effekten motor kan levere er stor nok. Derfor er det en usikkerhet i resultatet knyttet til komponentvalget.

Beregningene tar ikke hensyn til vekt eller kostnad på propellene da det ikke forelå informasjon om dette. Dette kan senere legges til som en videreutvikling av programmet.

Det er også en ulempe at det kreves programmeringserfaring for å forandre på selve programkoden for å tilføye funksjoner og videreutvikle programmet.

## **4.5 Konklusjon**

### **4.5.1 Fremdriftssystem:**

Fordelene og ulempene ved en elektrisk ekvivalent er blitt vist. Fordelene er at livstidskostnaden, støyen, utslippene og muligens sikkerheten forbedres. Foreløpig kommer det på bekostning av flytid og rekkevidde, to kritiske funksjoner. Slik blir det reelle bruksområdet til et elektrisk helikopter svært begrenset, til tross for de andre positive aspektene. Det er allikevel mulig å benytte et elektrisk helikopter, men det kan ikke fullverdig erstatte et petroleumsdrevet. Hovedgrunnen til dette er batterienes lave spesifikke energi, som gjør at den ekvivalente vekten i forhold til drivstoffet blir for høyt. Selv med antatte fremtidige forbedringer vil den ikke nå et tilfredsstillende nivå. Det må derfor komme et gjennombrudd i utviklingen, eller ny teknologi. Et helelektrisk stort helikopter som erstatter ett bensindrevet, er derfor fortsatt kun et tenkt tilfelle.

### **Videre arbeid:**

En PMSM har høy effektivitet ved både høye og lave hastigheter. Det kan bidra til at behovet for stor girkasse blir mindre, som kan spare vekt da massen til girene øker med girforholdet[70]. Dette kan være noe å utforske videre. Videre er resultatene kommet av en forenklet tilnærming, og det kan bli mer presist med mer komplekse utregninger. Det er også mulig å gjøre det mer presist med bruk av konkrete komponenter slik at flere variabler er kjent og behovet for antagelser blir borte.

### **4.5.2 Dimensjoneringsverktøy**

Programmet har mange gode momenter, men også rom for forbedringer og videre arbeid. Brukergrensesnittet gjør at programmet kan brukes uten inngående kunnskap om kildekode eller programmering. Grafiske framstillinger bidrar til å kunne gi et godt bilde av dimensjoneringsprosessen og hvordan valgene underveis påvirker sluttresultatet.

Forbedringspotensialet ligger i forbedring av algoritmer og retting av programvarefeil. Grunnet begrenset kompetanse i programmering kan det dukke opp programvarefeil og mangel på logiske feilmeldinger som kunne vært løst og rettet av personer med større kompetanse innen programmering.

## 5. Konklusjon og anbefalinger

Det finnes flere eksempler på at det er mulig med elektriske helikoptre. Fordelene og bruksområde til et elektrisk helikopter må veies opp mot designkriteriene man ønsker, fordi at et elektrisk helikopter ikke kan fly like lenge som et petroleumsdrevet helikopter. Derimot er det mer miljøvennlig enn andre typer helikoptre, spesielt i det direkte nærområdet det opererer. Det vil også være mer effektivt, har 5 ganger billigere drivstoff, og vil ha mindre behov for vedlikehold. Til tross for den korte flytiden, kan det konkluderes med at det finnes bruksområder for et slikt elektrisk helikopter.

Den største grunnen som hindrer elektriske helikoptre fra å få innpass i Norge i dag, er batterienes lave spesifikke energi. I tillegg vil forbedring av spesifikk energi på motor, frekvensomformer og lavere total vekt gjøre at det er mer ideelt med el-helikopter. Ut ifra energi utregningen kan man si at elektriske komponenter er mye mer effektive og energibesparende enn tilsvarende mekaniske fremdriftssystemer.

Med nåværende resultater vil idealiteten til det elektriske systemet være lavere, fordi tapet i flytid veier tyngre. Men et tenkt tilfelle der batterienes spesifikke energi forbedres, og dermed flytiden blir lengre, vil idealiteten til systemet være klart bedre. Dette forklarer hvorfor det rettes forskning og ressurser mot å utvikle slike løsninger. Det vil være mulig å spare kostnader, øke de positive og redusere de negative funksjonene i idealiteten. Om funksjoner i idealiteten som for eksempel driftssikkerhet og spesifikk energi forbedres vil el- helikopter være mere verdt enn et mekanisk dimensjonert helikopter.

