

Bacheloroppgave

NTNU
Norges teknisk-naturvitenskapelige universitet
Fakultet for ingeniørvitenskap
Institutt for maskinteknikk og produksjon

Sigurd Bjarne Rørvik
Anders Thingstad Stokkan
Alex Tan

Konseptutvikling av styringskomponent til småfly

Bacheloroppgave i ingeniørfag maskin
Veileder: Anna Olsen
Mai 2019



RAPPORT BACHELOROPPGAVEN

**FAKULTET FOR
INGENIØRVITENSKAP**
**Institutt for maskinteknikk og
produksjon**
7491 Trondheim

Besøksadresse:
R.Birkelands vei, 2B, Trondheim

Tittel

Konseptutvikling av styringskomponent til småfly
Concept development of control unit for light
aircraft

Prosjektnummer

MTP-K-2019-04

Forfattere

Sigurd Bjarne Rørvik,
Anders Thingstad Stokkan,
Alex Tan

Oppdragsgiver eksternt

Equator Aircraft Norway

Dato levert

20.05.2019

Antall vedlegg

4

Totalt antall sider

117

Veileder internt

Anna Olsen

Rapporten er ÅPEN/LUKKET

Kort sammendrag

Equator Aircraft Norway har laget en prototype av et hybrid amfibiefly. Hensikten med oppgaven er å forenkle det mekaniske kontrollsystemet. Oppgaven er å lage et konsept for en mekanisme som muliggjør justering av angrepsvinkel ved bruk av flaperons, og samtidig bevarer alle tidligere funksjoner.

Oppgaven tar for seg utvikling av flere konsepter. Disse er modellert i SolidWorks. Brukerkravspesifikasjoner er brukt for å vurdere konseptene mot hverandre. Resultatet består av håndberegninger og FEA-analyser. Dette drøftes før konklusjonen tar for seg hvordan problemstillingen og resultatmålene er oppfylt og kommenterer videre arbeid.

Stikkord fra prosjektet

Konseptutvikling, luftfart, elementmetoder, konseptutvikling, aerodynamikk

Forord

Dette prosjektet er en bacheloroppgave ved Institutt for maskinteknikk og produksjon (MTP) ved Norges teknisk-naturvitenskapelige universitet (NTNU) i Trondheim.

Oppgaven er gitt av Equator Aircraft Norway, et firma som ble startet opp i 2010. De har siden da utviklet en prototype av et amfibiefly, og har planlagt oppstart av produksjon iløpet av 2019.

Tema i oppgaven er i hovedsak konseptutvikling, luftfart, maskindeler og elementmetoder. Luftfart er et tema vi på gruppen har interesse for og dette er motivasjonen bak valget av oppgaven. Flyindustrien kommer til å gå gjennom store endringer i tiden fremover, dette synes vi er en interessant utvikling.

Vi vil takke:

Tomas Brødreskift, daglig leder i Equator Aircraft Norway. Han har bidratt med kontinuerlig veiledning og nyttige tilbakemeldinger. Vi fikk også besøke hangaren i Hønefoss. Der fikk vi en visning av flyet slik at vi fikk visualisert kontrollsystemet.

Anna Olsen, førstelektor ved MTP. Hun har kommet med faglig veiledning, konstruktiv kritikk og strukturering av arbeidet.

NTNU, Trondheim, mai 2019

Sammendrag

Equator Aircraft Norway har laget en prototype av et hybrid amfibiefly. De ønsker å forenkle kontrollsystemet. Dagens løsning med ailerons og flaps skal kombineres til en flaperon-løsning. Oppgaven er å lage et konsept for en mekanisme som muliggjør dette, og samtidig bevarer alle tidligere funksjoner. Det er også lagt til rette for å videre kunne automatisere flaps-funksjonen.

Oppgaven tar for seg utvikling av flere konsepter. Disse blir modellert i SolidWorks. Sammen med bedriften er det utarbeidet en liste med brukerkravspesifikasjoner, og ut fra disse blir det dannet produktkravspesifikasjoner. Konseptene blir vurdert opp mot hverandre på basis av disse spesifikasjonene. Det blir deretter utviklet fire konsept. Med bakgrunn i produktkravene blir det valgt et konsept som blir tatt med videre. Konseptet blir videre utviklet og DAK-modellen kjøres så i en FE-analyse. Resultatene av disse analysene sammen med håndberegninger er grunnlaget for resultatdelen. Deretter blir resultatene drøftet. Til slutt er det en konklusjon som tar for seg hvordan oppgaven besvarer problemstillingen, i hvilken grad resultatmålene er oppfylt og arbeidet videre.

Abstact

Equator Aircraft Norway has constructed a prototype of a hybrid amphibious light aircraft. Their current prototype's controlsystem is based off of an aileron and flap solution. The purpose of this thesis is to simplify the current generation's aileron and flap solution. EAN's ambitions is to develop a flaperon based solution. This solution combines the functions of the aileron and flap, to control the Angle of Attack, whilst reducing the number of moving surfaces.

This thesis contains development of several concepts. These concepts are designed and analysed in SolidWorks. In cooperation with the company, a list of user requirement specification is developed, and the concepts are compared to eachother. From the comparison, one single concept is chosen to be further developed. The results of these analyses and the hand calculations, lay the foundation of the discussion in this thesis. The thesis will conclude the research problem and discuss in which degree the thesis achieved its goals.

Innhold

Forord	i
Sammendrag	iii
Abstract	v
1 Innledning	2
1.1 Problemdefinerings	3
1.2 Begrensninger	3
1.3 Resultatmål	3
1.4 Effektmål	4
2 Teori	5
2.1 Aerodynamikk	5
2.1.1 Krefter	5
2.1.2 Angle of Attack	7
2.1.3 Styreflater	8
2.2 Kraftoverføring	9
2.2.1 Tannhjul	9
2.2.2 Reimtransmisjon	10
2.3 Material	10
2.3.1 Karbonfiber	10
2.3.2 Nylon	11
2.3.3 Stål	11
2.3.4 Aluminium	11
2.3.5 Begrensninger	12
2.4 Sertifisering	13
2.5 Sammenføyningsteknikker	13
2.5.1 Sveising/lodding	13
2.5.2 Liming	14
2.5.3 Skruer og bolteforbindelser	14
2.6 Vedlikehold	15
3 Metode	17
3.1 Litteratursøk	17
3.2 Spesifikasjonskartlegging	17
3.3 Idemyldring	18

3.4	Konseptutvikling	18
3.5	Modellering og analyse	20
4	Spesifikasjoner	21
4.1	Brukerkravspesifikasjon	21
4.2	Produktkravspesifikasjon	25
5	Konsepter	26
5.1	Konsept I	28
5.2	Konsept II	30
5.3	Konsept III	33
5.4	Konsept IV	36
5.5	Motorvalg	39
5.6	Valg av konsept	41
5.6.1	Sammenligningsmatrise	43
6	Resultat	44
6.1	Endelig konsept	45
6.1.1	Materialer	49
6.2	Statisk analyse: Tannhjul	50
6.3	Statisk analyse: Ledeskrue	50
6.4	Statisk analyse: Mutter	56
7	Diskusjon	58
8	Konklusjon og videre arbeid	68
	Referanseliste	70
	Vedlegg A Populærvitenskapelig artikkel	72
	Vedlegg B Forprosjekt	76
	Vedlegg C Beregninger	88
C.1	Aksialkrav fra støtstag	88
C.2	Selvlåsende gjenger	88
C.3	Motor	93
C.4	Omdreiningstall	96
C.5	Utteksling	96
C.6	Maedler og jvl.dk	97
	Vedlegg D Fremgangsmåter for analyse	99
D.1	Statisk analyse: Tannhjul	100
D.2	Statisk analyse: Ledeskrue	104
D.3	Statisk analyse: Mutter	107

Forkortelser

Forkortelse

AOA

DAK

EAN

EQP2

FEA

LSA

Beskrivelse

Angle of Attack

Dataassistert konstruksjon

Equator Aircraft Norway

Equator P2 Xcursion

Finite Element Analysis

Light Sport Aircraft

Kapittel 1

Innledning

Luftfart er et tema som interesserer mange, og er motivasjonen bak valget av oppgaven. Equator Aircraft Norway (EAN) ble funnet i *Teknisk Ukeblad*. De har utviklet en prototype av et hybrid amfibiefly og skal sette den i produksjon. Likevel trenger flyet endringer, og av den grunn har EAN formulert en oppgave.

Som nevnt har bedriften laget en prototype. Før flyet settes i produksjon, skal det mekaniske kontrollsystemet forenkles. Prototypen har i utgangspunktet en aktuator i hver vinge, som styrer flyets angrepsvinkel (AOA). I tillegg er det et mekanisk kontrollsystem som styrer rotasjonen om lengdeaksen til flyet. Aktuatorene på hver side av flyet gir en økning av flyets egenvekt, men det viktigste er at de separate systemene kan svikte uavhengig av hverandre.

To forskjellige motorer har ingen mulighet til å kommunisere med hverandre ved en svikt. Forskjellen i AOA på vingene fører til ubalansert flyvning og kan utsette brukeren for fare. For å løse dette problemet har EAN bestemt å ha én drivkilde som styrer AOA.

1.1 Problemdefinering

EAN ønsker å lage en løsning som kan brukes i det eksisterende kontrollsyste-
met som reduserer pilotenes arbeidsmengde. Et konsept som muliggjør dette er å im-
plementere en mekanisk komponent som endrer AOA på vingene automatisk.

Prototypen har både ailerons og flaps på vingene. For å redusere produksjonskost-
nadene har EAN kombinert disse til én del, flaperon, som skal bevare de tidligere
funksjonene. Det mekaniske systemet må derfor tilrettelegge seg denne foran-
dringen, og tilfredsstillere kravene dette medfører. I tillegg er det et ønske at dette
konseptet skal være automatisk styrt, noe som må tas med i betraktning når kon-
septet blir utviklet. Dette er en innovativ løsning, men lite brukt.

Problemstilling:

Utvikle et konsept for en mekanisme som kombinerer manøvrering og justering av
angrepsvinkel ved bruk av flaperons.

1.2 Begrensninger

Oppgaven omhandler konseptutvikling av en mekanisme, med tanke på det mekaniske.
Det blir lagt til rette for automatisk justering av AOA. Oppgaven omfatter alt ar-
beid med konseptet inkludert dimensjonering av motor. Selve programmeringen
settes som videre arbeid.

1.3 Resultatmål

Under prosjektperioden er målet å utvikle et konsept som tilfredsstiller kravene til
EAN og Luftfartstilsynet. Det skal lages en DAK-modell med analyser og bereg-
ninger. Programmet som blir benyttet er SolidWorks. Konseptet skal ivareta funksjonene
til ailerons og flaps som nå har blitt kombinert til flaperons. Siden oppgaven han-
dler om fly, er det et mål å forstå aerodynamikken.

1.4 Effektmål

Gjennom denne perioden er målet å oppnå økte ferdigheter i akademisk skriving og litteratursøk. Denne oppgaven tar for seg innovasjon og konseptutvikling, og det er ønskelig å øke kompetanse rundt disse temaene. I tillegg få innsikt i prosjektarbeid med flere parter. Som nevnt i kapittel 1.3, blir det brukt SolidWorks som DAK-program under dette prosjektet. Dette gir mulighet for å benytte kunnskapen om elementmetoder i sammenheng med virkelige produkter, samtidig øke kompetansen i programvaren.

Kapittel 2

Teori

2.1 Aerodynamikk

2.1.1 Krefter

Det er fire krefter som virker på et fly. Vertikalt er det løftekraft og tyngdekraft, mens horisontalt har man skyvekraft og luftmotstand. Løftekrafta er en mekanisk kraft som oppstår når et objekt beveger seg gjennom et fluid. I dette tilfellet er fluidet lufta som treffer vingene. For at flyet skal stige må løftekrafta være større enn tyngdekrafta, og omvendt under nedstigning. Når summen av disse kreftene er null holder flyet konstant høyde, dette er ønskelig under "cruise" siden høydesvingninger medfører økt drivstofforbruk. Løftet skyldes at at luftstrømmen over vingene skaper et vakuum slik at det blir en trykkforskjell, dette gir en kraft som virker oppover og vingene løftes. Løft påvirkes av AOA som endrer arealet på vingene, og farten på flyet som gir høyere fluidstrøm. (NASA)

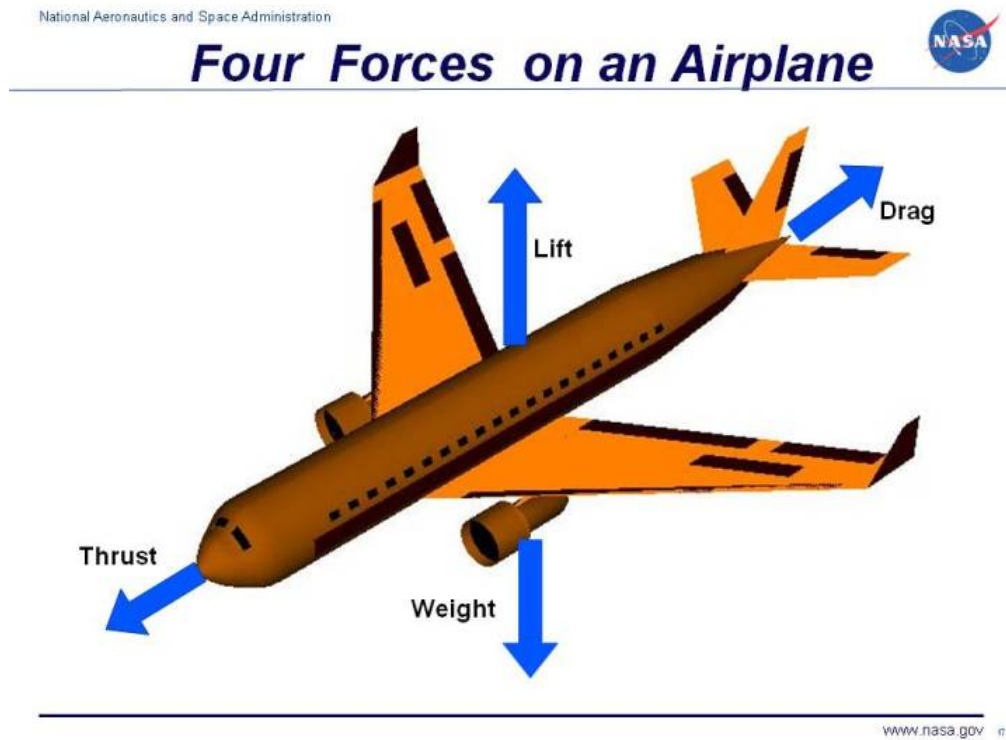
Tyngdekrafta er en tiltrekningskraft som virker i et gravitasjonsfelt, altså mot jorda i dette tilfellet. Tyngde en kritisk faktor i luftfart, den vil påvirke hvordan piloten skal forholde seg til AOA, flyegenskaper, drivstoff og rekkevidde.

Skyvekrafta er en mekanisk kraft som blir generert av motoren(e) eller propellen(e) som skyver lufta bak, og dermed oppstår det en skyvekraft fremover (Newtons

KAPITTEL 2. TEORI

3.lov). Denne krafta må være større enn luftmotstanden for å skape framdrift.

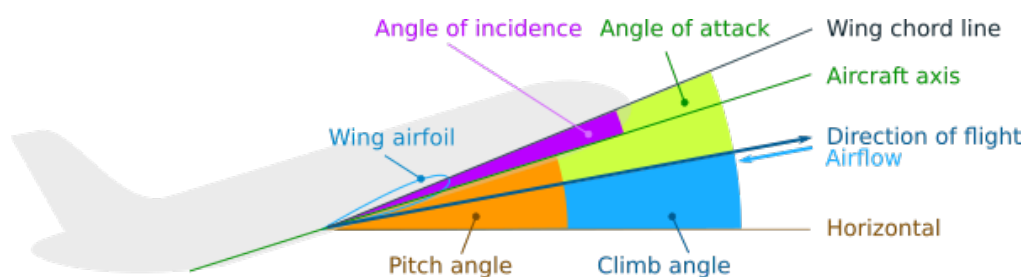
Luftmotstand er en mekanisk kraft som kommer av et objekt som beveger seg gjennom lufta. Det er en som virker mot bevegelsesretningen. Formen og hastigheten på objektet bestemmer hvor stor den er.



Figur 2.1: De fire kreftene som virker på et fly (NASA)

2.1.2 Angle of Attack

AOA er vinkelen vingene har i forhold til den relative vindretningen (bevegelsesretningen). Grunnen til at AOA ikke er definert med vinkelen på flyet er at det er vingene som genererer mesteparten av løftekrafta. "Angle of incidence" er vinkelen mellom flyets lengdeakse (aircraft axis) og vingens akse (wing chord line). Grunnen til dette er at en vinge som har null grader AOA ikke vil generere løft. Under "cruise" når flyet skal være vannrett i konstant høyde må man ha et par grader for å opprettholde den nødvendige løftekrafta. Som nevnt tidligere påvirkes løftekrafta av AOA og hvor mye luft som treffer vingen. Det vil si under take-off og landing hvor hastigheten endrer seg, må man endre AOA for å opprettholde løftekrafta. Løftekrafta øker sammen med AOA, men bare til en viss vinkel. Denne kalles for den kritiske vinkelen, der er løftekrafta størst. Etter denne vinkelen blir luften over vingen mer turbulent. Dette fører at vingen mister løft og flyet begynner å steile. For å komme ut av en "steil" øker man motorkraft og/eller beveger nesen nedover for å øke fart. Dette gjør at flyet trenger høyde for å komme ut av en "steil", og derfor er dette kritisk hvis det skjer under take-off eller landing. Det er derfor viktig å ha dette i tankene utover i oppgaven.



Figur 2.2: Diverse flytekniske begrep (Aviation Stackexchange, 2019)

2.1.3 Styreflater

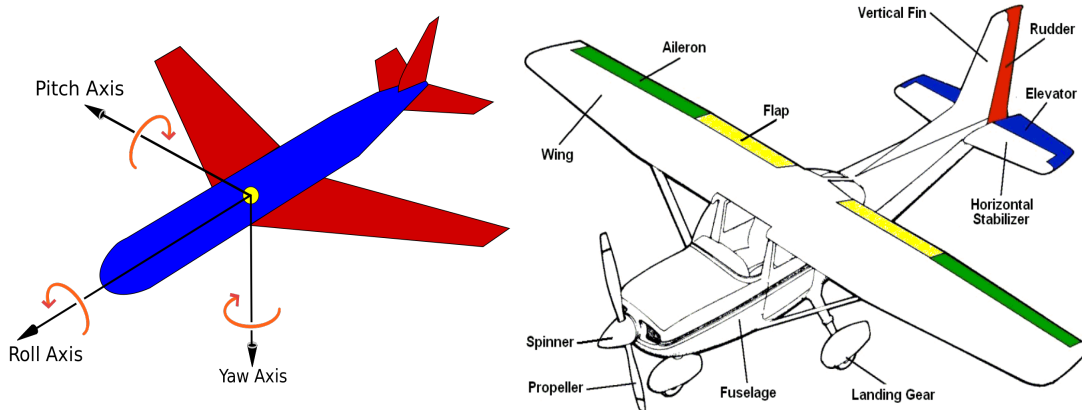
Ailerons er hengslet på vingene og brukes for å få *roll-bevegelse* på flyet. Den vingen aileron går ned på får høyere AOA som gir større areal og større løftekraft. På den andre vingen skjer det omvendte, og løftekrafta blir mindre. Dette gir to forskjellige krefter parallelt med yaw-aksen, dette skaper moment som resulterer i en rotasjon om roll-aksen.

Rudders og elevators fungerer etter samme prinsipp som ailerons. Under utslag av rudder gir to krefter parallelt med pitch-aksen, dette skaper et moment som resulterer i en rotasjon om yaw-aksen (yaw-bevegelse). Elevators gir to krefter parallelt med yaw-aksen, dette gir rotasjon om pitch-aksen (pitch-bevegelse).

Flaps brukes for få bedre løftekraft, slik at flyet kan fly i lavere hastighet. Eksempler på dette er take-off og landing. Det skjer ved at flapsene endrer AOA, som sørger for at mer luft kommer under vingen og løftekrafta øker.

Flaperons er en kombinasjon av ailerons og flaps.

Se figur (Figur 2.3a)



(a) Flytekniske navn på manøvreringer (Wikipedia, 2019)

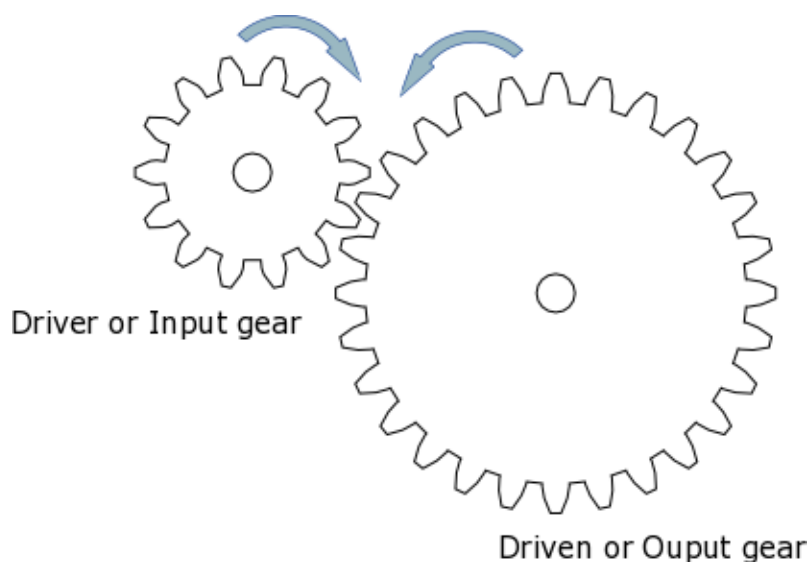
(b) Komponenter knyttet til manøvrering på et fly (Balsabeavers, 2019)

2.2 Kraftoverføring

2.2.1 Tannhjul

Tannhjul er roterende maskindeler som brukes for å overføre mekanisk kraft. En transmisjon eller kraftoverføring krever to eller flere tannhjul. De har utvendige og innvendige tenner som roterer mot hverandre og overfører kraft. Dette er en kompakt mekanisme og virkningsgraden kan være så høy som 0,98 (Bhandari, 2017, s.634). Utveksling er størrelsesforholdet mellom det drivende- og drevne tannhjulet, dette kalles giring. Siden det overføres en rotasjon kan man endre fart og moment ved giring. Det drivende tannhjulet er koblet direkte til effektkilden. Er det drivende tannhjulet større vil man få større omdreiningstall og mindre moment på det drevne tannhjulet siden tangentiell fart er konstant (oppgiring). Hvis det drevne tannhjulet derimot er størst vil man få lavere omdreiningstall og høyere moment (nedgiring).

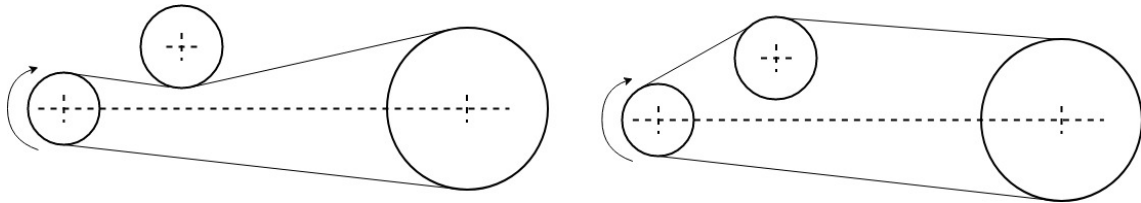
$$\frac{T_{inn}}{T_{ut}} = \frac{n_{inn}}{n_{ut}}$$



Figur 2.4: Eksempel på et gir som viser drivende- og drevet tannhjul, i dette tilfellet er det nedgiring

2.2.2 Reimtransmisjon

Reimer brukes når det skal overføres rotasjon mellom aksler. Det egner seg særlig godt ved stor akselavstand. Når det er høyt omdreiningstall i forhold til overført effekt er reimer godt egnet. Er krafta stor kan kjededrift være bedre pga. styrken. Det vanligste reimtypene er flatreim, kilereim og tannreim. Sistnevnte slurer ikke på reimskiva grunnet at den har tenner, noe som gir nøyaktig utveksling selv med stor belastning. Stramming av reim kan enten skje ved å øke akselavstanden eller ved bruk av strammeruller. I motsetning til tannhjul roterer akslene i samme retning (Dørum, 2001, kap.5). Man kan på samme måte som ved tannhjul få opp- og nedgiring. Prinsippet bak giring er forklart i kapittel 2.2.



Figur 2.5: Stramming

2.3 Material

Det stilles høye krav til materialene som blir brukt på fly. I dette kapitlet vil forskjellige materialer sammenlignes med tanke på vekt, egnethet, mekaniske egenskaper og pris. Med egnethet menes relevante faktorer som korrosjonsbestandighet, maskinering og bruksområder.

2.3.1 Karbonfiber

Det kan være problematisk å sammenligne de mekaniske egenskapene til Carbon Fiber Reinforced Polymer (herfra kalt karbonfiber) med metaller som aluminium, titan og stål. Grunnen til dette er at karbonfiber har en struktur som gir ulik styrke i forskjellige retninger, det er anisotropisk. I tabell 2.1 vil derfor karbon-

fiber bli oppgitt med bruddgrense i både aksial retning og radiell retning. I motsetning er metaller isotropiske, så lenge de ikke har blitt bearbeidet.

2.3.2 Nylon

Nylon er en syntetisk plast som kan brukes istedet for naturlige materialer som lateks, gummi og silke. Materialet har mange egenskaper som gjør at det kan erstatte metaller med lav styrke i mekaniske sammenhenger. Høy styrke og elastisitet, motstand mot slitasje, lav friksjon, høyt smeltepunkt (220°C), resistans mot kjemikaler og at det tåler vann gjør nylon til et attraktivt materiale med lang levetid. Nylon brukes blant annet i klær, tau og maskindeler. Flytegrensen er 76 MPa, mens bruddgrensen er 110 MPa. (Creative Mechanisms, 2016).

2.3.3 Stål

Stål har mange mulige legeringer og er på den måten allsidig til en god pris. Det finnes blant annet korrosjonsbestandige legeringer. Kombinasjonen av pris, styrke og høy utmattingsfasthet gjør at stål brukes i luftfart, selv med høy vekt sammenlignet med titan og aluminium. Ulempen ved å gå ned på veggtykkelse for å utnytte stålets styrke, er at det kan oppstå stabilitetsproblemer. (Fielding, 1999, s.56)

2.3.4 Aluminium

Aluminium er et mye brukt materiale i flyindustrien, både i flyskroget og vingene. Det har en høy styrke/vekt-ratio og er billigere per enhet volum enn rustfritt stål. De fleste legeringene tåler derimot ikke høye temperaturer, hvor de mekaniske egenskapene blir betraktelig lavere ved 130°C . Det er fokusert på legeringene 7075-T6 og 5052-H34.

7075-T6 er en av de aluminiumlegeringene med høyest flytegrense og er mye brukt

KAPITTEL 2. TEORI

i kraftig påkjente deler. Den har dårlig korrosjonsbestandighet og greie maskineringssegenskaper. Brukes i blant annet luftfart og hydrauliske koblinger.

5052-H34 har dårligere mekaniske- og maskineringsegenskaper enn 7075-T6, men utmerket korrosjonsbestandighet. Den er derfor særlig godt egnet i marin atmosfære. Brukes i hydraulikkør og som plater i skip, busser og trailere. (Kalpakjian, 2014)

2.3.5 Begrensninger

Det har ikke blitt fokusert på titan. Dette er fordi det ikke er nødvendig med de gode mekaniske egenskapene ved høye temperaturer. Pris er også en faktor, hvor titan er fremdeles dyrt i innkjøp og bearbeiding.

Type	Karbon-fiber	Al 5052-H34	Al 7075-T6	AISI 316
Bruddgrense aksial retning [MPa]	400-500	260	560	515
Bruddgrense radiell retning [MPa]	18-30	260	560	515
Flytegrense [MPa]	-	200	480	205
E-modul [GPa]	180	68	70	200
Utmattingsgrense ved $5.00e+8$ [Gpa]	-	130	160	270
Massetetthet [g/cm ³]	1.66	2.7	3	8

Tabell 2.1: Mekaniske egenskaper

Kilder:

Karbonfiber: (EasyComposites, 2019) (Performance Composites, 2019)

Al 5052-H34: (MakeitFrom, 2018a)

Al 7075-T6: (MakeitFrom, 2018b)

Stål: (United Performance Metals, 2019)(BSSA, 2018)

2.4 Sertifisering

For LSA er det ikke så mange standarder å følge, men det er vanlig at flyene blir kontrollert for å bli sertifisert. Det blir utført to godkjenninger i ettetid, Design Organisation Approval (DOA) og Production Organisation Approval (POA). Den eneste relevante standarden for dimensjonering er ASTM2245. Der er det blant annet spesifisert hvor stor belastning de forskjellige rorene skal tåle. Dette er det eneste kravet fra ASTM2245 som blir brukt i denne oppgaven.

2.5 Sammenføyningsteknikker

2.5.1 Sveising/lodding

Sveising er en av de mest vanlige metodene når det kommer til sammenføyninger som skal overføre moment mellom to deler, som oftest metalldele. Ved riktig for- og etterbehandling får bindingen en styrke som grunnmaterialet, under visse forutsetninger. Likevel kan det oppstå overflatefeil som gjemmer seg i sveisen, og der er det umulig å observere underveis. Sveisefeil som porer og hulrom oppstår inne i sveismetallet. Disse feilene er vanskeligere å oppdage enn overflatefeil, men er mindre kritisk. Det kreves en sveiseprosedyre for sveising i industri, noe som krever en sertifisering. Sertifiseringen er dyr og er tidkrevende. Siden man tilfører materiale når man sveiser, så er det naturlig at det blir en økning i vekt. Det er dessuten tidskrevende når en sveist del skal byttes. Det finnes mange metoder å sveise emner på, men i flyindustrien blir det brukt mye TIG- og MIG-sveising. Lodding er en lignende sammenføyningsteknikk hvor bare bindematerialet smelter og størkner, men likevel mindre brukt i flyindustrien.

(Halmøy, 2003)

2.5.2 Liming

Liming er en sammenføyningsteknikk som gir muligheten å sammenføye forskjellige materialer der det er vanskelig å sveise, som for eksempel tynnplater. Styrken på limet er avhengig av overflatearealet på arbeidsstykket, og krever ofte lengre tid for å oppnå full styrke. Det oppstår ikke svekkelser som ved boring av hull eller varmpåvirket sone som ved sveising. Limforbindelsen er elastisk isolerende og hindrer galvanisk korrosjon. Den kan gjøres gass- og væsketett hvis ønskelig. Selve limfugen er med på å dempe eventuelle vibrasjoner.

Selv om det finnes mange fordeler med liming, finnes det fortsatt ulemper. Limene kan være helse- og brannfarlige. Selve prosessen er krevende og komplisert fordi det kreves finbearbeiding av overflatene som skal limes sammen, noe som er tidkrevende. Delene som føyes sammen må som regel trykkes sammen lenge. Limet som blir blandet til bruk har begrenset brukstid før det størkner. Kontroll av limfugen er både vanskelig og kostbart. Brukstemperaturen på lim er lav i forhold til sveising og lodding.

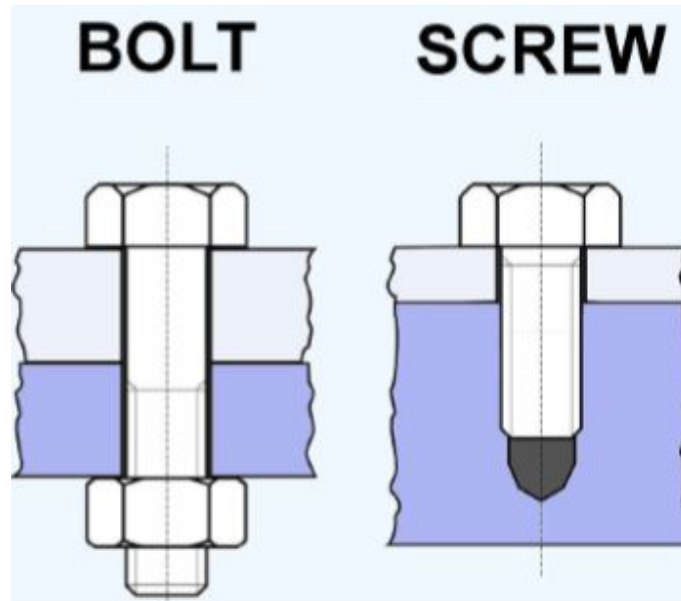
2.5.3 Skruer og bolteforbindelser

Skruer og bolter er sterke forbindelser for å binde forskjellige deler. Det er vanlig å kategorisere skruene i to hovedtyper, avhengig av bruksområde.

◇ *Festeforbindelser* – benyttes for å holde sammen to eller flere deler.

◇ *Bevegelsesforbindelser* – benyttes for å drive en annen maskindel.

Skruen har gjenger over hele lengden og behøver ingen mutter for å feste sammen deler. Den solide sammenføyningen skjer ved at skruen lager innvendige gjenger i materialet når skruen blir skrudd inn. Bolter derimot, har deler av skaftet der det ikke er gjenger og en del der det er gjenger, og benyttes sjeldent uten en mutter.



Figur 2.6: Bolt- og skrueforbindelse

Grunnet skarpe kanter i gjengene er det stor sjans for kjervdannelse. Derfor er det gunstig å bruke bolter der gjengene ikke blir tilført krefter normalt på boltens lengderetning.

Ved bruk av skrue- og boltforbindelser får man svake punkter i systemet. Men til gjengjeld gir forbindelsene enkelt vedlikehold, da skrue- og boltforbindelser er ikke-permanente bindinger. (Dørum, 2001, s.8.1-8.17).

2.6 Vedlikehold

”Vedlikehold defineres som de aktiviteter som gjennomføres for å opprettholde eller gjenvinne et systems funksjonsegenskaper.” (Sintef, 2018)

Vedlikehold kan deles inn i preventivt- og korrektivt vedlikehold. Dette innebærer å sjekke etter feil, utføre servicer, reparere og erstatte deler.

Preventivt vedlikehold handler om å ha kunnskaper knyttet til driften slik at man vedlikeholder før svikt, slik unngår man uforutsette stopp. Dette kan for eksempel være å sjekke etter feil og om parametrene er normale ved å utføre servicer. På

KAPITTEL 2. TEORI

denne måten planlegger man korte nedetider, slik at man slipper lange og dyre nedetider.

Korrektivt vedlikehold er et minimum når det kommer til vedlikehold. Hvis det fungerer er det greit, selv om det er slitt. Man slipper vedlikehold underveis, men man får større oppgaver når noe først må repareres eller erstattes. I tillegg vil en slitt del gjøre at andre deler får mer slitasje enn nødvendig. På denne måten blir det dyrere og tar lengre tid med denne typen vedlikehold.

Kapittel 3

Metode

Metode blir definert av Tranøy som *”En fremgangsmåte for å frembringe kunnskap eller etterprøve påstander som fremsettes med krav om å være sanne, gyldige eller holdbare”* (Dalland, 2007, s.81).

Vi har brukt kvalitativ metode med fokus på møter med EAN som datainnsamlingsmetode.

3.1 Litteratursøk

Å få en oversikt over relevante tema er essensielt for å kunne levere en grundig rapport. Det er fokusert på å hente inn informasjon om materialer, kraftoverføring og aerodynamikk. Annen relevant litteratur er lignende flytyper og maskindeler.

3.2 Spesifikasjonskartlegging

Det å få oversikt over hvilke krav som stilles til enheten er viktig fra starten. Gjennom møter med EAN blir det kartlagt hvilke brukerkravsspesifikasjoner som stilles. Ut av disse blir det utviklet produktkravsspesifikasjoner.

3.3 Idemyldring

Når man skal komme fram til gode ideer er det viktig med divergent tenkning, det vil si kreativ tenkning. Et problem er at den første ideen blokkerer for nye kreative ideer, fordi alle vil fokusere på denne første ideen. For å unngå dette benytter man "brainwriting". Dette er en skriftlig idemyldring der alle ideer er lov, uansett hvor bra de er. Medlemmene i gruppa skriver ned disse hver for seg, før man deler med resten av gruppa. Slik utnytter man kreativiteten hos alle. Deretter presenterer man ideene for hverandre, diskuterer forslagene og velger til slutt en idé.

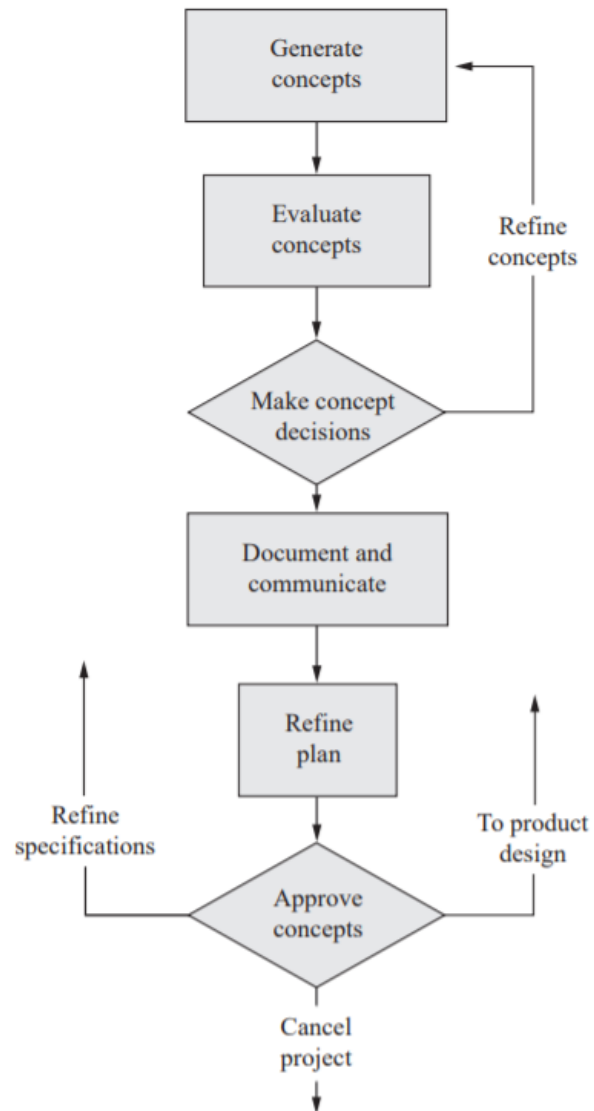
3.4 Konseptutvikling

For å komme frem til et konsept som oppfyller behovene, er det viktig å bruke en design-prosess som passer til utfordringen. I denne oppgaven skal prosessen som legges frem i *The Mechanical design process* brukes (Ullman, 2010). Prosessen er valgt på grunn av god relevans til hvem som er brukere, og er en prosess med klare delmål. Det er en iterativ prosess, etter hver aktivitet blir konseptene man har kommet frem til evaluert og eventuelt forbedret. Prosessen med endringer tilpasset problemstillingen har blitt brukt som utgangspunkt.

Når konsepter blir generert og raffinert er det med spesifikasjonene som basis. Dette er for å kunne utvikle konsepter som til slutt vil gi et produkt som best mulig svarer til behovene fra kunden.

I evalueringsfasen sammenlignes konsepter utifra spesifikasjonene. I denne delaktiviteten er det brukt fordeler/ulemper-analyse. Det konseptet som oppfyller de viktigste spesifikasjonene velges og tas med videre.

For å velge ut et endelig konsept, har man presentert konseptet for EAN.



Figur 3.1: *Conceptual Design Phase* (Ullman, 2010, s. 89)

3.5 Modellering og analyse

Konseptet skal modelleres i SolidWorks. DAK er et hjelpemiddel som gir mange fordeler. Man får visualisert konsepter, og det er lett å endre små detaljer når konseptet settes sammen. Dette betyr at DAK gir en enorm tidsbesparelse, samtidig som den gir gode resultater som ellers ville vært vanskelig å finne. I tillegg modifiseres modellen med et tastetrykk som gjør optimalisering og endringer lettere. I alt øker produktiviteten på konseptutviklingen.

Elementmetoder baser seg på matriser og numerisk løsning for å gjøre analyser på modellen. Det gjør at DAK er et effektivt hjelpemiddel for analyser.

Kapittel 4

Spesifikasjoner

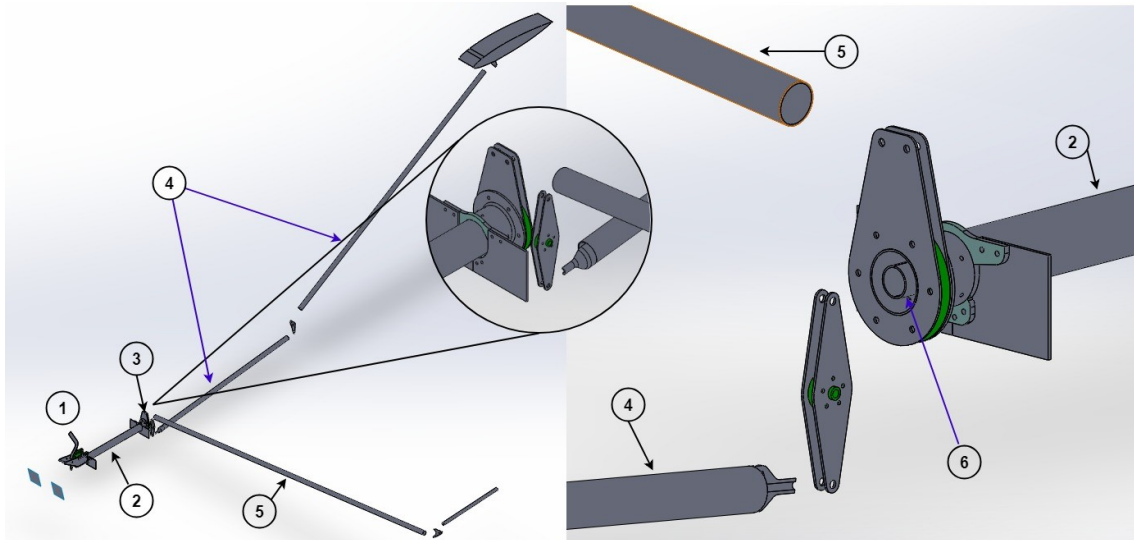
I dette kapitlet vil brukerkravene og produktkravene presenteres. For å kunne rangere konseptene er det essensielt med en kartlegging av brukerkravene. Hvert enkelt produktkrav tar utgangspunkt i brukerkravene til EAN og Luftfartstilsynet, og konverterer de til kvantifiserbare størrelser så langt det lar seg gjøre. Flere av produktkravene har blitt bestemt etterhvert som det har vært behov for det.

4.1 Brukerkravspesifikasjon

Bruker er definert som EAN, Luftfartstilsynet og sluttbruker. Sammen med EAN har kravene blitt kartlagt og rangert, der 1 er viktigst. Konseptene vil vurderes opp mot alle spesifikasjonene.

1	Funksjon
2	Sertifisering
3	Tåle saltsvannklima
4	Fysiske dimensjoner
5	Kostnad
6	Vedlikehold
7	Vekt

Tabell 4.1: Brukerkravspesifikasjoner



1	Styrespak (Joystick)
2	Torsjonsstag (Torque rod)
3	Forbindelse mellom torsjonsstag og støtstag (Pushrod) til vinge
4	Støtstag til høyderor
5	Støtstag til vinge
6	Støtstag fra styrespak

Figur 4.1: Forklaringer av kontrollsystemet

4.1.1 Funksjon

Som nevnt tidligere, skal EAN redusere antall bevegende overflater til én på hver vinge. Av den grunn er det kritisk at denne enheten bevarer de tidligere funksjonene til overflatene. Enheten må derfor kombinere rotasjonsbevegelse fra styrespak (balansere flyet om roll-aksen) og flaps-funksjon fra motor eller sylinder (endre AOA). Lineærbevegelsen fra motor/sylinder skal være 60mm, og rotasjonen fra styrespak er 15°.