Ut ifra spørreundersøkelsen kan man si at de fleste som har svart er positive til at el-helikoptre kommer i framtiden. Om el-helikopter kommer så vil det sannsynlighet bli tatt godt imot av de som jobber innad i bransjen. De fleste bekymringer de spurte har er knyttet til sikkerhet rundt batteri, for høy vekt, og lite energi.

Ut ifra svarene i analysen mente 56% av de som svarte at det er mulig med elektrisk helikopter i dag, 36 % mener det ikke er mulig. De fleste tror det er mulig i løpet av en 40 år periode, og noen tenker det er mulig i løpet av 5-10 år. Bare 11% tenkte at det ikke er mulig i det hele tatt. Ut ifra svarene tolker vi det slik at det er en generell positivitet for elektriske systemer, eller elektrifisering av mekaniske systemer, slik som for eksempel «fly by wire».

Et av problemområdene deltakerne pekte på med dagens mekaniske løsning er problemer med gir boksen. Med færre bevegelige deler på el-motoren kan man si at det vil være mindre

problemer. Siden gir boksen på el-motor kan bli tatt bort kan man redusere hele det problemområdet.

Dimensjoneringsprogrammet er et godt utgangspunkt for utregning av flytid, det er et oversiktlig program som lett kan brukes av personer uten kunnskap om programmering. Programmet viser dessuten at det er lik utregning for vanlig helikopter og droner i alle størrelser.

### **Videre design**

Det er behov for mer komplekse utregninger av effektbehovet i beregningene til programmet. Beregninger i oppgaven er forenklet og tar ikke med effektbehov som f.eks. parasitteffekt og lignende.

Så kan det sees på om det er mer å hente på avtagbare batterier til fremdriftssystemet, slik at det er enkelt å kunne laste av batterier underveis i flyturen for lengre flytid. Videre er det en god ide å se videre på hvor mye det er å hente på bedre design av komponenter og effektiviteten til disse med tanke på vektreduksjon og effekt per kg til systemet, slik som for eksempel Siemens SP200D motor.

På design er det en god ide å videre tallfeste alle parameterne som er viktig i idealitet for å få mer konkrete tall på hvorvidt systemet er gjennomførbart i forhold til dagens helikoptre.

Det har ikke blitt sett på hydrogenceller i denne oppgaven, det ville vært fint i et framtidig design.

Forbedringspotensialet til programmet ligger i forbedring av algoritmer og retting av programvarefeil.