4.1.2 Sertifisering

LSA-fly i Europa må ha et type-sertifikat. Sertifiseringen foregår ved godkjenning fra Luftfartstilsynet. Dimensjonerende last er 180N på styrespak. Et komplekst

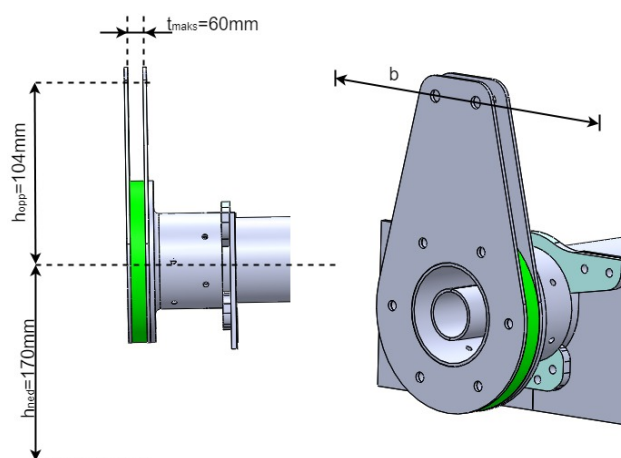
system er vanskelig å sertifisere, derfor er det viktig å holde konseptet så enkelt som mulig. Ved svikt av motor(er), skal AOA forbli lik på begge vingene, slik at piloten ikke mister kontrollen. Skroget på flyet er allerede sertifisert, så det er ønskelig å unngå nye opplagringer.

4.1.3 Korrosjonsbestandig

Siden EQP2 er et amfibiefly må enheten ha beskyttelse mot korrosjon. Selv om enheten ikke er i direkte kontakt med saltvann, vil den fortsatt være i en maritim atmosfære. Enheten må derfor være korrosjonsbeskyttet mot sjøluft. Det må heller ikke være mulig at vann blir samlet inne i enheten.

4.1.4 Dimensjoner

Enheten skal plasseres mellom to aluminiumsbraketter på torsjonsstaget. På grunn av designet til resten av kontrollsystemet må ikke høyden fra sentrum av torsjonsstaget til koblingspunkt for støtstag være høyere enn 104mm. Dette er et krav grunnet bevegelsesområdet til støtstagene ut til vingene er betraktelig begrenset i høyderetningen. Avstand fra sentrum av torsjonsstaget til skroget under er 170mm. Det er også ønskelig med maksimal 60mm mellom aluminiumsbrakettene. Det er ingen konkrete begrensninger i bredde.



Figur 4.2: Dimensjoner

4.1.5 Kostnad og produksjon

EAN har som mål å redusere total kostnaden på flyet. Det skal brukes standardiserte deler der det er mulig, og helst rimelig materiale. Kostnad og vekt er spesifikasjoner som går på bekostning av hverandre. Lavere vekt gir sjeldent lavere kostnader. Konseptet skal bestå av deler som gir visuelle forskjeller for å unngå feil ved sammensetting. Om mulig, innføres fysiske forskjeller. Den bør også kunne sammenstilles som en del før den plasseres inn i kontrollsystemet.

4.1.6 Vedlikeholdsvennlighet

Det skal kunne utføres periodisk vedlikehold av enheten. Den må derfor kunne demonteres fra resten av kontrollsystemet. Det må være enkelt å bytte slitte deler. Bruk av standardiserte deler gjør vedlikeholdet mer effektivt.

4.1.7 Vekt

EAN har som mål å redusere vekten på flyet før produksjonsstart. Det vil derfor fjernes materiale der det er mulig. For å minimere kraften piloten må bruke for å bevege styrespaken, er det ønskelig å plassere tyngdepunktet for enheten så nært senteret av torsjonsstaget som mulig.

4.2 Produktkravspesifikasjon

Beskrivelse	Skal	Bør	Merknad
1 Funksjon			
Lineærbevegelse motor	x		60mm på 10 sekund
Rotasjonsbevegelse styrestag	x		$\pm 15^\circ$
2 Sertifisering			
Oppfylle standarder	x		Oppfylle ASTM2245, 180N på styrespak. FoS=1.5
Så enkelt design som mulig		x	Antall deler reduseres til høyst nødvendig
Sikkerhet ved motorsvikt	x		AOA låses
3 Miljø			
Være korrosjonsbestandig	x		Materialet egnet for bruk i sjøluft
Vann må ikke samle seg	x		Avløp ved eventuelle oppsamlinger
4 Fysiske dimensjoner			
Distanse torsjonstag-støtstag	x		<104mm
Distanse torsjonstag-skrog	x		<140mm
Bredde		x	<60mm
5 Kostnad og produksjon			
Bruk av standardiserte deler		x	-
Visuell/fysisk forskjell på deler		x	-
6 Levetid og vedlikehold			
Levetid	x		Minst 2000 timer levetid.
Periodisk vedlikeholdsintervall	x		50 timer: visuell sjekk av tannreim og tannhjul. 100 timer: lager-sjekk og eventuell lagerbytte
Enkelt å bytte slitte deler		x	-
7 Vekt			
Maks vekt		x	Ingen konkrete krav, så lett som mulig

Tabell 4.2: Produktkravspesifikasjon

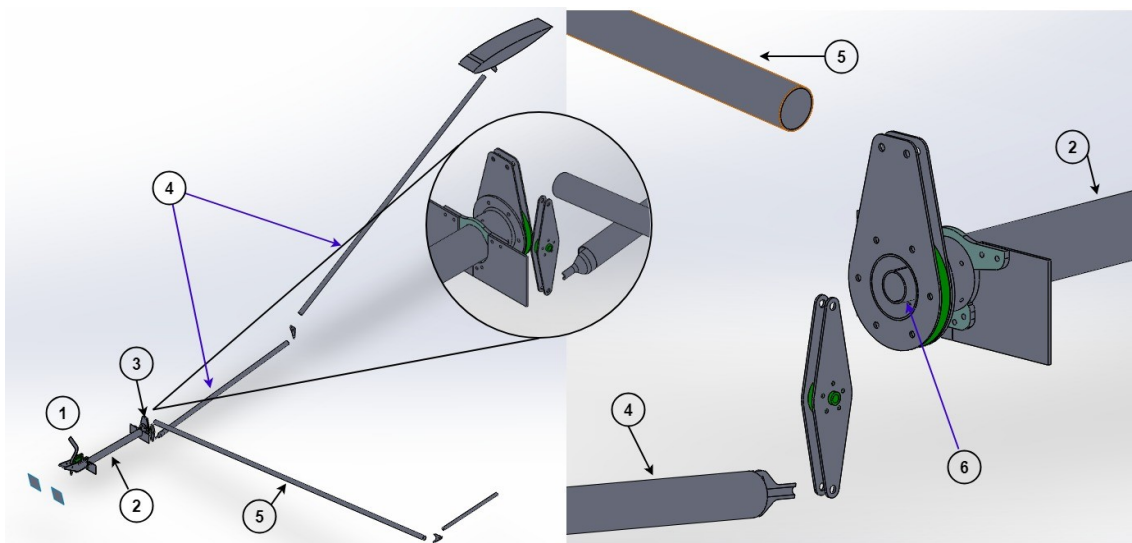
Kapittel 5

Konsepter

I EAN sitt neste fly er det ønskelig å endre vinkelen på flaperons automatisk når lufttrykkforskjellen mellom over og under vingen blir kritisk som nevnt i kapittel 2.1 om aerodynamikk. Siden EAN har valgt å kombinere aileron og flaps til en kombinert bevegelig del, flaperon, må denne delen utføre funksjonene til dem. Dette er et ufravikelig krav.

Når det gjelder flaps-funksjonen på flaperons, er balansen av hele flyet avhengig av at flaps-funksjonen endrer vinkelen på vingen symmetrisk på hver side. For å opprettholde at flaperons endrer vinkelen på vingene symmetrisk er det gunstig å ha én motorisert bevegelse istedenfor for flere. Av sikkerhetsmessige grunner er det også ønskelig at AOA holdes symmetrisk ved en funksjonsfeil. Dette kan løses ved å implementere en rekke fysiske, mekaniske låser. Likevel må ikke låsene forhindre at pilot kan styre flyet (roll). Dette er et ufravikelig krav.

Forklaring over kontrollsystemet er vist i figur 5.1.



1	Styrespak (Joystick)
2	Torsjonsstag (Torque rod)
3	Forbindelse mellom torsjonsstag og støtstag (Pushrod) til vinge
4	Støtstag til høyderor
5	Støtstag til vinge
6	Støtstag fra styrespak

Figur 5.1: Forklaringer av kontrollsystemet

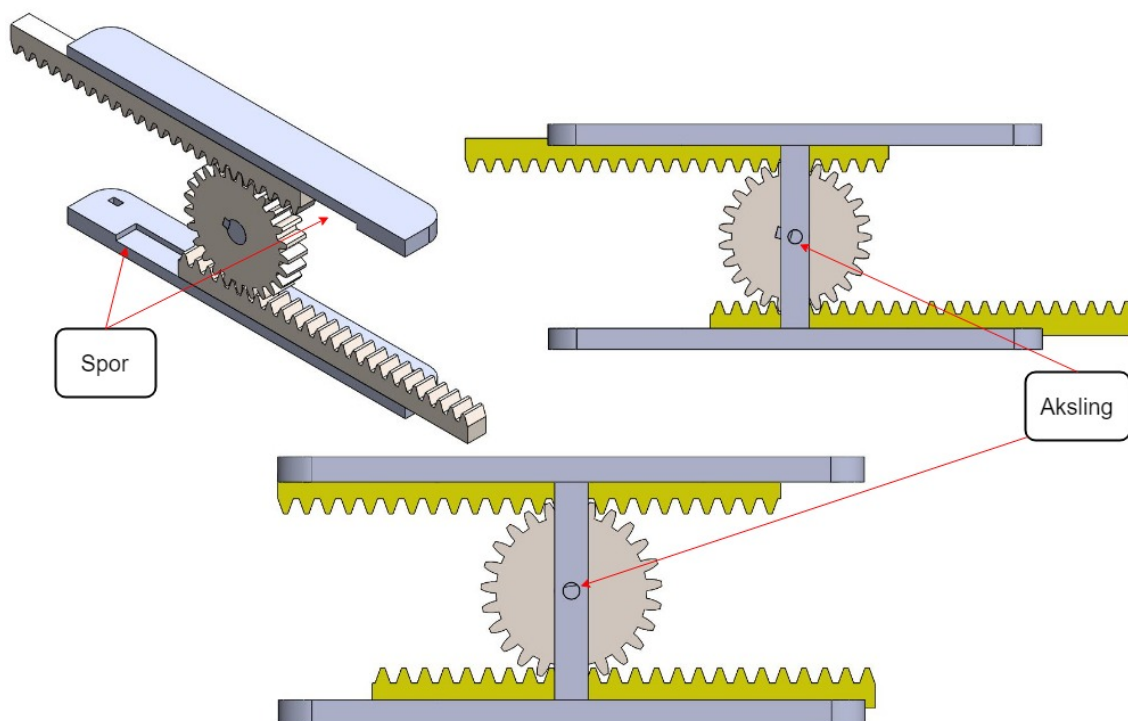
For at flaperons skal endre AOA symmetrisk vil det være ønskelig å ha én enhet som blir montert i punkt 3, som vist i figur 5.1. Her skal enheten styre AOA til begge vingene, og samtidig gi mulighet for lineær bevegelse av støtstaget til vingene (del 5 i figur 5.1).

Torsjonsstaget (del 2) vil overføre en sirkulærbevegelse til støtstaget (del 5), men denne løsningen er begrenset til en vinkel. Når man beveger styrehåndtaket (del 1) med eller mot klokken vil torsjonsstaget og flensene (del 2 og 3) bevege på seg.

Under idemyldringen er det kommet fram til forskjellige konsepter som gir muligheten for endring i AOA, samtidig som rollbevegelse.

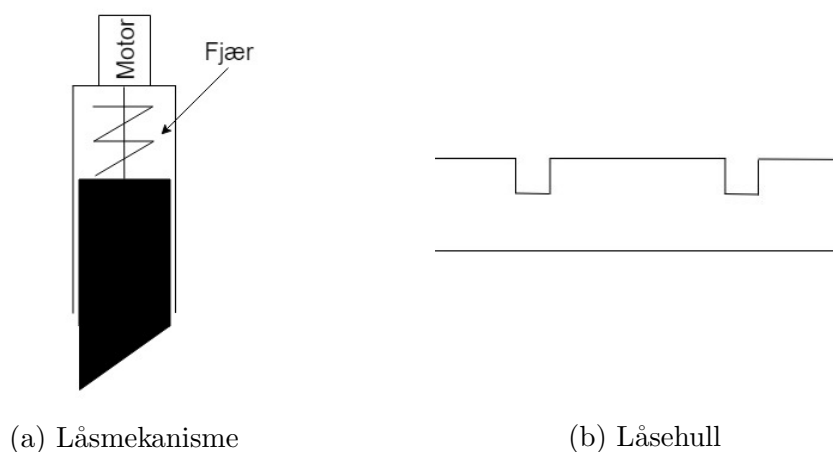
5.1 Konsept I

Dette konseptet baserer seg på tannhjul og skinner. Tannhjulet er midtpunktet av enheten, og har to skinner koblet på motsatt side. Akslingen er opplagret slik at kreftene overføres gjennom akslingen og stagene i sporene. På enden av sporene kobles støtstagene på. I tillegg vil akslingen overføre torsjonskraft fra en elektrisk motor til tannhjulet.



Figur 5.2: Skisser av løsning I: Tannhjul og spor

Konseptet gir mulighet for kombinasjonen av automatisk endring av AOA og roll-bevegelse fra pilot. Dette fører til at motoren er nødt til å motstå kreftene som vingene tar opp ved en endring av AOA. Det er nødvendig å implementere flere fysiske låser under sporene som reduserer de fysiske påkjenningene på motoren. Disse er nødt til å ta opp påkjenninger som kommer mot bevegelsesretningen.



(a) Låsmekanisme

(b) Låsehull

Figur 5.3: Lås

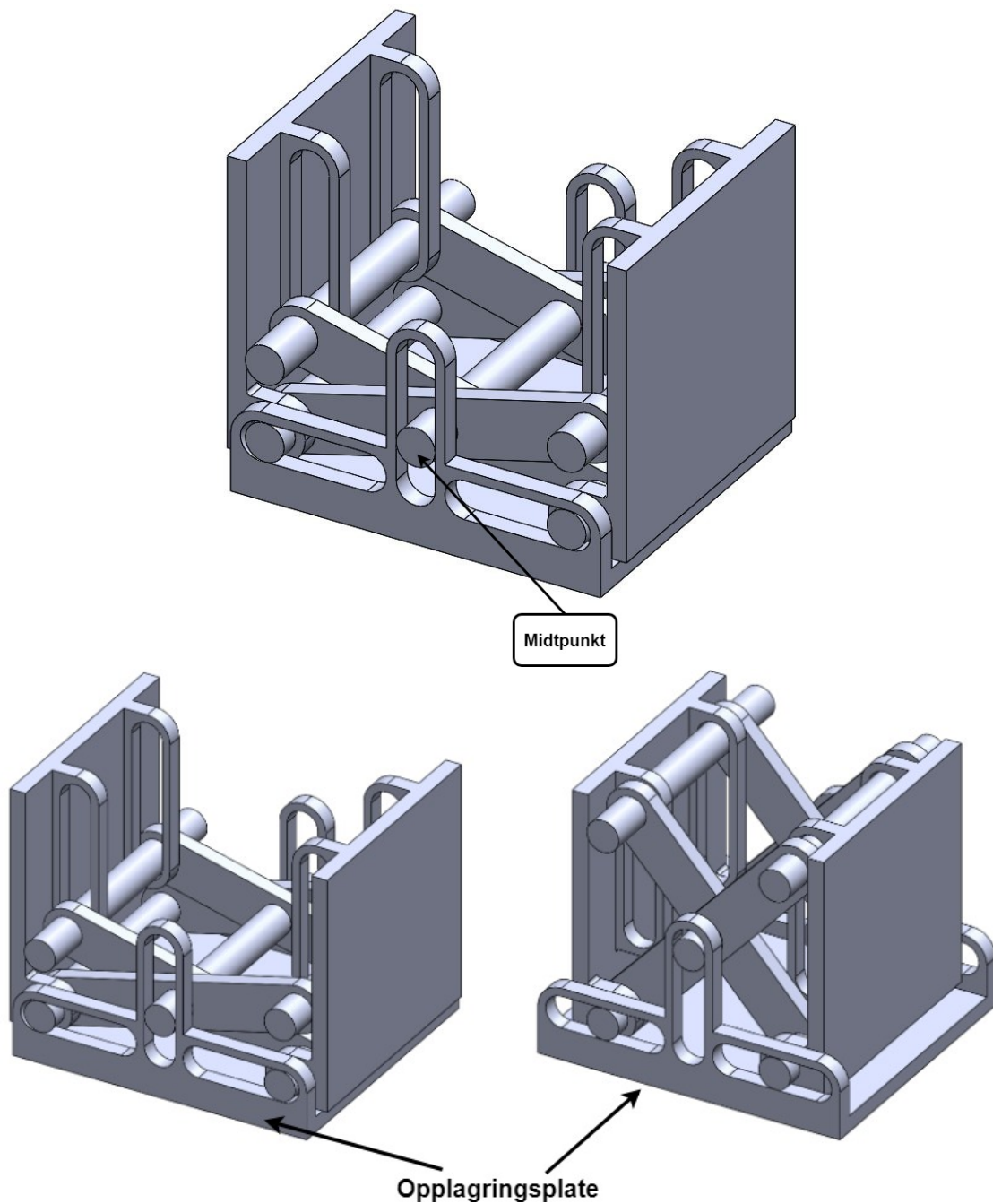
En slik lås som er vist i figur 5.3a kan løse utfordringen. Denne låsen er motorisert, og vil trekke opp klossen ved tilførsel av strøm. Det er en fjær som motvirker bevegelsesretningen til motoren, og med en gang motoren ikke blir tilført strøm, vil fjæra dytte klossen nedover og inn i nærmeste låsehull i sporet.

For å løse utfordringen er det nødvendig med en lås som låser en retning om gangen, som vist i figur 5.3a. Men stagene skal likevel bevege seg i begge retninger, og det blir dermed nødvendig å ha en slik lås som utfører samme funksjon, men i en annen retning. Det kreves dermed oppkobling av disse låsene opp til et kretskort, der det blir lagt inn når disse forskjellige rettet låsene skal aktiveres.

Ulempen med å bruke individuelle låser er at låsingene blir låst i bestemte plasser, og ingen mulighet for justerbarhet mellom to låseplasser. Låsehullene må stå en viss avstand fra hverandre, ellers vil ikke materialet mellom låsehullene være tilstrekkelig for en kraftoverføring. Som vist i figur 5.3b er det en avstand mellom to låsepunkt. Hvis en bestemmer seg å låse AOA når låsen befinner seg i dette området, vil det oppstå dødgang i styringen.

5.2 Konsept II

Dette konseptet baserer seg på prinsippene for saksebord. Enheten blir opplagret under midtpunktet på opplagringsplaten. For å få utvidelsen av enheten er det mulig å bruke en aktuator. Denne aktuatoren kan monteres på en av sideflatene og trekker på stagene som er vertikalt over hverandre.

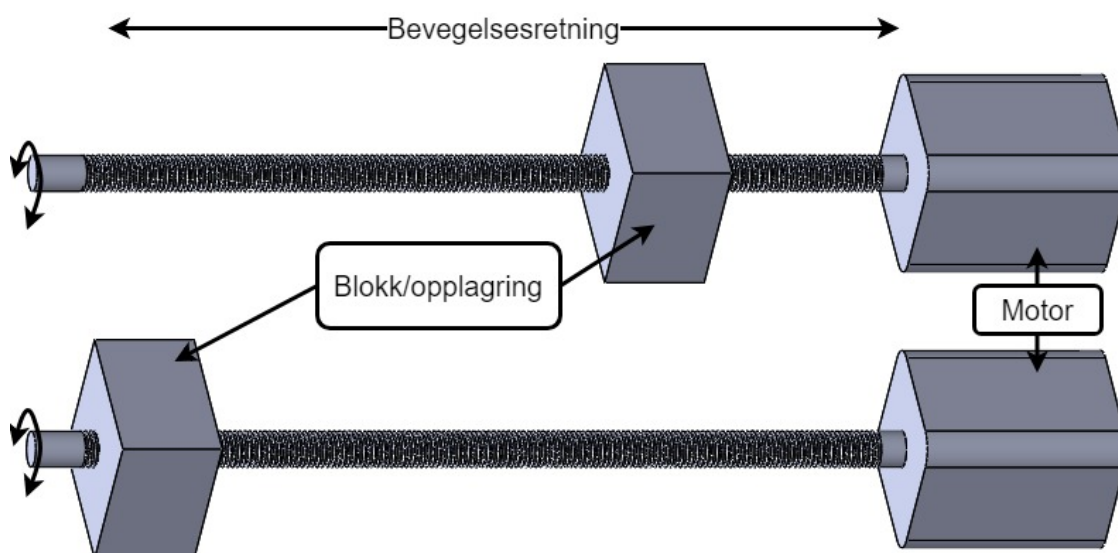


Figur 5.4: Skisse av løsning II

De to flatene er forbundet sammen med fire stag og fire pinner. Stagene oppfører seg som fagverk og overfører ingen moment fra flatene på grunn av pinnene. Pinnene skal være fritt opplagret i en retning. Dette kan bli gjennomført med skinner på flatene som vist i figur 5.4. Funksjonen til opplagingsplaten, som vist i figuren, er å gi saksemekanismen en relativ bevegelse. Opplagingsplaten skal i teorien stå i ro og virker som et midtpunkt for mekanismen.

Her finnes det flere type aktuatorer som kan bli brukt, som for eksempel pneumatiske og hydrauliske sylindere. Disse er både låsbare og justerbare med tanke på fart og posisjon, i tillegg kan de ta store laster. For hydrauliske system kreves det stor plass og tilstrekkelig med vedlikehold på grunn av hydraulikkvæske og korrosjon. Dette vil gå i pneumatiske systemets favør, grunnet et lettere og mindre plasskrevende system. I tillegg er brannfaren lavere.

En annen mulighet er å bruke en elektrisk motor med en oppgjenget aksling/stav, og en mutter/blokk som beveger seg langs akslingen/staven. Denne oppgjengede akslingen/staven har en effekt som likner på en girkonfigurasjon der den drivende akslingen kan styre tannhjulet, men tannhjulet kan ikke drive akslingen (*Worm gear*). I dette tilfellet blir mutteren/blokken tannhjulet som ikke kan drive akslingen. Denne egenskapen reduserer dermed antallet fysiske låser som kreves.



Figur 5.5: Oppgjenget stag på motor

Mutteren/blokken opplagres på en av pinnene på den ene siden av enheten, og

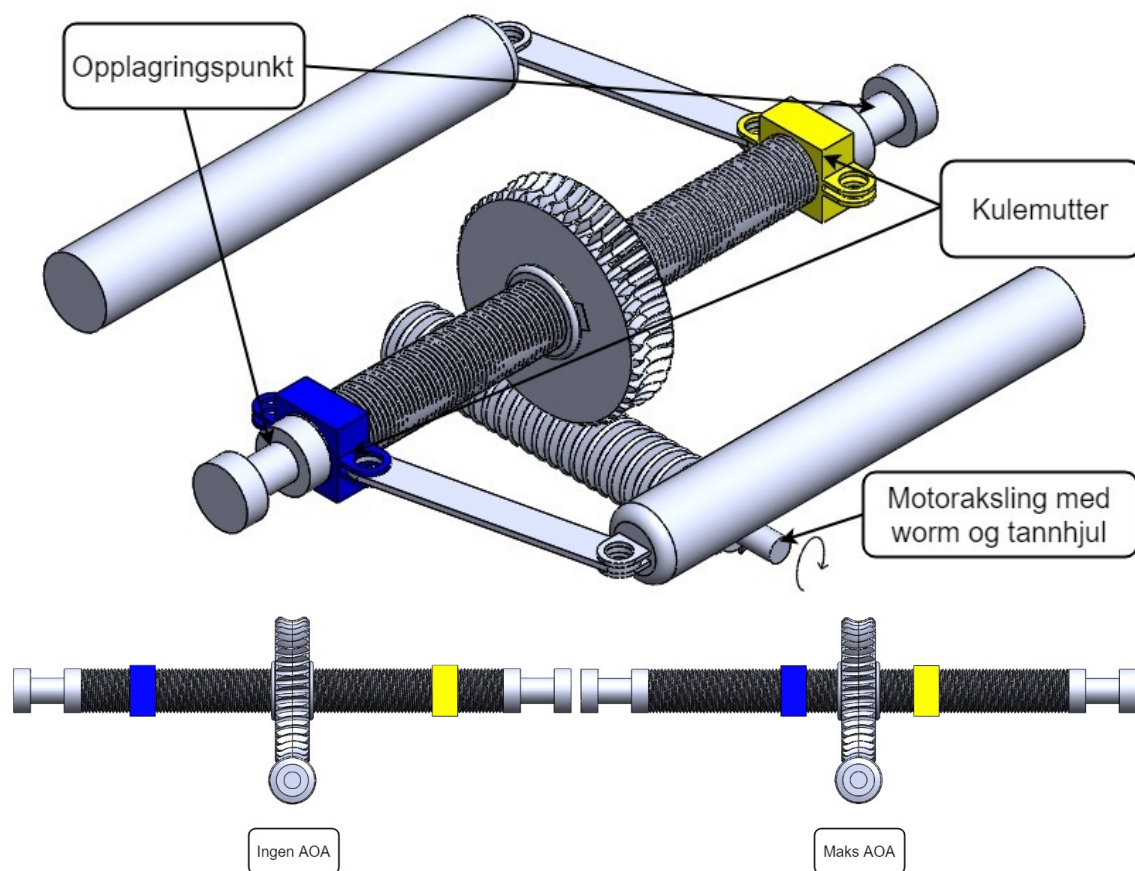
KAPITTEL 5. KONSEPTER

motoren blir opplagret i den pinnen vertikalt under/over (figur 5.5). I tillegg er det nødvendig å tilføre støttelagre på enden av akslingen. Figur 5.5 viser hvordan en enkel aksling kan monteres opp mot motor og mutter/blokk, og det er mulig å koble opp flere akslinger hvis det er nødvendig.

Denne omgjøringen fra rotasjon- til lineærbevegelse har større effekttap på grunn av friksjonen mellom gjengene, sammenliknet med andre løsninger som pneumatiske og hydrauliske sylindre.

5.3 Konsept III

For dette konseptet er hovedbevegelsene utført av to kulemuttere og vil ha plass for montering av brakett eller annen forbindelsemetode på overflatene. Kulemutrene blir beveget lineært av en oppgjenget aksling. Akslingen er delt i tre deler; to deler som er ledeskruer (en gjenget med og en gjenget mot klokken) og en del hvor det er mulig å koble sammen tannhjulet og akslingen. Tannhjulet er i tillegg styrt av en selvslående worm, noe som også er brukt i konsept II (Kapittel 5.2).

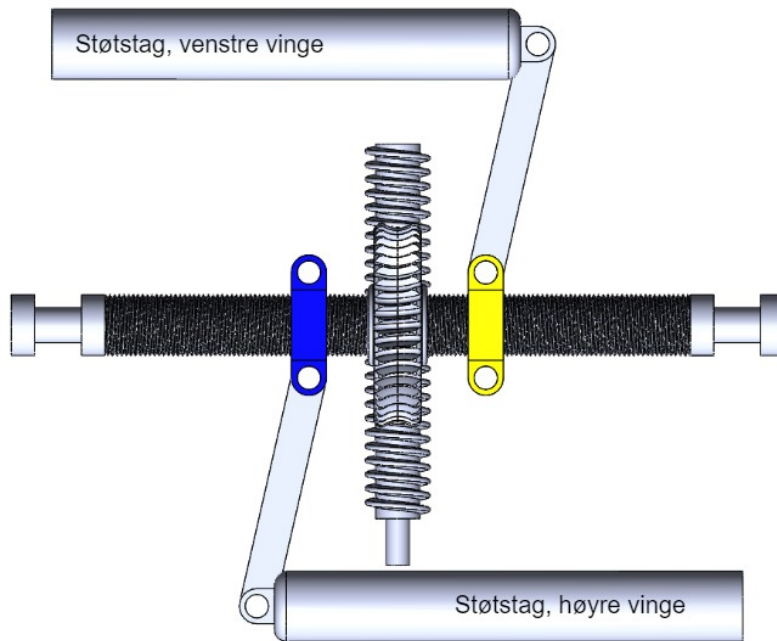


Figur 5.6: Skisse av konsept III

Som illustrert i figur 5.6 blir kulemutrene plassert på hver sin del av de oppgjengede ledeskruene, med henholdvis gjenger med og mot klokken. Dette gjør at mutterene beveger seg vekk/mot hverandre når en påfører akslingen en rotasjonsbevegelse. Det er tenkt å forbinde støtstaket til venstre vinge med gul mutter, og støtstag mot høyre vinge med blå mutter. Mutterene beveger seg innover mot

KAPITTEL 5. KONSEPTER

tannhjulet og øker AOA. Ved null grader AOA vil støtstagene til vingene krysse hverandre og endene står på motsatt side av tannhjulet. Ved maksimal AOA vil støtstagene bevege seg mot vingene og står mer eller mindre på "riktig" side av tannhjulet, som vist i figur 5.7.



Figur 5.7: Maksimal AOA, sett ovenfra

På figur 5.6 er det mulighet for opplagring av den oppgjengede akslingen. Det vil være nødvendig med kulelager for å ikke miste mer effekt, siden girovergangen fra worm til tannhjul allerede gir et effekttap. I tillegg vil et kulelager kunne opplagre akslingen i aksial retning når flyet skal rolle, uten å ha store effekttap.

På samme figur, har denne skissen tatt null grader og maksimal AOA som grenseverdier, men det er mulig å forandre på dette ved økende behov. I liket med løsning II, er det mulig å optimalisere girovergangen etter dimensjonering.

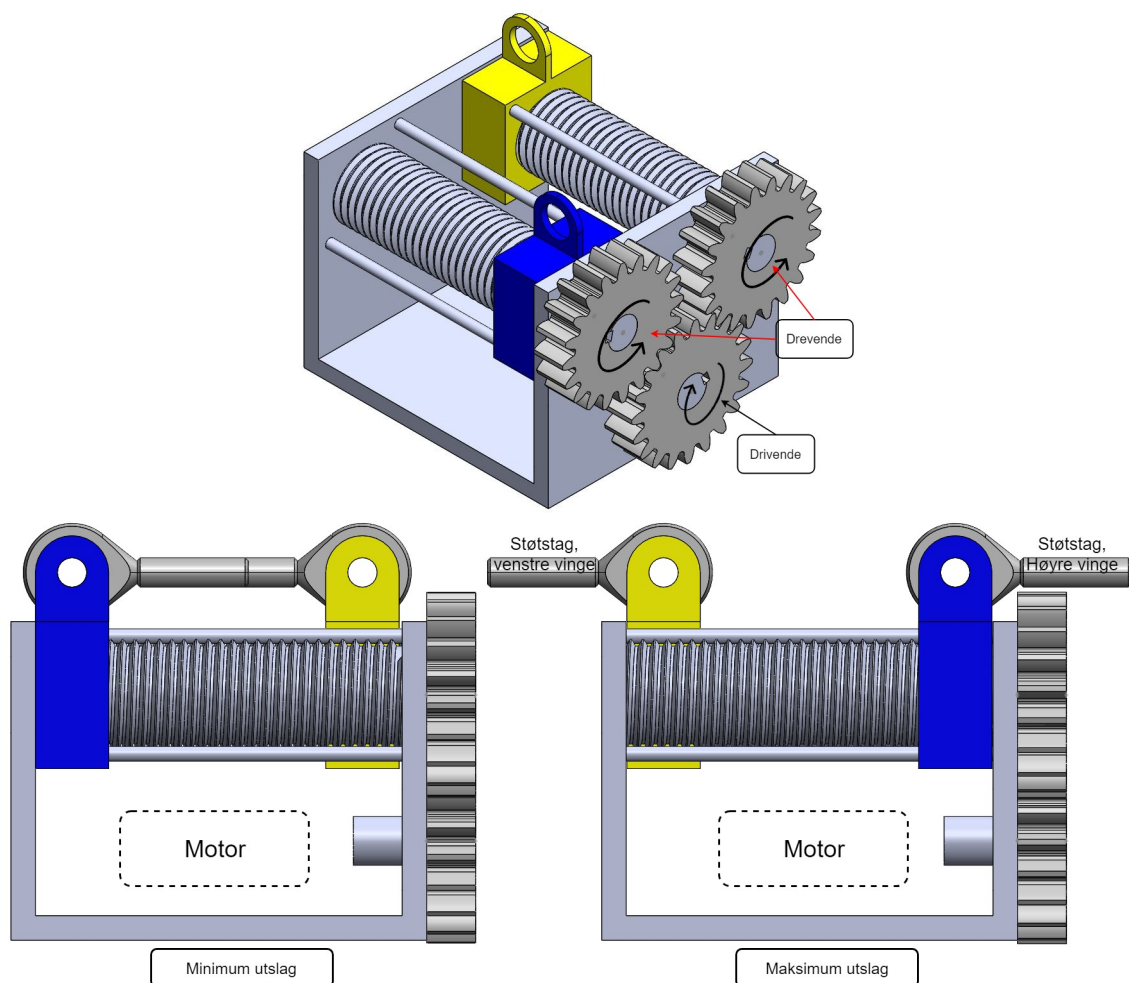
Som en ekstra sikkerhet er det mulig å implementere fysiske låser som forhindrer ytterligere endringer av AOA ved en eventuell kortslutning. Som nevnt i kapittel 5.1 oppstår det dødgang ved bruk av disse låsene. Siden låsene skal brukes som ekstra sikkerhet mot videre endring ved kortslutning, vil ikke denne ulempen være en påvirkning under styring, sammenliknet med løsning I.

KAPITTEL 5. KONSEPTER

På grunn av mange glidende flater i denne løsningen, forekommer det effekttap i form av varme. For å redusere effekttapene er det gunstig å smøre gjengene og tannhjulforbindelsen.

5.4 Konsept IV

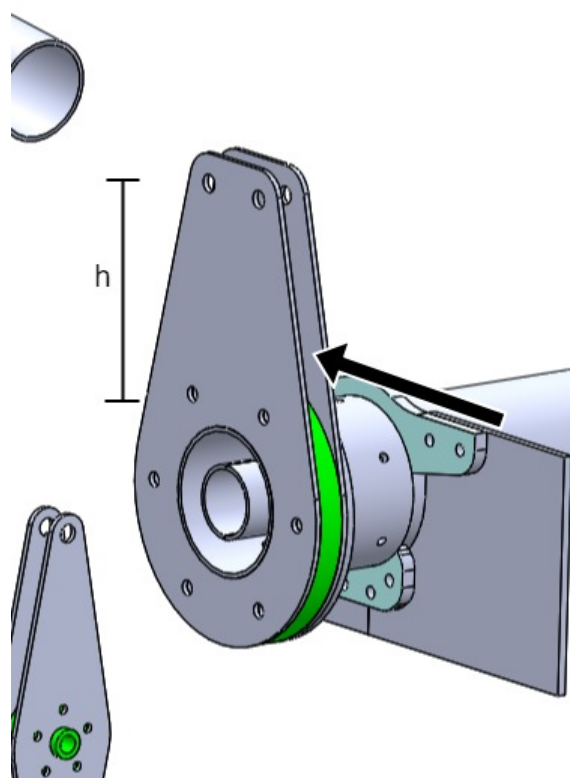
Konsept IV er en videreutvikling av konsept III (Kapittel 5.3). Dette konseptet baserer seg på de samme elementene som konsept III, men er forenklet. Antall giringer er redusert fra to til en. Den oppgjengede akslingen har blitt skilt fra hverandre til to akslinger som står parallelt. Disse to akslingene er koblet opp mot én motor, gjennom vanlige tannhjulforbindelser som er visualisert i figur 5.8. Tannhjulene på akslingene blir de drevende tannhjulene og roterer i tilsvarende lik retning. Det er av den grunn det er nødvendig med motsatte gjenger på akslingene for å få motsatt retning på lineærbevegelsen. Det har blitt valgt ledemuttere og ikke kulemuttere siden kulemuttere har for lav friksjons til å gi selvlåsing (MachineDesign, 2008).



Figur 5.8: Skisse av konsept IV

Konseptet gir dessuten en balansert vektfordeling ved nullstilling av styrespaken. Dette er viktig for å redusere arbeidsmengden til piloten.

Som i konsept III er det tenkt å feste endene av støtstagene på motstatte muttere for å spare plass. De skal krysse hverandre i minimum utslag, og stå på "riktig" side ved maksimal utslag. Det er tenkt at opplagringen skal opplagres mellom platene som vist i figur 5.9.



Figur 5.9: Opplagring for enhet

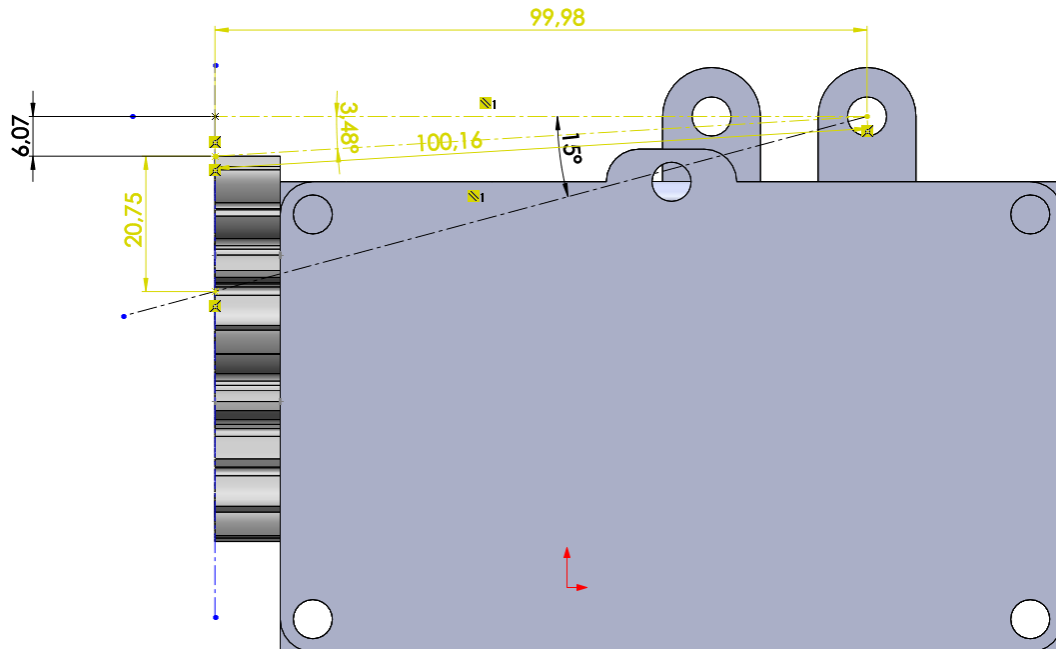
Det tenkes at enheten skal ha overflater eller forsterkninger som stabiliserer sideflatene, gjøre den sterkere, og i tillegg ordne et opplagringspunkt til enheten. Konseptet har ingen opplagring i selve flyskroget, noe som forenkler sertifisering.

Som et mål skal ikke enheten være høyere enn avstanden h som illustrert i figur 5.9. Dette er på grunn av at bevegelsesområdet til støtstagene ut til vingene er betraktelig begrenset i høyderetningen.

Noe som ble tydelig var at dette var umulig med konseptet som vist på figur 5.8. Maksimal høyde på hele enheten må kunne være 80mm. På grunn av 15° rotasjon

KAPITTEL 5. KONSEPTER

fra torsjonsrør må flensene være 20.75mm høyere for å unngå å kollidere ved tannhjulet som vist i figur 5.10.



Figur 5.10: Utregning av ekstra høyde på flens

Total høyde på flens og mutter blir da minst 31mm. I tillegg er ytre diameteren på ledeskruene 16mm. Det gir rom for en motor på $80\text{mm} - (16 + 31)\text{mm} = 33\text{mm}$. Det finnes ingen elektriske motorer i denne størrelsen som leverer ønsket effekt.

Det vurderes å plassere motor øverst, men flytter massesenteret til enheten lenger ut på armen den er opplagret på, og gir for stor belastning for piloten. Det vurderes også å plassere motoren ut på siden av enheten, men det fører til ubalanse. Etter et møte med EAN ble det diskutert å plassere motoren under torsjonsstaget. Enheten vil da bli mer kompakt, og man unngår både stor belastning for pilot og ubalanse. Total høyde under torsjonsstag er 140mm.

Som kraftoverføring fra motor til ledeskruer er kjedereim, tannreim og tannhjul vurdert. Kjedereim ble forkastet på grunn av vedlikehold. Om man sammenligner tannreim og tannhjul er tannhjul tyngre, krever flere opplagringpunkter og er dyrere. Fordelene med tannhjul er stor driftsikkerhet og høy virkningsgrad.

5.5 Motorvalg

For å dimensjonere motorstørrelse, er det ønskelig å vite hvor mye torsjon som kreves for å bevege mutterene på akslingen, under maksimal belastning. Det antas at maksimal belastning er definert som styrespaken sine krav. I tillegg skal motoren bevege på mutterene under maksimal belastning.

Det er bestemt at det skal benyttes steppermotor på grunn av dens presisjon og egnethet for automatisering. Styrken av steppermotoren er definert etter deres statiske torsjon, den torsjonen motoren kan holde når det ikke forekommer ro-
tasjon. Utregninger av torsjon og omdreiningstallet er vedlagt i Vedlegg C.2. Nødvendig torsjon $T_{tot} = 6.24Nm$ og omdreiningstallet blir $n = 120rpm$. Dette gir levert effekt fra motor på

$$P = \frac{T_{tot} \times n \times 2\pi}{60} = \frac{6.24Nm \times 120rpm \times 2\pi}{60s/min} = \underline{0.08kW} \quad (5.1)$$

Forslag til motor er en NEMA24 fra jvl.dk. Ved 350rpm har den et moment på 2.3Nm. Med en utveksling $i = 0.346$ fra motor til ledeskrue, blir omdreiningstallet på ledeskrue

$$n_{ledeskrue} = n_{motor} \times i = 350rpm \times 0.346 = \underline{121.1rpm} \quad (5.2)$$

Utvekslingstallet i er hentet fra C.18. Forholdet mellom omdreiningstallet til ledeskrue og motor er konstant siden det brukes tannreim og tannhjul som ikke har slipp.

Virningsgrad på tannhjul og tannreim blir

$$\eta_{tannreim} = \frac{T_{ut} \times n_{ut}}{T_{inn} \times n_{inn}} = \frac{3.15Nm \times 241.31rpm}{2.3Nm \times 350rpm} = 0.944$$

$$\eta = \eta_{tannreim} \times \eta_{tannhjul} = 0.944 \times 0.95 = 0.90$$

Tallene er hentet fra Mädler Tools og kapittel 2.2

KAPITTEL 5. KONSEPTER

Tilsvarende får man et moment på ledeskrue

$$M_{ledeskrue} = \frac{M_{motor}}{i} \times \eta = \frac{2.3Nm}{0.346} \times 0.90 = 5.98Nm \quad (5.3)$$

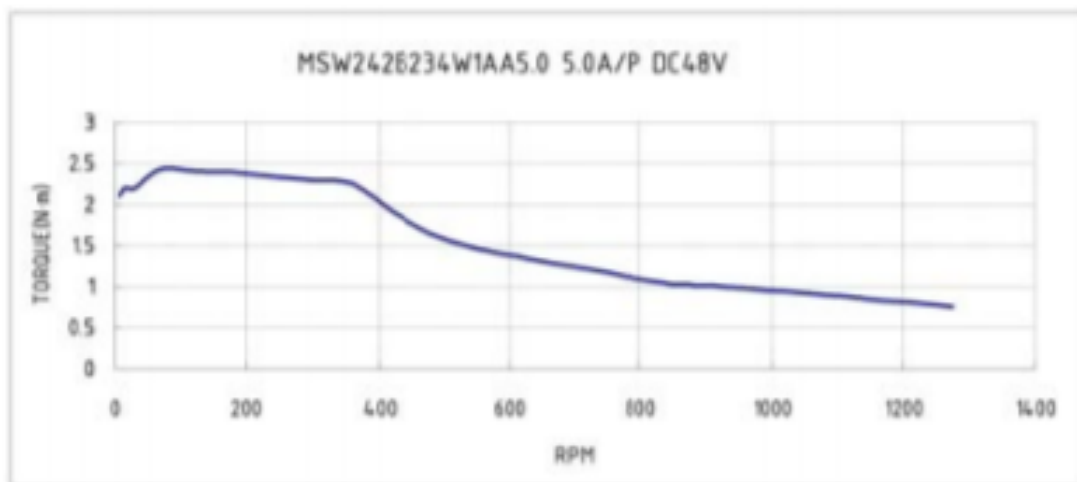
Det er større enn total torsjonsmoment som må leveres ved dynamisk last på 3.42Nm som visst i C.14. Motoren leverer et maksimalt torsjonsmoment på 2.45Nm ved 90rpm (Vedlegg C). Dette gir et torsjonsmoment på ledeskruen

$$M_{ledeskrue} = \frac{2.45Nm}{0.346} \times 0.90 = 6.37Nm \quad (5.4)$$

Det er større enn torsjonsmomentet som må overvinnnes for å få mutteren i gang på 6.24Nm som vist i C.13.