## Litteraturliste

- [1] '<https://www.moog.com/innovation/aircraft/SureFly.html>'. .
- [2] 'IEROM - International Electric Rotorcraft Manufacturers'. <http://www.ierom.com/> (accessed May 16, 2020).
- [3] 'Volocopter - Home'. <https://www.volocopter.com/en/> (accessed May 16, 2020).
- [4] E. Bergskaug, '2019: Aldri har det vært solgt flere elbiler i Norge', Jan. 03, 2020. <https://www.abcnyheter.no/a/195638754/> (accessed May 19, 2020).
- [5] N. Bailey, *Helicopter Pilot's Manual: Principles of Flight and Helicopter Handling*, 2nd ed., vol. 1, 3 vols. The Crowood Press Ltd, 2008.
- [6] N. Bailey, *Helicopter Pilot's Manual: Powerplants, Instruments and Hydraulics*, 2nd ed., vol. 2, 3 vols. The Crowood Press Ltd, 2008.
- [7] 'Conceptual All-Electric Retrofit of Helicopters: Review, Technological Outlook, and a Sample Design - IEEE Journals & Magazine'. <https://ieeexplore.ieee.org/document/8726387> (accessed May 17, 2020).
- [8] J. Burgeson and S. Writer, 'Sikorsky rolls out first all-electric helicopter', *Connecticut Post*, Jul. 26, 2010. <https://www.ctpost.com/news/article/Sikorsky-rolls-out-first-all-electric-helicopter-590195.php> (accessed May 15, 2020).
- [9] 'Aquinea Volta', *Electric VTOL News<sup>TM</sup>*, Jul. 18, 2018. <https://evtol.news/aircraft/aquinea-volta/> (accessed May 15, 2020).
- [10] 'Tier 1 Robinson R44', *Electric VTOL News<sup>TM</sup>*, Jul. 19, 2018. <https://evtol.news/aircraft/tier-1-robinson-r44/> (accessed May 15, 2020).
- [11] 'Bell Reveals Revolutionary Technology: Electrically Distributed Anti-Torque', *Bell newsroom*, Feb. 27, 2020. <http://news.bellflight.com/en-US/186732-bell-reveals-revolutionary-technology-electrically-distributed-anti-torque> (accessed May 18, 2020).
- [12] P. E. Dalløkken, 'I hemmelighet har Bell utviklet ny halerotor: Stabiliserer halen med fire elmotorer bakerst på helikopteret', *Tu.no*, Feb. 21, 2020. <https://www.tu.no/artikler/i-hemmelighet-har-bell-utviklet-ny-halerotor-stabiliserer-halen-med-fire-elmotorer-bakerst-pa-helikopteret/485651> (accessed May 15, 2020).
- [13] L. Castellini, M. D'Andrea, and M. Villani, 'Electric powertrain for helicopter tail rotor', in *2016 6th International Electric Drives Production Conference (EDPC)*, Nov. 2016, pp. 268–273, doi: 10.1109/EDPC.2016.7851349.
- [14] 'Bell 525 Relentless', *Bell Flight*. <https://www.bellflight.com/products/bell-525> (accessed May 15, 2020).
- [15] P. E. Dalløkken, 'Her letter Bell-helikopteret med fly-by-wire', *Tu.no*, Jul. 07, 2015. <https://www.tu.no/artikler/her-letter-bell-helikopteret-med-fly-by-wire/197071> (accessed May 15, 2020).
- [16] 'Bell's 525, like the NH90, also has fly-by-wire flight controls'. <https://www.aeronevstv.com/en/industry/helicopteres/2690-bells-525-like-the-nh90-also-has-fly-by-wire-flight-controls.html> (accessed May 15, 2020).
- [17] A. Johannessen, P. A. Tufte, and L. Christoffersen, *Introduksjon til samfunnsvitenskapelig metode*, 4th ed. Oslo: Abstrakt, 2010.
- [18] D. I. Jacobsen, *Hvordan gjennomføre undersøkelser?*, 2nd ed. Kristiansand: Høyskoleforlaget, 2005.
- [19] '<https://en.wikipedia.org/wiki/TRIZ>'. .
- [20] M. Umakant, 'Introduction to the concept of ideality in TRIZ'. .
- [21] 'Sizing principles · GitBook'. <https://driveconstructor.com/docs/TextBook/Systems/Algorithms.html> (accessed May 19, 2020).

- [22] ‘Systems · GitBook’. <https://driveconstructor.com/docs/TextBook/Systems.html> (accessed May 19, 2020).
- [23] ‘(PDF) A Wide Speed Range Sensorless Control Technique of Brushless DC Motors for Electric Propulsors’, *ResearchGate*. [https://www.researchgate.net/publication/228888109\\_A\\_Wide\\_Speed\\_Range\\_Sensorless\\_Control\\_Technique\\_of\\_Brushless\\_DC\\_Motors\\_for\\_Electric\\_Propulsors](https://www.researchgate.net/publication/228888109_A_Wide_Speed_Range_Sensorless_Control_Technique_of_Brushless_DC_Motors_for_Electric_Propulsors) (accessed May 19, 2020).
- [24] ‘Power, voltage & speed · GitBook’. [https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System\\_components/EM\\_power\\_voltage\\_speed.html](https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System_components/EM_power_voltage_speed.html) (accessed May 19, 2020).
- [25] C. Rotaru and M. Todorov, ‘Helicopter Flight Physics’, *Flight Phys. - Models Tech. Technol.*, Dec. 2017, doi: 10.5772/intechopen.71516.
- [26] H.-J. Park and M.-S. Lim, ‘Design of High Power Density and High Efficiency Wound-Field Synchronous Motor for Electric Vehicle Traction’, *IEEE Access*, vol. 7, pp. 46677–46685, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2907800.
- [27] ‘Electric machines · GitBook’. [https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System\\_components/Electric\\_machine.html](https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System_components/Electric_machine.html) (accessed May 19, 2020).
- [28] R. Liu, P. Zheng, D. Xie, and L. Wang, ‘Research on the High Power Density Electromagnetic Propeller’, *IEEE Trans. Magn.*, vol. 43, no. 1, pp. 355–358, Jan. 2007, doi: 10.1109/TMAG.2006.887842.
- [29] Read ‘Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions’ at *NAP.edu*. .
- [30] ‘Permanent Magnet Synchronous Motor (PMSM) Market is Expected to Garner \$31.1 Billion, Globally, by 2022’, *Allied Market Research*, Feb. 03, 2017. <https://alliedmarketresearch.wordpress.com/2017/02/03/permanent-magnet-synchronous-motor-pmsm-market-is-expected-to-garner-31-1-billion-globally-by-2022/> (accessed May 14, 2020).
- [31] C. Xia, S. Wang, X. Gu, Y. Yan, and T. Shi, ‘Direct Torque Control for VSI-PMSM Using Vector Evaluation Factor Table’, *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 63, no. 7, pp. 4571–4583, Jul. 2016, doi: 10.1109/TIE.2016.2535958.
- [32] A. Balashanmugham and M. Maheswaran, ‘Permanent-Magnet Synchronous Machine Drives’, *Appl. Electromechanical Devices Mach. Electr. Mobil. Solut.*, Sep. 2019, doi: 10.5772/intechopen.88597.
- [33] ‘[https://en.wikipedia.org/wiki/Electric\\_motor#Early\\_motors](https://en.wikipedia.org/wiki/Electric_motor#Early_motors)’ . .
- [34] O. S. Burheim, *Engineering energy storage*. London, England: Academic Press, 2017.
- [35] N. Mars, F. Krouz, F. Louar, and L. Sbita, ‘Comparison study of different dynamic battery model’, in *2017 International Conference on Green Energy Conversion Systems (GECS)*, Mar. 2017, pp. 1–6, doi: 10.1109/GECS.2017.8066241.
- [36] M. S. Skåravik and E. Børsheim, ‘Energy storage, and design of tractive system for EV application’. NTNU, 2014, Accessed: May 16, 2020. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/11250/2368098>.
- [37] ‘G. Albright, J. Edie and S. Al-Hallai, “A Comparison of Lead Acid to Lithium -Ion in Stationary Storage Applications,” AllCell Technologies, Chicago, 2012.’ .
- [38] ‘K. Young, C. Fierro and M. A. Fetcenko, “Status of Ni/MH Battery Research and Industry,” Power and Energy Society General Meeting, IEEE, 2011.’ .
- [39] ‘B. E. Jay, “Performance of the Horizon Advanced Lead-Acid Battery.,” Wescon/’93 Conference Record, San Fransisco, USA, 1993.’ .