Motoren som er nevnt er MSW242B234W1AA5.0. Den har følgende fart-moment-karakteristikk:

Speed-Torque Curve



Figur 5.11: Utklipp fra vedlegg C

5.6 Valg av konsept

Det er kommet fram til fire forskjellige konsept, og det skal velges et konsept for videre dimensjonering. For å sikre at det beste konseptet blir valgt er det viktig med en strukturert, kvalitetssikret valgprosess. Dette innebærer å kartlegge fordeler og ulemper ved hvert konsept. De skal evalueres opp mot produktkravspesifikasjonene.

Konsept I

Fordeler	Ulemper
<ul style="list-style-type: none"> ◇ Enkelt system. Består av enkle deler, i en enkel konfigurasjon. ◇ Balansert vektfordeling. Likevekt om torsjonsstaget i figur 5.1. 	<ul style="list-style-type: none"> ◇ Har ingen selvlåsing. Dette fører til at konseptet krever ekstra låsemekanismer slik at ikke motoren blir belastet. ◇ Unøyaktig låsing. Som illustrert i figur 5.3, vil det være viss avstand mellom hvert låsehull, noe som fører til en unøyaktig og upresis justering av AOA. ◇ Vanskelig å opplagre.

Konsept II

Fordeler	Ulemper
<ul style="list-style-type: none"> ◇ Enkel og rask å montere. Laget av flere like deler som er maskinert og er klare til å monteres. ◇ Mange muligheter for valg av aktuator. Elektrisk motor med ledeskrue/kulemutter, pneumatiske lineære sylindre og hydrauliske sylindre. ◇ Lite komplisert. Enkelt oppsett som vist i tidligere figurer. 	<ul style="list-style-type: none"> ◇ Vanskeligheter for å omgjøre en roterende bevegelse om til en lineær bevegelse. ◇ Tidskrevende prosesser. Maskinering av sporene krever liten toleranse som gjør det til en kostbar prosess. ◇ Dårlig vektfordeling. Når motor eller sylinder blir montert på, vil en av bordflatene være tyngre enn den andre, og vil påvirke styringen til piloten.

Konsept III

Fordeler	Ulemper
<ul style="list-style-type: none"> ◇ God vektfordeling. Konseptet vil ikke ha en skjevfordeling av vekt langs hele lengden av akslingen og vil ikke påvirke styringen til piloten. ◇ Sikkert konsept. Konseptet består av et worm-gir, i tillegg til selvlåsende gjenger på akslingen. Både worm-giret og gjengene på akslingen vil gi selvlåsning. ◇ Mulighet for opp- eller nedgiring ved behov. 	<ul style="list-style-type: none"> ◇ For komplekst konsept, består av for mange ulike deler. ◇ Tidkrevende å maskinere en aksling med forskjellige diametere og gjengeretninger, samt kostbart på grunn stor mengde svinn. ◇ Vanskelig å opplagre. ◇ For store avstander mellom støtstagene til vingene og senterakslingen. Dette medfører større moment på kulemutterene, og ujevn fordeling på gjengene.

Konsept IV

Fordeler	Ulemper
<ul style="list-style-type: none"> ◇ Kreftene tas opp av gjengene. Minker belastningen på motoren. ◇ Halv- og helfabrikata deler benyttes i konseptet. Dette gjør at sammenstillingen går raskt. ◇ Balansert vektfordeling. Etter montering av motor vil enheten være balansert om torsjonsstaget som vist i figur 5.1. 	<ul style="list-style-type: none"> ◇ Mange forskjellige deler blir benyttet. Dette fører til at visse deler er dyre å masseprodusere. ◇ Krever en dyrere motor. I motsetning til konsept III, har dette konseptet en giring mindre, uten den naturlige selvlåsingen fra worm-giringen. Dette vil kreve en motor som har muligheten til å sikre låsing ved svikt.

5.6.1 Sammenligningsmatrise

Noen av produktkravspesifikasjonene har blitt utelatt fra matrisen siden de ikke er relevante til valg av konseptet, for eksempel materialvalg, levetid, vedlikeholdsintervall.

Produktkravspesifikasjoner	Konsepter			
	K1	K2	K3	K4
SKAL				
Lineærbevegelse motor				
Rotasjonsbevegelse styrestag				
Sikkerhet ved motorsvikt				
Vann må ikke samle seg				
Distanse torsjonsstag-støtstag				
Distanse torsjonsstag-skrog				
BØR				
Så enkelt design som mulig				
Bredde				
Standardiserte deler				
Forskjell på lignende deler				
Enkelt å bytte slitte deler				

Forklaring	Fargekode
Oppfyller krav	
Oppfyller ikke krav	

Tabell 5.1: Matrise av konseptene opp mot spesifikasjoner

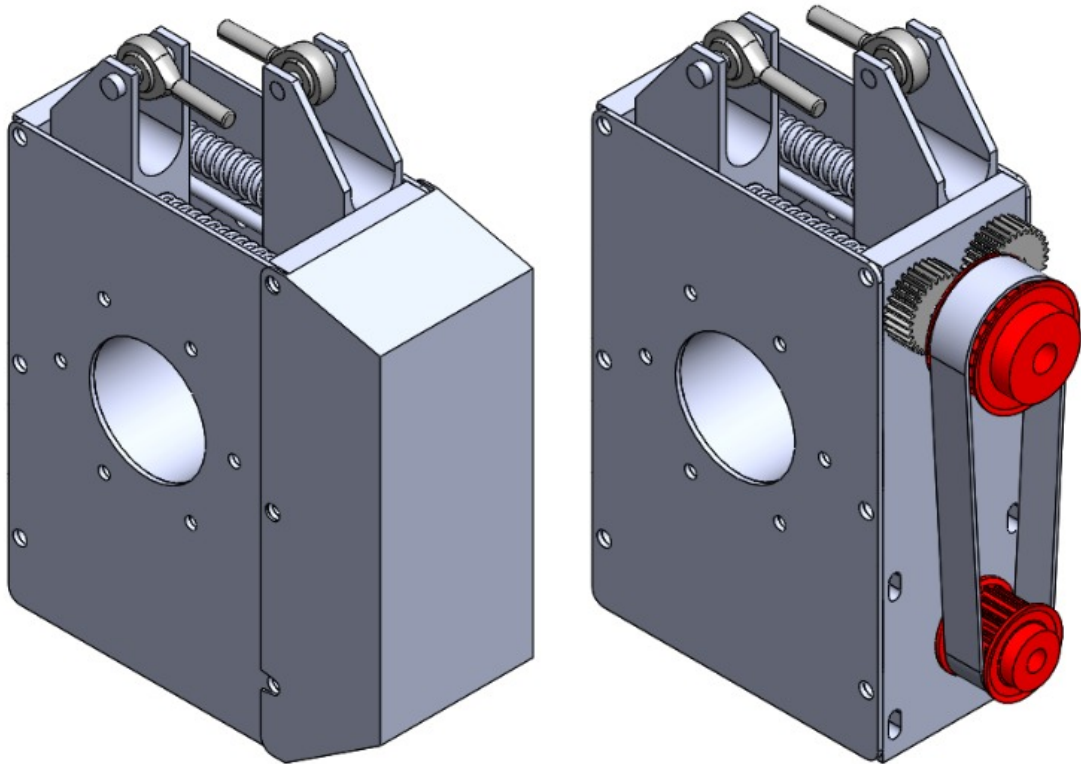
Kapittel 6

Resultat

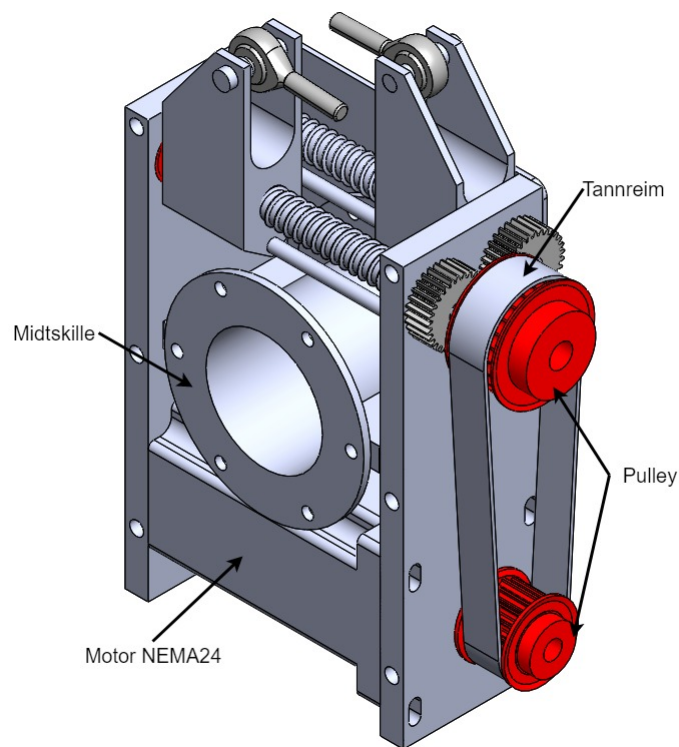
Det er gjennomført simuleringer og analyser på utsatte deler av konseptet. Programvaren som er brukt er SolidWorks. I hovedsak er det gjennomført statiske analyser siden kravene som blir fulgt i ASTM2245 er absolutte krav, og det er derfor unødvendig å kjøre andre typer simuleringer.

6.1 Endelig konsept

I figurene 6.1 og 6.2 vises det endelige konseptet. Den største endringen er plassering av motoren, som har blitt plassert under torsjonsstaget. Konseptet har derfor fått tannremssystem og et deksel over giringen.

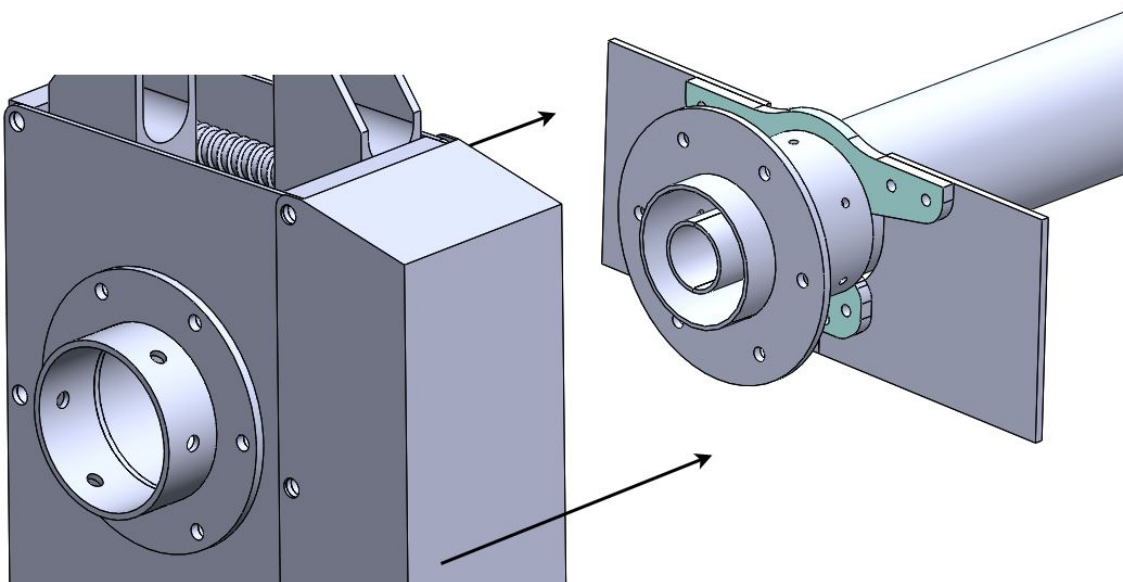


Figur 6.1: Endelig konsept



Figur 6.2: Endelig konsept

Opplagring er fra flens på midtskille til plate som vist på figur 6.3.



Figur 6.3: Opplagring

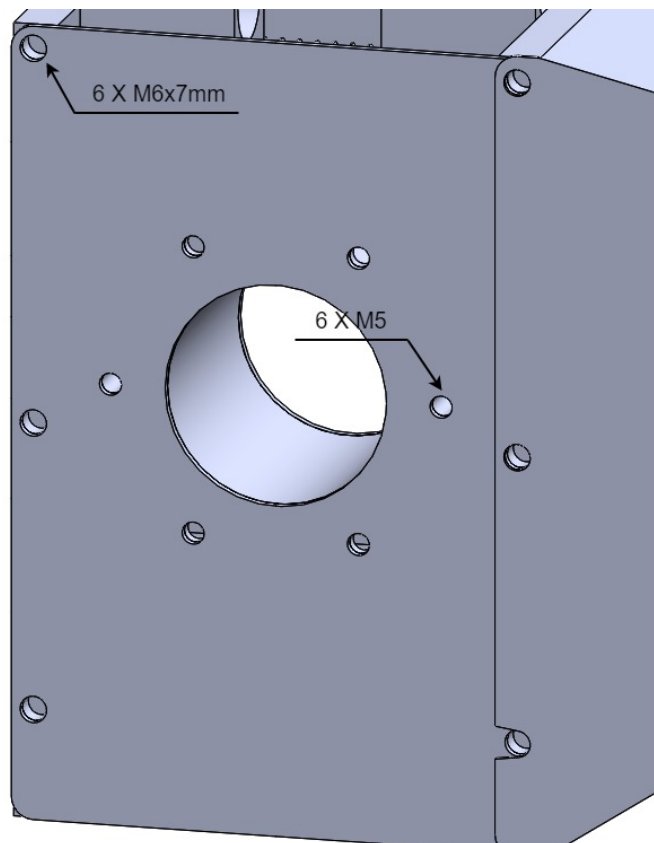
Endelig konsept har tannreimsystem og tannhjul for å overføre dreiemomentet fra motor til ledeskruer. Det ble først vurdert om man kunne overføre momentet ved

bare tannreimssystem, men på grunn av stor giring ble sikkerhetsfaktoren på minste reimskive på 0.11 som vist i tabell 6.1. Det ble derfor valgt å beholde tannhjulene for å oppnå ønsket giring. Øvre reimskive er koblet på samme aksling som det minste tannhjulet.

Pulley No.:	Number of teeth	meshing Number of teeth	Speed [1/min]	Power [kW]	Torque [Nm]	transferable Power [kW]	Safety
1	16	7	240.0	0.06	2.5	0.01	0.11
2	32	8	120.0	0.06	4.77	0.01	0.12
3	32	8	120.0	0.06	4.77	0.01	0.12

Tabell 6.1: Resultater fra Mädlar Tools

Som sammenføyningsmetode er det valgt skruer for å kunne utføre vedlikehold på delene på innsiden; lager, motor og ledeskrue.

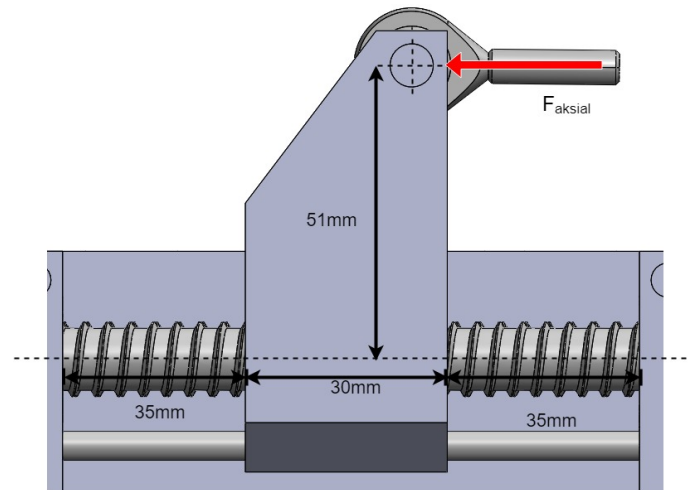


Figur 6.4: Sammenføyning

På endelig konsept er mutter blitt forandret. Den er nå i en del, maskinert med flenser. Den har en arm på 51mm. Flensen har samme utforming som tidligere.

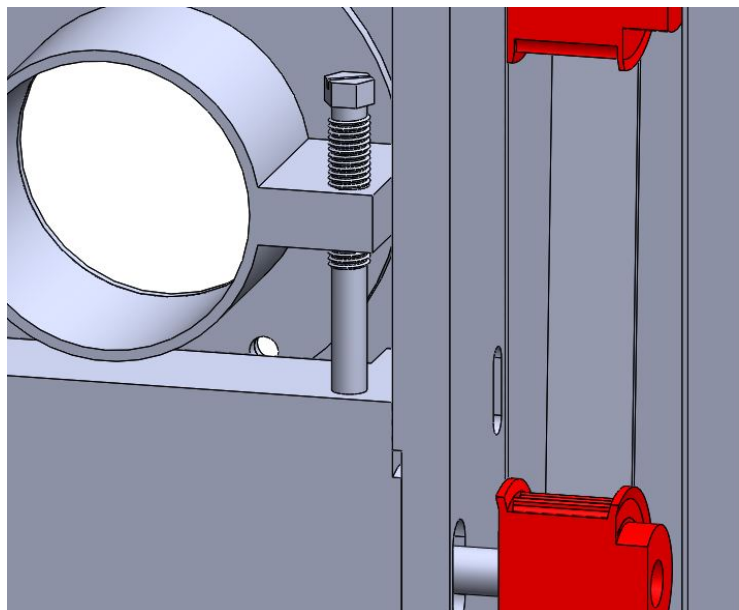
KAPITTEL 6. RESULTAT

Det er også plassert et støttestag under for å minimere trykket på ledeskruer og for å stabilisere mutteren vertikalt.



Figur 6.5: Dimensjoner på mutter

På grunn av behovet for stramming av tannreima er skruerhullene til motoren avlange, med en total strammelengde på 10mm. I tillegg er det plassert en strammeskrue på innsiden som vist i 6.6. Den har et gjengeparti i flensen til midtskilleren og er med på å holde tannreima stram.



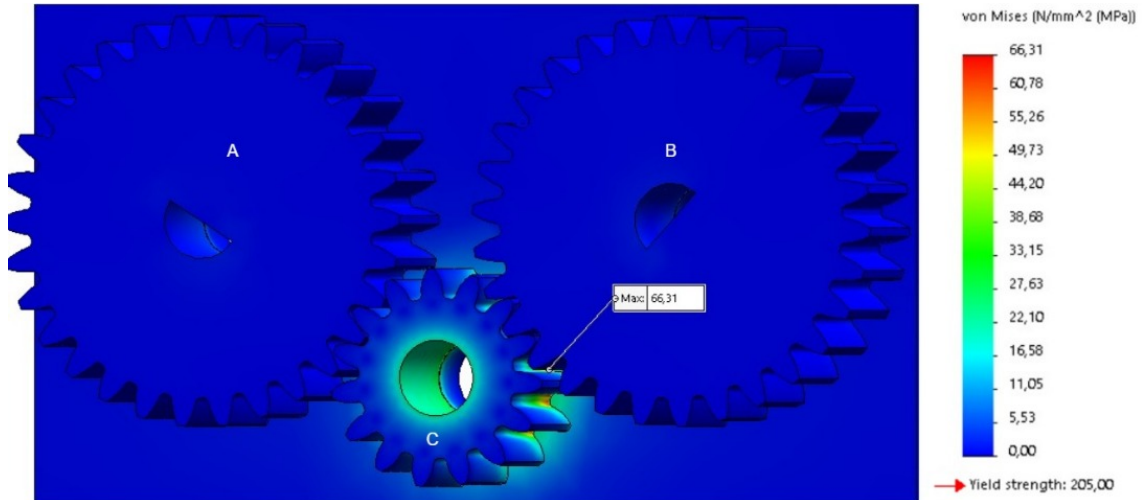
Figur 6.6: Strammeskrue for motor

6.1.1 Materialer

Mutter, ledeskrue og støttestag er alle valgt til AISI 316. Produsenten Accu er en av få produsenter som leverer ledeskruer i dette materialet. De har også mulighet for å produsere spesialtilpassede muttere. Det er valgt AISI 316 på grunn av dens korrosjonsbestandighet mot maritimt miljø. Platene rundt torsjonsstaget er forhåndsvalgt av EAN til aluminium. Resten av veggene er i 3D-printet nylon.

6.2 Statisk analyse: Tannhjul

Fremgangsmåte for denne analysen finnes i vedlegg D.1.



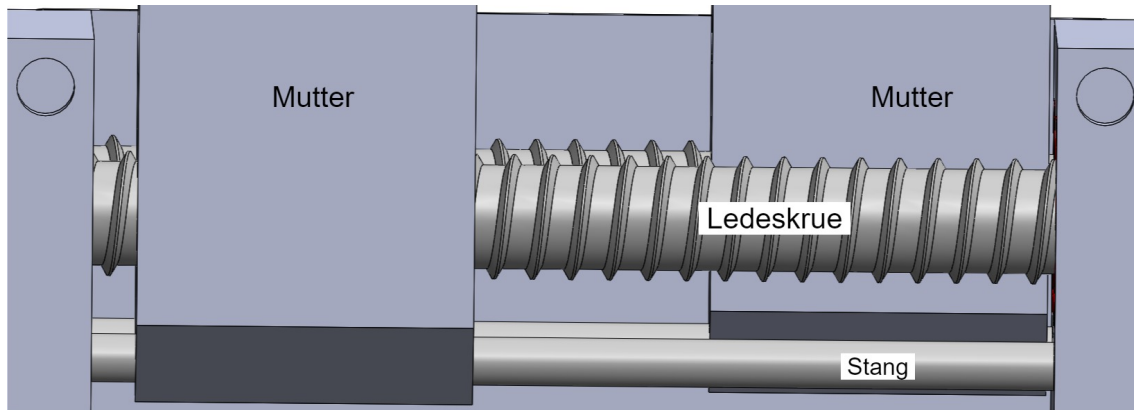
Figur 6.7: Statisk analyse på tannhjul

Som vist i figur 6.7 er maksimal von Mises spenning på tannhjul C 66.31MPa. I simuleringen er flytegrensa for ru205MPa66.31MPastfritt stål AISI 316 på 205MPa. Sikkerhetsfaktoren er

$$FOS = \frac{205\text{MPa}}{66.31\text{MPa}} = 3.09$$

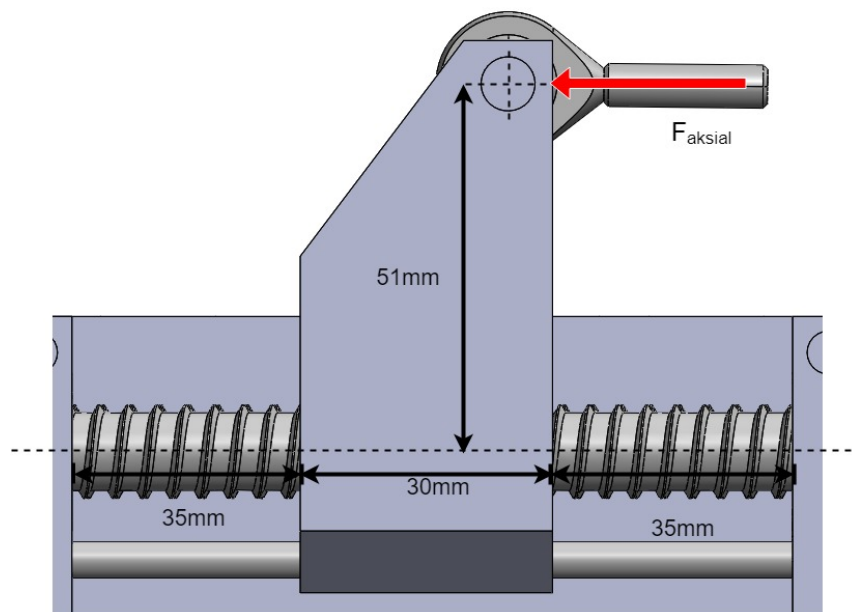
6.3 Statisk analyse: Ledeskrue

Mutteren beveges av en trapesgjenget ledeskrue med 16mm diameter og stigning på 4mm. Den er samtidig støttet opp av en stang som er 15mm under ledeskruen.



Figur 6.8: Oppsett for ledeskrue og mutter

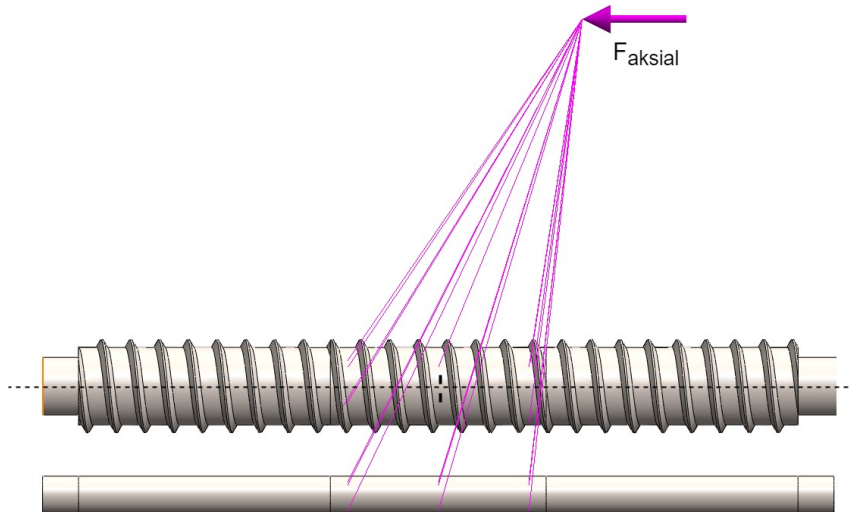
For å forenkle analyseprosessen er det delt opp slik at ledeskruen og balansestaven blir analysert sammen, og mutteren blir analysert alene. Fremgangsmåten for den statiske analysen for ledeskruen og stangen er lagt som vedlegg D.2.



Figur 6.9: Kraft på mutter

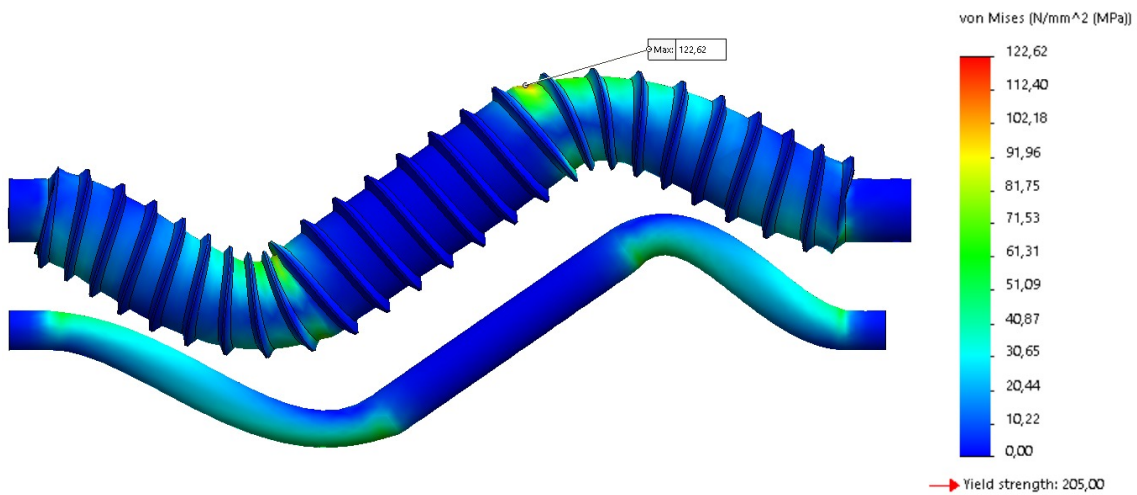
I analysen ønskes det resultater der ledeskruen og stangen er mest utsatt for spenninger. I figur 6.9 er det illustrert plassering der akslingene er mest utsatt for moment fra støtstagene.

KAPITTEL 6. RESULTAT



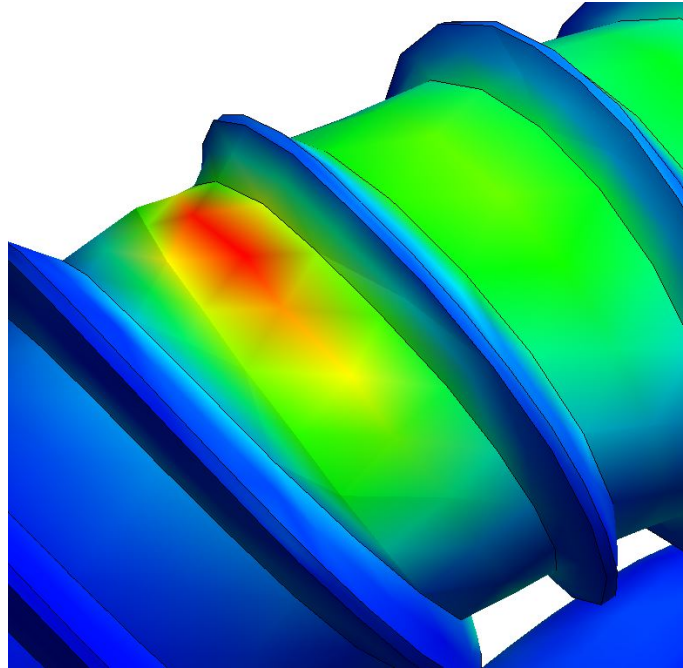
Figur 6.10: Remote load

I figur 6.10 vises det hvordan analysen påfører aksialkraften ved hjelp av en "remote load".



Figur 6.11: Resultat: Statisk analyse på ledeskrue

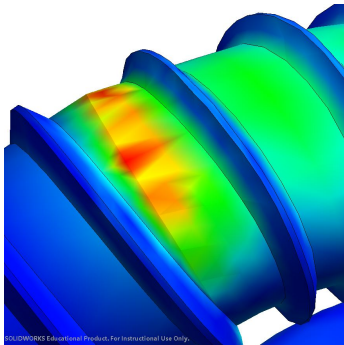
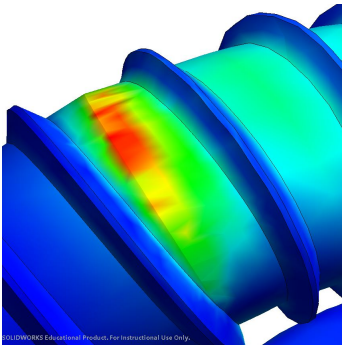
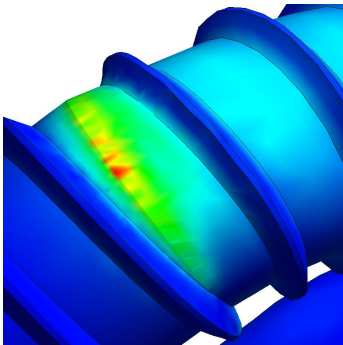
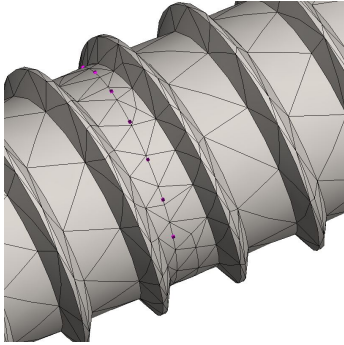
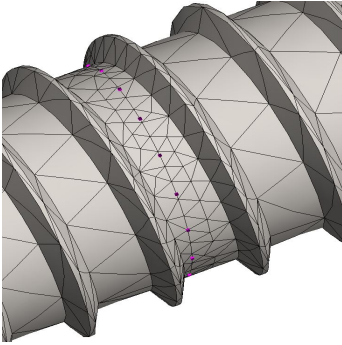
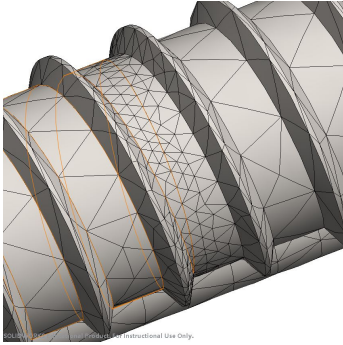
Som vist i figur 6.11 er den maksimale von Mises spenningen under flytegrensa for rustfritt AISI 316. Likevel er det et område som vekker oppmerksomhet i analysen. Hvis man forstørrer og fokuserer på området med maksimal von Mises spenning, ser man at det er en endring i spenning på et lite område.



Figur 6.12: Spenningshopp

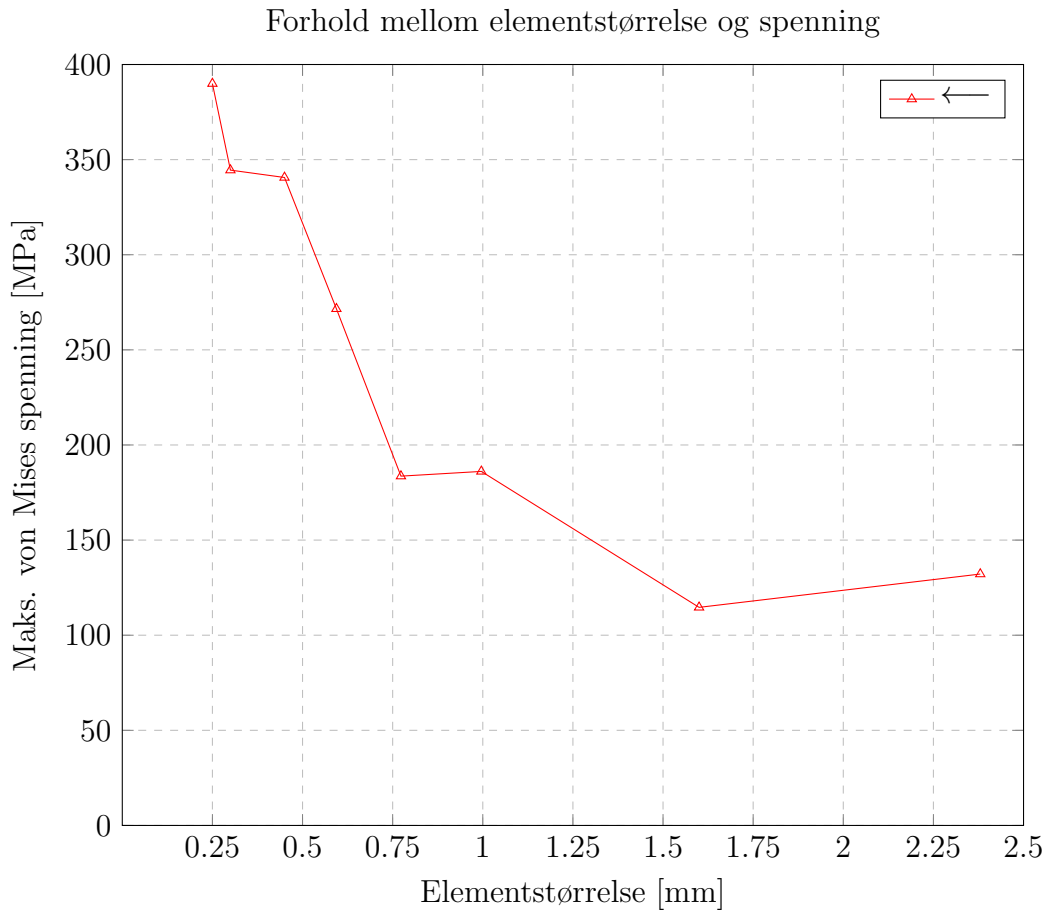
På grunn av denne drastiske endringen av spenningen på området, er det en mistanke om at dette er en spenningssingularitet. For å bekrefte om det er spenningssingularitet, må det gjennomføres flere analyser hvor elementstørrelsen på elementstrukturen reduseres. Reduksjonen av størrelsen gir en av to mulige utfall; en konvergerende eller en divergerende spenningskonsentrasjon (spenningssingularitet). Ved en konvergerende spenningskonsentrasjon vil spenningen nærme seg en endelig spenning, og ved en divergerende spenningskonsentrasjon vil spenningskonsentrasjonen gå mot uendelig.

KAPITTEL 6. RESULTAT

		
		
0.996mm (Fin)	0.773mm (Finere)	0.594mm (Finest)
186.10MPa	183.62MPa	271.57Mpa

Tabell 6.2: Sammenlikning av elementstruktur, størrelse og maksimal spenning

Det blir gjennomført flere analyser med ”mesh control” ved det fokuserte område som vist i figur 6.12. I tabell 6.2 er det gjort en sammenlikning mellom av tre forskjellige størrelser av elementstrukturen, spenningsforplantningen og deres maksimale von Mises spenninger. Resultatene fra tabell 6.2 gir ikke et svar på om det er en divergerende eller konvergerende spenningskonsentrasjon, da det ikke er nok resultater til å illustrere en karakteristikk. Det er nødvendig med fler simuleringer der det benyttes enda mindre elementstørrelser.



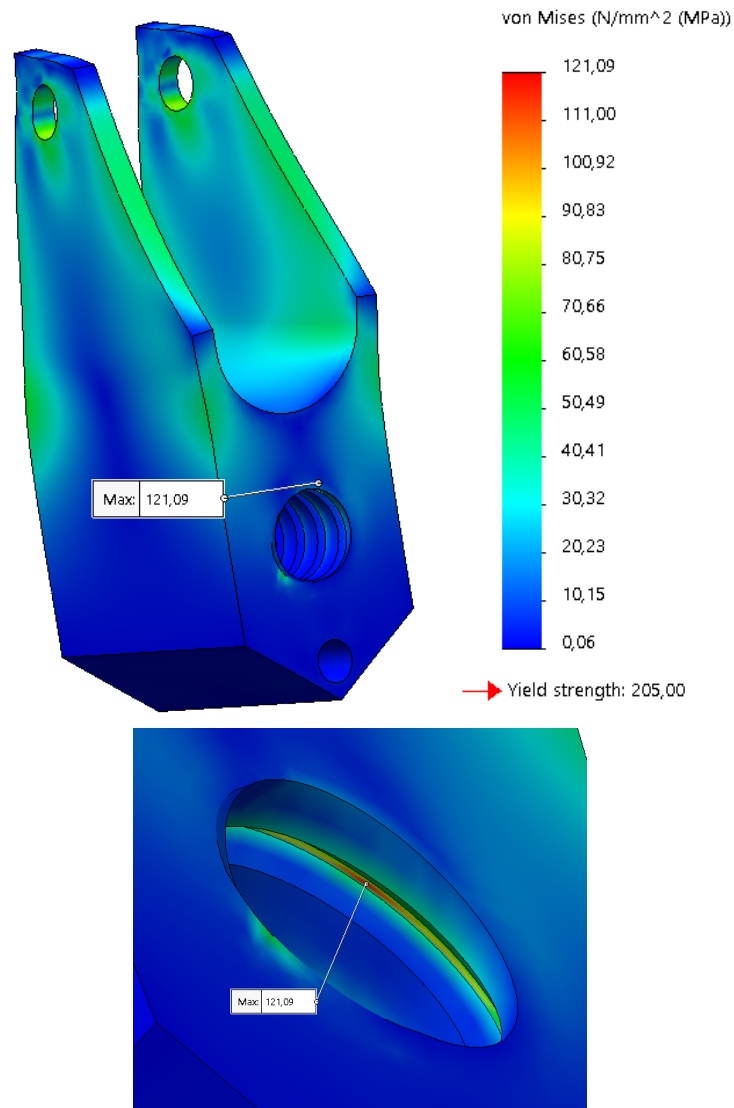
Grafen over illustrerer forholdet mellom størrelsen av elementene og spenning. Analysene har blitt påført mindre størrelser og resultatene er plottet inn som en graf. Karakteristikken for analysene får en tilnærmet eksponentiell økning i spenning når størrelsen reduseres. Det er ingen tegn på at analysene nærmer seg en endelig spenning, og betyr derfor at spenningskonsentrasjonen i figur 6.12 er en singularitet.

Det er mulig å se, fra tabell 6.2, at spenningskonsentrasjonen har konsentrert seg over en liten del av ledeskrueoverflaten. Derfor er det mulig å regne på sikkerhetsfaktoren rundt denne konsentrasjonen. Man kan si at den maksimale påkjenningen rundt er skille mellom nedre gult og øvre grønt, noe som omtrent tilsvarer 85MPa. Sikkerhetsfaktoren blir da

$$FOS = \frac{205\text{MPa}}{85\text{MPa}} = 2.41$$

6.4 Statisk analyse: Mutter

Fremgangsmåte for denne analysen finnes i vedlegg D.3



Figur 6.13: Statisk analyse på mutter

Som vist i figur 6.13 er maksimal von Mises spenning på mutter 121.09MPa. I simuleringen er flytegrensa for rustfritt stål AISI 316 på 205MPa. Opplagringen som vist i 6.4 er konservativ. Som forventet ser man at gjengene tar opp kraften. Spenningene er fortsatt godt innenfor det tillate. Sikkerhetsfaktoren er

$$FOS = \frac{205\text{MPa}}{121.09\text{MPa}} = 1.69$$

Kapittel 7

Diskusjon

I dette kapitlet skal det handle om valgene som har vært med å bestemme resultatene som ble presentert i forrige kapittel. De viktigste områdene som diskuteres her vil være elimineringsprosessen, det endelige konseptet og analyseprosessen.

Dette er fordi disse prosessene har hatt påvirkning av subjektive valg og itereringsprosesser. I tillegg er sjansen for menneskelig feilvurdering i disse prosessene til stede.

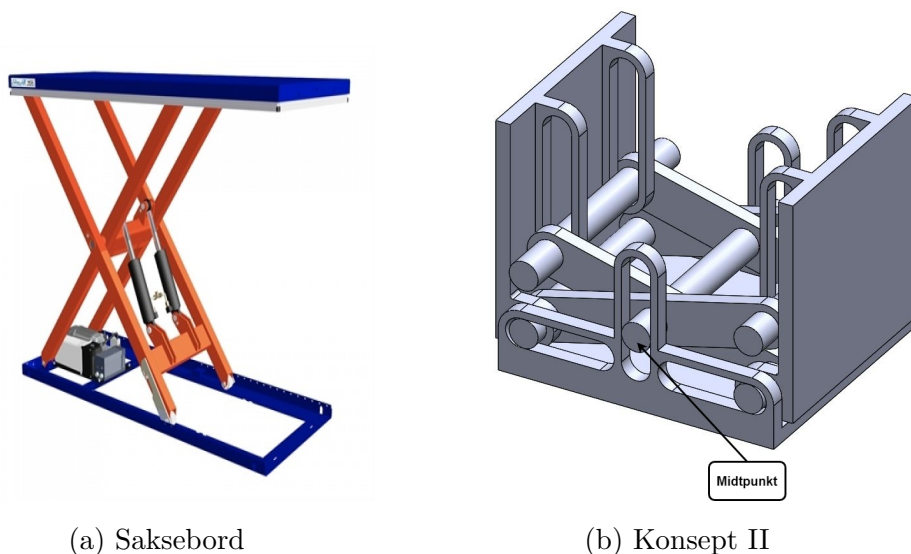
Av den grunn vil det være fornuftig å bruke tid til å argumentere for valgene som er tatt, og hvordan valgene har påvirket resultatene.