- [40] 'Silicone Batteries, "www.Siliconebatteries.ca," Silicone Batteries, [Online]. Available: <http://www.siliconebatteries.ca/siliconebatteries.html>. [Accessed 20 February 2014].'
- [41] 'Datasheet, "energizer.com," [Online]. Available: <http://data.energizer.com/PDFs/nh15-2500.pdf>. [Accessed 04 03 2014].'
- [42] 'R. Bhandari, Role of Grids fro Electricity and Water Supply with Decreasing Cost for Photovoltaics, 15 ed., Kassel: Kassel university press GmbH, 2010.'
- [43] 'National Research Council, Review of the Research Program of the Partnership for a New Generation of Vehciles, 3rd ed., National Academic Press, 1997.'
- [44] 'F. Béguin, E. R. Piñero and E. Frackowiak, Carbons for Electrochemical Energy Storage and Conversion Systems, London: CRC Press, 2010.'
- [45] 'Maxwell Technologies, "www.maxwell.no," [Online]. Available: [http://www.maxwell.com/products/ultracapacitors/docs/k2series\\_ds\\_1015370-4.pdf](http://www.maxwell.com/products/ultracapacitors/docs/k2series_ds_1015370-4.pdf). [Accessed 05 03 2014].'
- [46] 'N. Gholamabbas and G. Pistoia, LithiumBatteries: Science and Technology, Austin, Texas: Kluwer Academic Publishers, 2005.'
- [47] 'L. Gaines and R. Cuenca, "Cost of Lithium -Ion Batteries for Vehicle," Argonne National Laboratory Transportation Technology and R & D Center., Chicago, 2000.'
- [48] 'Panasonic Corporation, "www.panasonic.com," [Online]. Available: <http://www.panasonic.com/industrial/includes/pdf/UPF476790.pdf>. [Accessed 2014].'
- [49] 'Kokam Co. Ltd., "www.kokam.com," [Online]. Available: [http://www.kokam.com/new/kokam/sub01/sub01\\_01.html](http://www.kokam.com/new/kokam/sub01/sub01_01.html). [Accessed 2014].'
- [50] 'Valence Technology, "www.valence.com," [Online]. Available: [http://www.valence.com/sites/default/files/26650\\_datasheet\\_april\\_2013.pdf](http://www.valence.com/sites/default/files/26650_datasheet_april_2013.pdf). [Accessed 2014].'
- [51] 'Gaia Advanced Lithium Battery Systems, "www.gaia-akku.com," [Online]. Available: [http://www.gaia-akku.com/fileadmin/user\\_upload/downloads/cells/7,5AhUHP\\_NCA.pdf](http://www.gaia-akku.com/fileadmin/user_upload/downloads/cells/7,5AhUHP_NCA.pdf). [Accessed 2014].'
- [52] 'A123 Systems, "www.a123systems.com," [Online]. Available: <http://www.a123systems.com/prismatic-cell-amp20.htm>. [Accessed 2014].'
- [53] 'Drone Flight Time Calculator - Omni', *Drone Flight Time Calculator - Omni*. <https://www.omnicalculator.com/other/drone-flight-time>.
- [54] 'eCalc - xcopterCalc', *eCalc - xcopterCalc*. <https://www.ecalc.ch/xcoptercalc.php>.
- [55] 'RC Benchmark - Increase drone flight time', *Increase drone flight time*. <https://docs.rcbenchmark.com/en/dynamometer/theory/increase-drone-flight-time.html>.
- [56] 'RC Benchmark Excel-dokument', *Flight Time calculator*. <https://docs.google.com/spreadsheets/d/1G9zeRnEKNYZKFfD0QQFb3an53sGvwxXs6VtPq8duSM/edit#gid=0>.
- [57] loreta, 'R66 Introduction & Specifications', *Robinson Helicopter Company*. <https://robinsonheli.com/r66-specifications/> (accessed May 14, 2020).
- [58] loreta, 'R66 Pilot's Handbook', *Robinson Helicopter Company*. <https://robinsonheli.com/r66-pilots-handbook/> (accessed May 19, 2020).
- [59] 'Efficiency classes · GitBook'. [https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System\\_components/Efficiency\\_class.html](https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System_components/Efficiency_class.html) (accessed May 19, 2020).
- [60] 'Power, voltage & current · GitBook'. [https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System\\_components/FC\\_power\\_voltage.html](https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System_components/FC_power_voltage.html) 1 (accessed May 19, 2020).