Elimineringsprosessen

Gjennom prosjektperioden har flere konsept blitt utviklet. Hovedoppgaven til enheten er å bruke flaperon til å manøvrere flyet og samtidig endre AOA, uavhengig av hverandre. Alle konseptene har oppfylt dette kravet på forskjellige måter, hvor alle har fordeler og ulemper. Konseptene ble valgt i forhold til produktkravsspesifikasjonene i kapittel 4.2. Noen av spesifikasjonene var universelle for alle konseptene, dette var materialvalg, vedlikeholdsintervall og levetid. Dette var det mulig å se bort fra under elimineringsprosessen, og hadde lite å si som feilkilde.

I kapittel 5.6.1 har det vært satt opp en sammenlikning av de forskjellige konseptene opp mot hverandre i en matrise. I denne matrisen ble hvert konsept vurdert om de oppfylte kravene som skulle være med, og de som burde være med. Noen av kravene i matrisen var vanskelig å bekrefte om de ble oppfylt eller ikke, siden konseptutviklingsprosessen ikke fortsatte før det ble valgt ett konsept. Matrisen ble satt opp i rangert rekkefølge, og under elimineringsprosessen ble de tre første kravene de bestemmende faktorene for valget av konseptet.

De tre første kravene fra produktkravsspesifikasjonene var, som nevnt tidligere, de viktigste faktorene som bestemte hvilket konsept som ble videreutviklet. Disse var krav om å bevare funksjonene til ailerons og flaps, og sikkerhet. Konsept I og II hadde da ikke klart å oppfylle kravet om sikkerhet ved motorsvikt. Det var på grunn av deres enkle sammenstilling som ikke hadde tilrettelagt egen låsing, og en ekstern lås måtte monteres. Konsept II, et saksebord, var et veldig enkelt konsept som ble forkastet under elimineringsprosessen med EAN. Saksebordet har vært observert i andre konstruksjoner med tunge belastninger, og hadde muligheter til å tilpasse aktuator.



Figur 7.1: Saksebord

Aktuatoren på et saksebord er vanligvis hydrauliske sylindre på grunn av store belastninger under arbeid. Det var også muligheter for å bruke pneumatiske sylindre eller elektriske motorer med ledeskrue og kulemuttere. Dette var da mulig siden belastningen på flyet ikke var like store som i andre industrielle bruksområder. Både pneumatiske sylindre og elektriske motorer har konfigurasjoner der de har en egen selvlåsing og regulering.

De to konseptene som var igjen hadde både likheter og forskjeller. Både konsept III og IV baserte seg på ledeskrue og mutter som deres lineærbevegelse, som ble styrt av en motor. Forskjellen mellom konsept III og IV var sammenstillingen av ledeskruene, og en ekstra sikkerhet med worm-gir i konsept III. Det var fordelaktig å ha en ekstra sikring med worm-gir, siden det var en selvlåsende girforbindelse. Girforbindelsen gjorde at sammenstillingen til konseptet var avansert, siden ledeskruene ble sammenføyd til en og samme aksling. Opplagring for girforbindelsen virket unaturlig og hadde mange bevegelige deler.

Det endelige konseptet ble da konsept IV som ble utviklet videre for å tilpasse produktkravspesifikasjonene. Selv om konseptet ble valgt, var det fortsatt flere av kravene som ikke ble oppfylt. Hele enheten hadde mange deler som må sammenstilles. Skreddersydde deler og store dimensjoner ble brukt i forhold til de andre

konseptene.

Det var utfordrende å danne et komplett bilde av hvordan de andre konseptene ville ha sett ut og prestert i analyser hvis de ble videreutviklet sammen med konsept IV. Konseptene har derfor ikke vist sine fulle potensialer, og det er en mulighet for at man har oversett mulige fordeler som aldri ble utviklet i de forkastede konseptene.

Sammenføring av det endelige konseptet

Det endelige konseptet hadde mange deler som måtte sammenføres, og det fantes mange forskjellige metoder for å sammenføre disse. Et produktkrav som enheten hadde var vedlikeholdsvennlighet. Dette innebar at enheten skulle være enkel å fjerne fra kontrollsystemet og enkel å demontere.

Ved bruk av sveising eller lodding vil materialet forandre seg ved det oppvarmede området. På grunn av oppvaringen vil dette området miste deler sine egenskaper. Siden enheten var delvis bygd opp av aluminium, ville det kreve mer kompetanse innen sveising. Liming derimot, er en metode som kunne bli brukt. Denne metoden er mye brukt i flyindustrien og det finnes skreddersydde lim som gir gode mekaniske egenskaper. Det ville bli krevd grundig inspeksjon på sveis/lodd ved kraftbærende deler i enheten.

I forhold til sveising, lodding og liming, er skrueforbindelsene en ikke-permanent forbindelse. I tillegg tar det kortere tid å sammenføre deler med skruer enn sveising, lodding eller liming, da forbindelsen ikke trenger å herde.

Ved bruk av skruer ble enheten utsatt for spenningskonsentrasjoner ved skruemullene. Over flere preventive vedlikeholdsintervall kan skruene bli slitte og korrodere. Det finnes et bredt utvalg av standardiserte skruer som har forskjellige egenskaper. Med disse forskjellige egenskapene er det mulig å velge skruer som er mer slitesterke og korrosjonsbestandige mot sjøluft.

Nagler er en halvpermanent forbindelse som har samme funksjon som skruer.

KAPITTEL 7. DISKUSJON

Disse forbindelsene er ikke like fordelaktig som skruer, siden det kreves en destruktiv demontering av nagler ved vedlikehold. På grunn av dette må en ny forbindelse settes på ved sammenstilling, noe som er kostbart over lengre perioder.

Skrueforbindelsen er derfor et godt valg av forbindelse mellom delene i enheten. Skruene har standardiserte produksjonprosesser, noe som mulighet for valg til ønskede egenskaper. Under vedlikehold er forbindelsen fordelaktig, da skruene er enkle å demontere og kan bli gjenbrukt.

Analyseprosessen

I analyseprosessen kan det være skjult mange feilkilder, som kan være forårsaket av subjektive valg siden tolkningen av resultatene var basert på skjønn og iterering. Ifølge ASTM2245 skal styrespaken ha maksimal kapasitet på 180N. Det er en øvre grense som ble brukt under dimensjonering av konseptet. I vedlegg C.1 ble det beregnet hvor stor belastningen var ved støtstagene til vingene. Styrespaken sin maksimale grense var allerede konservativ nok, men i beregningene var det lagt på en sikkerhetsfaktor på 1.5 siden dette var en uprøvd mekanisme. I tillegg har det vært definert at enheten skulle ha en levetid på 2 000 timer.

Det hadde blitt bestemt at det skulle gjøres statiske analyser på de mest utsatte delene; tannhjulene, ledeskruene og mutterene.

Tannhjulanalysen

I tannhjulanalysen ble det antatt at begge de drevne tannhjulene fikk maksimal belastning slik at motoren (som bevegde på det drevne tannhjulet gjennom tanreimen) ga maksimal torsjon. Ifølge beregningene i vedlegg C.2 hadde begge tannhjulene et tiltrekningsmoment for å bevege mutterne (mot kraftretningen) på opp mot 6.2Nm. Utvekslingsforholdet mellom drivende og drevne tannhjul var 1:2, noe som betydde at diameteren på det drivende tannhjulet var halvparten av det drevende. Da skulle det drivende tannhjulet påføres et moment på 3.1Nm, og ikke

5Nm som det ble gjort på analysen. Det er viktig med sikkerhet når det gjelder luftfart. En analyse som bruker større torsjonsmoment virker logisk i forhold til økt sikkerhet.

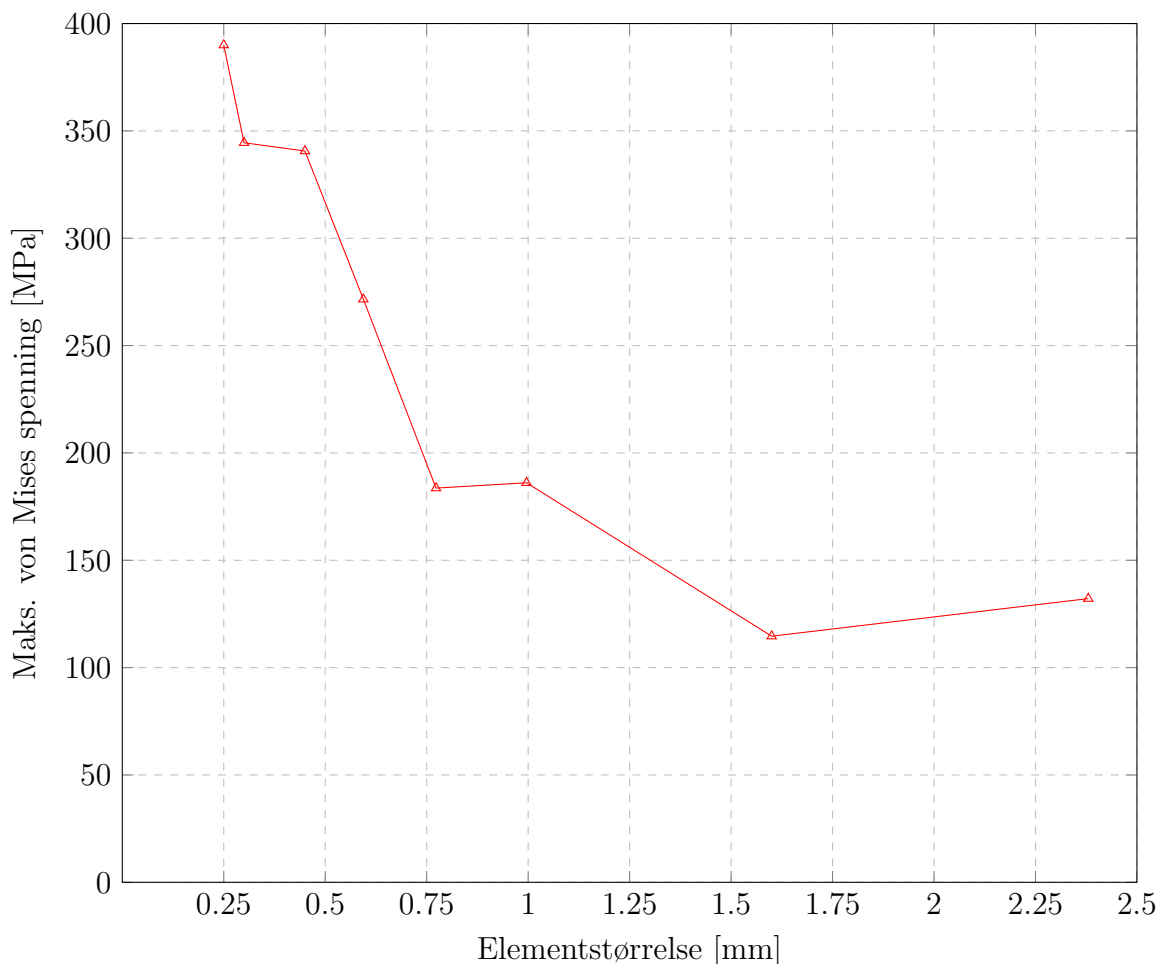
I analysen ble det også benyttet en grov elementstruktur, som i teorien ga resultater som ble mindre presis. Den maksimale von Mises spenningen for tannhjulanalysen var ikke i nærheten av flytegrensen og krevde derfor ikke en ny analyse med finere elementstruktur. Tannhjulene hadde som nevnt i kapittel 6.2 en sikkerhetsfaktor på over 3, og var solide nok for å takle belastningene.

Ledeskrueanalysen

Den neste analysen var en momentanalyse som ble påført ledeskruen. Metoden for å finne den rette dimensjonen for ledeskruen var en itereringsprosess. Først var det en ledeskrue som skulle ta opp kreftene og momentene, helt til analysene viste ekstreme verdier for von Mises spenninger. Til slutt ble det plassert en stang 15mm under ledeskruen for å motvirke momentet som ble påført. En mulig feilkilde i analysen var plasseringen av mutteren. Den ble antatt å være satt på den mest utsatte posisjonen på hele ledeskruen, når det gjelder moment.

Det var observert spenningskonsentrasjoner i analysen og det ble bekreftet at konsentrasjonen var en singularitet. Dette fenomenet kjennetegnes ved at en størrelsesreduksjon av elementene fører en divergerende spenningskarakteristikk.

KAPITTEL 7. DISKUSJON



[MPa]	132.15	114.64	186.10	183.62	271.57	340.61	344.48	389.96
[mm]	2.38	1.60	1.00	0.77	0.59	0.45	0.3	0.25

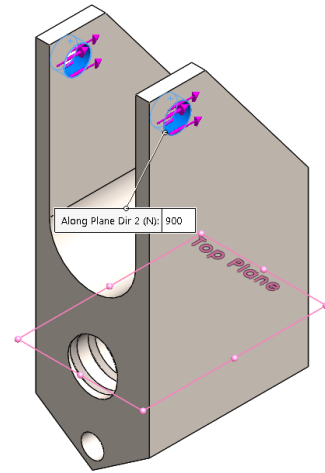
Tabell 7.1: Forhold mellom elementstørrelse og spenning

Som vist i figur og tabell 7.1, kan man se en eksponentiell økning i spenning ved en reduksjon av størrelsen av elementene. Denne spenningen økte til en uendelig verdi og var en feilkilde i programvaren. Dette påvirket ikke resultatet, i motsetning til en konvergerende spenningskonsentrasjon hvor spenningsverdien er endelig. Den maksimale spenningen for ledeskruen ble antatt å ligge under flytegrensa på grunn av feilkilden i programvaren, og ville hatt en sikkerhetsfaktor på 2.41.

Mutteranalysen

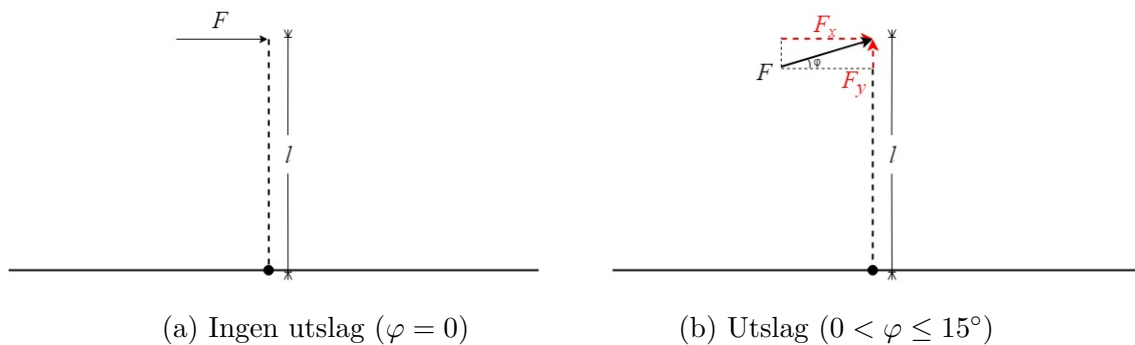
Denne analysen har tatt for seg belastningene direkte på mutteren og hvordan disse påvirket den. Det ble antatt at ledeskruen låste seg fast og at mutteren ikke glei. Rammebetingelsene for belastningen var den samme som i ledeskrueanalysen.

Enheten roterte sammen med torsjonstaget fra styrespaken, altså $\pm 15^\circ$. Analysen tok ikke hensyn til denne rammebetingelsen. Krafta blir påført parallelt med ledeskruen som vist på figur 7.2.



Figur 7.2: Påført kraft på mutter

Ved 15° utslag på styrespaken, ville mutteren få en vertikal og horisontal komponent av aksialkrafta. Den vertikale kraftkomponenten ville hatt liten betydning på mutterens solide del, fordi ledeskruen tok opp denne kraften. Det ble antatt at gjengene eller flensene ville være begrensede faktorer for mutteren, på grunn av deres relative tynne dimensjoner.



Figur 7.3: Sammenlikning av utslag på styrespak

Som illustrert i figur 7.3a ville aksialkraften F blitt kraften gjengene kjenner, mens ved figur 7.3b hadde aksialkraften en vinkel φ som ville gitt x- og y-komponenter av aksialkraften. Kraften som gjengene kjente da, ville være x-komponenten F_x , som var mindre enn aksialkraften. Gjengene fikk størst belastning hvis kraften var

KAPITTEL 7. DISKUSJON

parallell med skruen, da

$$F > F \times \cos \varphi , \varphi \in [0, 15^\circ]$$

Siden ledeskruen kom til å ta opp den vertikale kraftkomponenten, ville det ha vært fordelaktig å utføre en analyse hvor dette ble simulert. Men siden ledeskruen hadde en sikkerhetsfaktor på 2.41, kunne det antas at ledeskruen tålte denne påkjenningen.

Som nevnt tidligere var det ønskelig å analysere gjengene og flensene. Fastholdningen var veldig konservativ, da den eneste opplagringen var gjengeoverflaten, som vist i figur D.12 (vedlegg D.3). Den mest ugunstige konfigurasjonen ville vært at gjengene ble skjært av ved aksial påkjenning.

Den største von Mises spenningen var i gjengene, noe som bekreftet påstanden om at begrensede faktorer stemmer overens.

Alle analysene har hatt gode resultat der muligheten for feilvurderinger og subjektive valg har påvirket resultatene. Likevel vil det være gunstig å tro at vurderingene og valgene som er tatt virker positivt på resultatene. De har stort sett vært fareforebyggende og konservative. Alle tre analysene har sikkerhetsfaktorer over 1.5. Sikkerhetsfaktor på 1.5 kan tenkes å være en grunnleggende sikkerhetsfaktor man burde benytte. I tillegg ligger sikkerhetsfaktorer i utregningene av kreftene.

I hvilken grad har oppgaven blitt svart på?

Målet er å utvikle et konsept som muliggjør justering av angrepsvinkelen på et fly ved bruk av flaperons. Konseptene som ble utviklet i denne oppgaven oppfyller den essensielle oppgaven, ved å kombinere en lineærbevegelse fra en motor/sylinder og lineærbevegelse drevet av en rotasjonsbevegelse. Gjennom elimineringsprosessen og analyseprosessen har ett konsept blitt videreutviklet og dimensjonert. Dette konseptet vil være en førstegenerasjons mekanisme som har mange utviklingsmuligheter. Selve konseptet er en sammenstilling av mange forskjellige

KAPITTEL 7. DISKUSJON

deler, og noen av delene er laget av plast, mens andre er kjøpte halv- eller helfabrikata deler.

Kapittel 8

Konklusjon og videre arbeid

Konklusjonen tar for seg hvordan oppgaven har svart på problemstillingen og i hvilken grad resultatmålene er blitt oppfylt. I tillegg klargjøre videre arbeid.

Det har blitt utviklet et helhetlig konsept som tilfredsstillende de kravene som har blitt stilt. Konseptet er godt gjennomført, og er et godt utgangspunkt i steget videre mot produksjon. Gjennom flere konsepter, beregninger og analyser har det blitt utviklet og valgt et konsept for en mekanisme som muliggjør justering av AOA ved bruk av flaperons.

Resultatmål

Det har vært jevnlig kommunikasjon med EAN under hele oppgaven. Dette har betydd at kravene til EAN hele tiden har vært lagt til grunn for konseptutviklingen. Luftfartstilsynet må se på designet, og bestemme om det oppfyller ASTM2245. Standarden ble fulgt i hele oppgaven. Om konseptet kommer til å bli godkjent er vanskelig å si. Men EAN er godt kjent med denne prosessen, og siden konseptet har blitt presentert og godkjent av dem er det rimelig å anta at konseptet oppfyller kravene til Luftfartstilsynet. Det ble laget en DAK-modell av hele konseptet med analyser og beregninger. Funksjonene til ailerons og flaps er ivaretatt, dette er et ufravikelig krav for å få konseptet godkjent av Luftfartstilsynet. Teoridelen tar for seg aerodynamikk og har på denne måten fått et godt helhetsbilde av interne og eksterne faktorer når det kommer til fly.

Videre arbeid

Som nevnt i forrige avsnitt er det alltid mulig å forbedre konseptet. Eksperimentering med bruk av kompositter er noe av det mest åpenbare. Mange kompositter er like sterke som metaller, men veier bare en brøkdel. I tillegg kan man finne andre måter å gjøre mekanismen lettere og mer kompakt på.

En mulighet er Sizing Optimization. Den gir et optimalt forhold mellom vekt og stivhet. En annen mulighet er Topology Optimization som optimaliserer hele konseptet. DAK-programvaren som har blitt brukt i oppgaven er SolidWorks Student Edition 2018/2019, som ikke har Topology Optimization-funksjonen. Det er derfor sterkt anbefalt å undersøke disse metodene videre. Det har blitt lagt til rette for automatisering gjennom valg av motor. Det er derfor anbefalt å utforske muligheter for dette.

Referanseliste

Aviation Stackexchange. How can i calculate the angle of attack of an airfoil?, mai 2019. URL <https://aviation.stackexchange.com/questions/47779/how-can-i-calculate-the-angle-of-attack-of-an-airfoil>. (Besøkt 21. mars 2019).

Balsabeavers, May 2019. URL http://www.balsabeavers.com/information/articles/quiz/explanation_q2.html.

V. B. Bhandari. *Design of machine elements*. McGraw-Hill Education (India), 4 edition, 2017.

BSSA. British stainless steel association making the most of stainless steel, 2018. URL <https://www.bssa.org.uk/topics.php?article=104>. (Besøkt 18. mai 2019).

Creative Mechanisms. Everything you need to know about nylon (pa), Mar 2016. URL <https://www.creativemechanisms.com/blog/3d-printing-injection-molding-cnc-nylon-plastic-pa?fbclid=IwAR2RaCPMDKw8KU-R-YPZVJpezg2pgFXH0gluNdJHkRPmbKMRQCHSh0sxNzo>. (Besøkt 10. mai 2019).

Arne Dørum. *Maskindeler 1*. Akademika, 1 edition, 2001.

EasyComposites. Carbon fibre square box section 20mm (17mm) - 1m lengt, May 2019. URL <https://www.easycomposites.co.uk/#!/cured-carbon-fibre-products/carbon-fibre-box-section/carbon-fibre-box-section-20mm-17mm.html>.