- [61] ‘Cooling · GitBook’.  
[https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System\\_components/FC\\_cooling.html](https://driveconstructor.com/docs/TextBook/System_components/FC_cooling.html)  
(accessed May 19, 2020).
- [62] ‘Energy Density of Aviation Fuel - The Physics Factbook’.  
<https://hypertextbook.com/facts/2003/EvelynGofman.shtml> (accessed May 19, 2020).
- [63] O. R. Valmot, ‘Denne skal fly travle mennesker over tett bytrafikk og ut til flyplasser’,  
*Tu.no*, Dec. 29, 2017. <https://www.tu.no/artikler/denne-skal-fly-travle-mennesker-over-tett-bytrafikk-og-ut-til-flyplasser/415165> (accessed May 14, 2020).
- [64] J. O. Reimers, ‘INTRODUCTION OF ELECTRIC AVIATION IN NORWAY’, p. 74,  
2018.
- [65] ‘2020-05-14’, *ssb.no*. <https://www.ssb.no/energi-og-industri/statistikker/elkraftpris/kvartal/2020-05-14> (accessed May 19, 2020).
- [66] ‘Jet Fuel - Monthly Price (Norwegian Krone per Gallon) - Commodity Prices - Price Charts, Data, and News - IndexMundi’.  
<https://www.indexmundi.com/commodities/?commodity=jet-fuel&currency=nok>  
(accessed May 19, 2020).
- [67] J. Fehrenbacher, D. L. Stanley, M. E. J. Dr, and J. Honchell, ‘Electric Motor & Power Source Selection for Small Aircraft Propulsion’, p. 74.
- [68] ‘(PDF) Relations between size and gear ratio in spur and planetary gear trains’,  
*ResearchGate*.  
[https://www.researchgate.net/publication/228868696\\_Relations\\_between\\_size\\_and\\_gear\\_ratio\\_in\\_spur\\_and\\_planetary\\_gear\\_trains](https://www.researchgate.net/publication/228868696_Relations_between_size_and_gear_ratio_in_spur_and_planetary_gear_trains) (accessed May 19, 2020).

## Vedlegg

Vedlegg 1: Brukerundersøkelse

Vedlegg 2: Data-brukerundersøkelse

Vedlegg 3: Dimensjoneringsverktøy med tilhørende filer

Vedlegg 4: A Guide to Understanding Battery Specifications

Vedlegg 5: Populærvitenskapelig artikkel