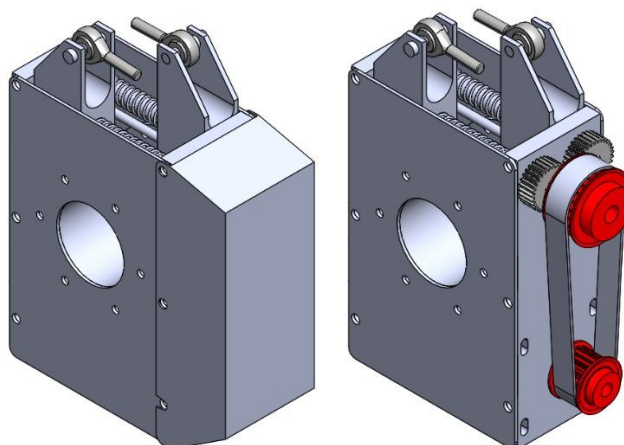
- John P. Fielding. *Introduction to Aircraft Design*. Cambridge University Press, Cambridge, 1999. ISBN 9780511808906.
- Einar Halmøy. Sveiseteknikk, 2003.
- Serope Kalpakjian. Manufacturing engineering and technology, 2014.
- MachineDesign. Ballscrews vs. lead screws, Jan 2008. URL <https://www.machinedesign.com/archive/ballscrews-vs-lead-screws>.
- MakeitFrom. 5052-h34 aluminum alloy, Sep 2018a. URL <https://www.makeitfrom.com/material-properties/5052-H34-Aluminum>. (Besøkt 18. mai 2019).
- MakeitFrom. 7075-t6 aluminum alloy, Sep 2018b. URL <https://www.makeitfrom.com/material-properties/7075-T6-Aluminum>. (Besøkt 18. mai 2019).
- NASA. Four forces of an airplane. URL <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/forces.html>. (Besøkt 26. mars 2019).
- Performance Composites. Mechanical properties of carbon fibre composite materials, fibre, May 2019. URL http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp.
- Sintef. Vedlikehold, Jul 2018. URL <https://www.sintef.no/vedlikehold/>. (Besøkt 18. mai 2019).
- David G. Ullman. *The Mechanical Design Process ; Fourth Edition*. 2010.
- United Performance Metals. 316 and 316L Stainless Steel Sheet, Coil & Bar - AMS 5524, 5507, UNS S31600, S31603, Jan 2019. URL <https://www.upmet.com/products/stainless-steel/316316l>.
- Wikipedia. Flight dynamics (fixed-wing aircraft), Mar 2019. URL [https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_dynamics_\(fixed-wing_aircraft\)#/media/File:Yaw_Axis_Corrected.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_dynamics_(fixed-wing_aircraft)#/media/File:Yaw_Axis_Corrected.svg).

Vedlegg A

Populærvitenskapelig artikkel

En arbeidsoppgave mindre for piloten

Studenter ved NTNU har jobbet med å forenkle det mekaniske kontrollsystemet på det amfibiske småflyet.



Figur 1 – Konseptet for mekanismen med og uten deksel

Equator Aircraft Norway lager og selger småfly. Bedriften bruker moderne produksjonsmetoder, lette- og sterke materialer kombinert med fokus på brukeren. De håper å kunne endre småfly-bransjen. Lett anvendbart, billig å fly og vedlikeholde er konkurransefortrinn. Slik vil det være lettere for flyklubber og privatpersoner å kunne eie et småfly. Flyet kan lande og ta av på vann, det gir store muligheter ved store avstander og dårlige veinett.

Dagens design

Illustrasjon og forklaring av ailerons og flaps ligger på neste side.

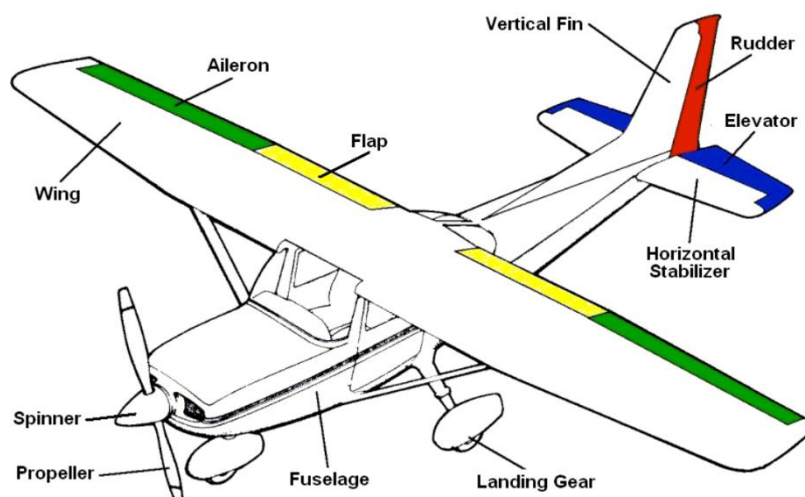
Dagens løsning er en vinge med ailerons og flaps, der flaps styres manuelt og er uavhengig av manøvreringen til ailerons. Det betyr at piloten kan manøvrere fritt med ailerons, selv om man bruker flaps. Dette betyr at man må ha to separate forbindelser ut til hver vinge.

Konseptet

Hensikten med oppgaven er å designe et konsept for en mekanisme som kombinerer funksjonene til ailerons og flaps. Denne delen kalles for en flaperon. I tillegg skal flaps-funksjonen styres automatisk av en motor. Piloten flyr som vanlig, og det er et ufravikelig krav at manøvreringsegenskapene ikke påvirkes negativt. Når flaps-funksjonen utføres skaper det et nytt referansepunkt. Fra det punktet justeres angle of attack etter aileron-funksjonen.

Oppgaven tar for seg det mekaniske, selve programmeringen av motoren er videre arbeid.

Løftekraft genereres når luft kommer på vingen. Større vinkel på vingen mot luftstrømmen (angle of attack), større areal og høyere fart gir mer løftekraft. **Ailerons** og **flaps** gir vingen større areal og angle of attack, som gjør at flyet kan fly i en lavere hastighet. Derfor brukes flaps under landing og take-off. Ailerons får flyet til å rotere ved at den går opp og gir mindre areal på den ene siden, og dermed mindre løftekraft. Dette skaper en rotasjon.



Figur 2 – Manøvreringskomponenter

Hvorfor skal man endre eksisterende design?

Å være pilot er krevende. Konsentrasjonen må være på topp, spesielt under landing og take-off. Det er mange arbeidsoppgaver som må gjøres på en gang. Manøvrering av flyet er krevende alene, i tillegg kommer kommunikasjon med flygeleder og værforhold. Hvis flaps-funksjonen justeres automatisk har piloten en oppgave mindre. Mekanisk sett trenger man en forbindelse mindre ut til hver vinge, og bare én del på vingen i stedet for to. Dette gjør flyet billigere og simplere, slik at det blir lettere å vedlikeholde og holdbarheten øker.

Er det den beste løsningen?

Det er utallige konsept for denne mekanismen. Bare i denne bacheloroppgaven er det 5 forskjellige konsept. Det er brukt faglitteratur og programvare. Samtidig har det vært samarbeid med folkene som lager flyet, og kontakt med produsenter for mulig deleproduksjon.

Resultatene er basert på litteratur, beregninger og samarbeid med firmaet. Noe er basert på skjønn. Det vil si at det er en god løsning, men det er alltid rom for forbedringer.

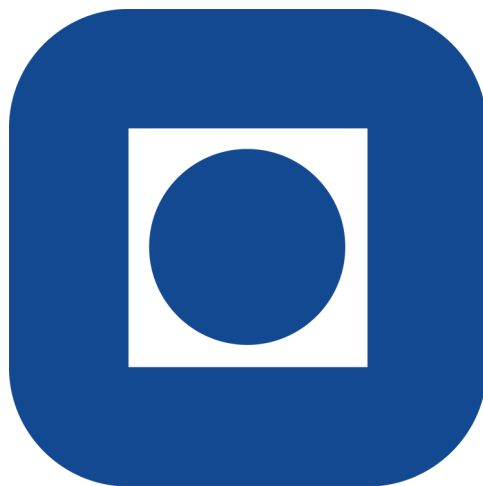
Videre arbeid

Som nevnt i forrige avsnitt er det alltid mulig å forbedre konseptet. Eksperimentering med bruk av kompositter er noe av det mest åpenbare. Mange kompositter er sterke som metaller, men veier bare en brøkdel. I tillegg kan man sikkert finne andre måter å gjøre mekanismen mer kompakt på. Programmeringen av motoren er ikke en del av oppgaven, og er videre arbeid. Det kan by på utfordringer eller muligheter som kan endre utgangspunktet til konseptet. Resultatet er lovende allikevel, og studentene er rimelig sikre på at mekanismen oppfyller funksjonen på en god måte.

Vedlegg B

Forprosjekt

Vedlagt ligger forprosjektet som ble fullført februar 2019.



NTNU

NORGES TEKNISK-NATURVITENSKAPELIGE
UNIVERSITET

INSTITUTT FOR MASKINTEKNIKK OG PRODUKSJON

TMAS3001 - BACHELOROPPGAVE

Forprosjekt

Skrevet av:

Sigurd Bjarne Rørvik, Anders Thingstad Stokkan og Alex Tan

Våren 2019

Tittel Redesign av kontrollsystem til amfibisk småfly	Prosjektnummer MTP-K-2019-04
Forfattere Sigurd Bjarne Rørvik Anders Thingstad Stokkan Alex Tan	Dato: 14-02/2019
	Gradering ÅPEN/LUKKET
Studium Ingeniørfag i maskin	
Studieretning Konstruksjonsteknikk	
Veileder internt Anna Olsen	
Oppdragsgiver Equator Aircraft Norway	
Oppdragsgivers kontaktperson Tomas Brødreskift	
<p>Sammendrag (Norsk og engelsk)</p> <p>I denne oppgaven har vi fått et oppdrag fra Equator Aircraft Norway, der det er behov for å endre kontrollsystemet til småflyet deres med tanke på produksjon. Dette skal vi oppnå ved å bruke elementmetoder, mekanikk og kunnskap om produksjonsteknikker som vi har lært gjennom dette studiet.</p> <p>In this thesis we were given a task from Equator Aircraft Norway, where a redesign of the control system in their light aircraft is needed, with production in mind. We are going to achieve the required results through the use of Finite Element Methods (FEM), mechanics and knowledge of manufacturing methods that we have acquired throughout these previous semesters of this study.</p>	
Stikkord	Keywords
<ul style="list-style-type: none"> ◇ Produktutvikling ◇ Mekanisk ◇ Material ◇ Produksjonsvennlig ◇ Elementmetoder 	<ul style="list-style-type: none"> ◇ Product development ◇ Mechanical ◇ Material ◇ Production friendly ◇ Finite element methods

Forord

Høsten 2018 bestemte vi å skrive bacheloroppgave sammen. Vi gikk gjennom flere av forslagene instituttet hadde fått tilsendt, i tillegg til at vi oppsøkte et par bedrifter. En av de bedriftene var Equator Aircraft, som vi hadde lest om i Teknisk Ukeblad. Da vi tok kontakt, hadde de flere interessante utfordringer. Blant de var å endre det mekaniske kontrollsystemet, forbedring av låsemekanismen for canopy og seteløsning.

Vi endte opp med å velge oppgaven med å endre det mekaniske kontrollsystemet. Modellering og produktutvikling er arbeidsoppgaver vi kan se for oss jobbe med i fremtiden med flyindustrien som et spennende område.

Utfordringene fremover blir å få innsikt i hvordan nåværende kontrollsystem fungerer. I tillegg er det strenge krav til sertifisering innen flybransjen, noe vi må ta hensyn til.

Innhold

Forside	i
Forord	ii
Innhold	iii
Tabeller	iii
1 Mål og rammer	1
1.1 Problemdefinering	1
1.2 Resultatmål	1
1.3 Effektmål	2
1.4 Rammer	2
2 Organisering	2
3 Hovedaktiviteter	3
3.1 Hovedaktiviteter	3
3.2 Milepæler	3
4 Oppfølging og kvalitetssikring	4
4.1 Kvalitetssikring	4
4.2 Rapportering	4
5 Risikoanalyse	5
6 Vedlegg	7
6.1 Adresseliste	7
6.2 Gantt-skjema	7
6.3 Samarbeidsavtale	7

Tabeller

1 Antatte hendelser med konsekvenser	5
2 Risikomatrise	6

1 Mål og rammer

1.1 Problemdefinering

Bedriften har laget en prototype av et amfibiefly. Det mekaniske kontrollsystemet er rudimentært, og skal forbedres før flyet settes i produksjon.

Oppgaven er å lage en løsning til det mekaniske kontrollsystemet. Dette innebærer å forstå og endre på balanseror og flaps på hovedvingene, og høyderor på de bakre vingene. Tradisjonelt styres disse uavhengige av hverandre, med tanke på deres forskjellige funksjoner. Det er ønskelig å lage en løsning slik at drift og vedlikehold kan utføres så enkelt som mulig.

Problemstilling

Hvordan kan det mekaniske kontrollsystemet endres med hensyn på funksjonalitet, vedlikehold og produksjon?

1.2 Resultatmål

For å oppnå et ønskelig resultat er det noen mål som må oppnåes:

- ◇ Utvikle flere konsept som svarer til kravene i ASTM F2840-11.
- ◇ Det skal leveres en 3D-modell av kontrollsystemet som tilfredsstillter kravene og behovene.
- ◇ Kontrollsystemet skal være drifts- og vedlikeholdsvennlig.
- ◇ Kontrollsystemet skal endres med hensyn på funksjonalitet.
- ◇ Det mekaniske kontrollsystemet skal være intuitivt, presist og ha en sensitivitet som gjør systemet forutsigbart for alle piloter.

1.3 Effektmål

Det er satt flere effektmål for gruppen.

- ◇ Øke ferdigheter i akademisk skriving.
- ◇ Bruke elementmetoder i sammenheng med virkelige produkter
- ◇ Øke kompetansen i programvaren.
- ◇ Øke kompetanse innen innovasjon og produktutvikling.
- ◇ Skaffe innsikt rundt prosjekt og gruppearbeid.
- ◇ Lære enkle programmeringsspråk.

1.4 Rammer

For at resultatene skal oppnås, er gruppen avhengig av noen kritiske ressurser.

- ◇ Behovet for eget rom er stort. Siden instuttet ikke tildeler faste rom for bachelorstudenter, er det ideelt å reservere rom i god tid.
- ◇ En av oppgavene er å bruke elementmetoder (FEM). Bedriften ønsker at vi bruker programvaren Solidworks for 3D-modelleringen.
- ◇ Det er mulig å benytte datasalene rundt på NTNU. I tillegg tilbyr NTNU denne programvaren.
- ◇ Tid er en viktig ressurs og det er et ufravikelig krav at oppgaven skal inn 20. mai.
- ◇ Det skal lages en tidsplan som viser viktige frister og hvor mye arbeid som skal brukes på hver av milepælene.
- ◇ Et verksted er nødvendig når en demonstrasjonsenhet skal bli konstruert.

2 Organisering

Denne bacheloroppgaven er et samarbeid mellom Equator Aircraft Norway, studentene Sigurd Bjarne Rørvik, Anders Thingstad Stokkan og Alex Tan og NTNU. Equator Aircraft er representert av Tomas Brødreskrift, og NTNU er representert av veileder Anna Olsen.

Vi skal i prinsippet jobbe selvstendig fra Equator Aircraft, men ha jevnlig møter.

3 Hovedaktiviteter

3.1 Hovedaktiviteter

Litteratursøk

De første ukene vil bli brukt konkret til litteratursøk for å være forberedt på resten av oppgaven. Av emner som skal studeres er sertifisering og standarder, mekanikk, automasjon og produktutvikling. Det vil bli utført litteratursøk gjennom hele oppgaven, men det er fokusområdet frem til 15. februar.

Modellering og simulering

Den ferdige løsningen vil bli modellert i Solidworks. I denne hovedaktiviteten skal vi lage en tredimensjonal tegning, og samtidig kjøre forskjellige type simuleringer og beregninger på modellen.

Planlegge og bygge demonstrasjonsenhet

Det skal bygges en demonstrasjonsenhet for å visualisere automatisk endring av vinkelen på balanseror.

3.2 Milepæler

Arbeidsoppgave	Sluttdato/Frist
Forprosjekt	15. februar
Litteratursøk	15. februar
Konseptutvikling	15. mars
Håndberegninger	29. mars
Demonstrasjonsenhet	29. mars
Endelig oppgavetittel	10. april
Ferdig simulering	26. april
Innlevering oppgave	20. mai

4 Oppfølging og kvalitetssikring

4.1 Kvalitetssikring

Kvalitet kommer av godt planlagt arbeid der en kan ha nok tid og være nøye. Derfor er det laget en konservativ tidsplan slik at gruppen får nok tid på hver hovedaktivitet. Siden gruppen består av tre personer vil det være gunstig å sikre kvalitet med å diskutere før en skriver, og gå over det de andre skriver. Helt til slutt er den siste uka før innleveringsfristen satt av til å gå over og kvalitetssikre oppgaven.

4.2 Rapportering

Gruppen skal sørge for å ha god kommunikasjon med veileder under oppgaven. Dette skal gjøres med fast møte en gang hver andre uke, etter behov. Skulle det være nødvendig med rådgivning eller hjelp på et problem, kan det avtales flere møter.

5 Risikoanalyse

Referanse	Handling	Antatte Konsekvenser	Tiltak
1	Sykdom	Hindrer fremgang	Forbedre individuell helse
2	Fravær	Hindrer fremgang	Kommunisere før fraværet oppstår
3	Unødvendige pauser	Hindrer fremgang/lavere kvalitet	Tydelige pause- og arbeidstider
4	Hastverk	Lavere kvalitet i rapport	Benytte Gantt-skjema
5	Uforutsigbare problem/gjennomførbarhet	Økt tidsbruk	Benytte ekstern kompetanse/eksper-tise
6	Tap av filer	Økt tidsbruk, havner bak tidsplan	Skylagring, sikkerhetskopiering

Tabell 1: Antatte hendelser med konsekvenser

- ◇ Sykdom er en uforutsigbar faktor som en ikke har kontroll over.
- ◇ Fravær er en noe som en helst planlegger på forhånd så vi har mulighet til å diskutere med de andre.
- ◇ Unødvendige pauser er der en har for enge/lange tidsrom der en ikke jobber eller jobber med redusert kvalitet.
- ◇ Hastverk forekommer dersom en ikke følger et gitt tidsskjema, og ligger bak den.
- ◇ Uforutsatte problem/gjennomførbarhet er problemer som er faglig relevant, men som krever videre ekspertise/kompetanse.
- ◇ Tap av filer går ut på at digitale analyser, beregninger og/eller tegninger går tapt på grunn av programvare- eller systemfeil.

Sannsynlighet	Svært sannsynlig					
	Sannsynlig	2				
	Mindre sannsynlig			3		
	Lite sannsynlig			1	4, 5	
	Usannsynlig				6	
		Ubetydelig	Mindre alvorlig	Betydelig	Alvorlig	Svært Alvorlig
		Konsekvens				

Tabell 2: Risikomatrise

6 Vedlegg

6.1 Adresseliste

Navn Sigurd Bjarne Rørvik
Adresse Mellomila 34, 7018 Trondheim
E-post sigurdbrorvik@gmail.com
Mobil 412 56 865

Navn Anders Thingstad Stokkan
Adresse Dyre Halses gate 2, 7042 Trondheim
E-post anders.t.stokkan@gmail.com
Mobil 955 59 368

Navn Alex Tan
Adresse Klæbuveien 128, 7031 Trondheim
E-post taal1811@gmail.com
Mobil 415 22 792

Navn Anna Olsen
E-post anna.olsen@ntnu.no
Mobil 73 41 25 32

Navn Tomas Brødreskift
E-post tb@equatoraircraft.com
Mobil 970 39 469

6.2 Gantt-skjema

Se eget vedlegg

6.3 Samarbeidsavtale

Se eget vedlegg

Vedlegg C

Beregninger

C.1 Aksialkrav fra støtstag

Ifølge Luftfartstilsynet er dimensjonerende last 180N ytterst på styrehåndtak.

Med en arm på 345mm gir det et moment på

$$M = F \times l = 180N \times 0,345m = 62,1Nm. \quad (C.1)$$

Arm fra torsjonsstag til støtstag er 105mm som resulterer i en aksialkraft F fra støtstagene på

$$F = \frac{M}{l} = \frac{62,1Nm}{0,105m} = 591,4N. \quad (C.2)$$

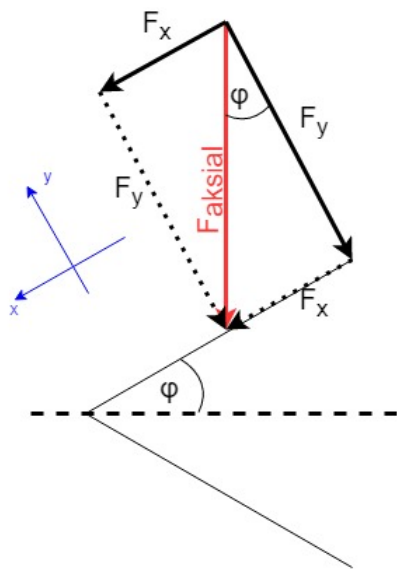
Med sikkerhetsfaktor $FoS = 1,5$ blir dimensjonerende kraft F_d

$$F_d = F \times FoS = 591,4N \times 1,5 = 887N \approx \underline{900N}. \quad (C.3)$$

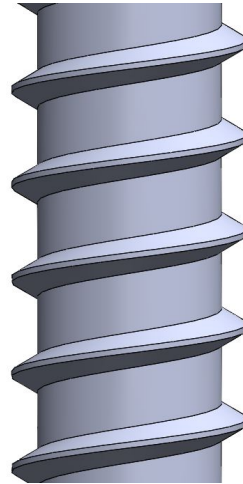
C.2 Selvlåsende gjenger

For at gjengene skal være selvlåsende, vil kravet være at friksjonskraften, F_R , må være større enn den dekomponerte kraften F_x . I databladet fra *maedler.de* er det vedlagt en tabell over forskjellige friksjonskoeffisienter, μ , etter hva slags materiale

det er som glir mellom hverandre og informasjon om diverse smøring. Det er da mulig å beregne ut den minste friksjonskoeffisienten som kreves for selvlåsing.

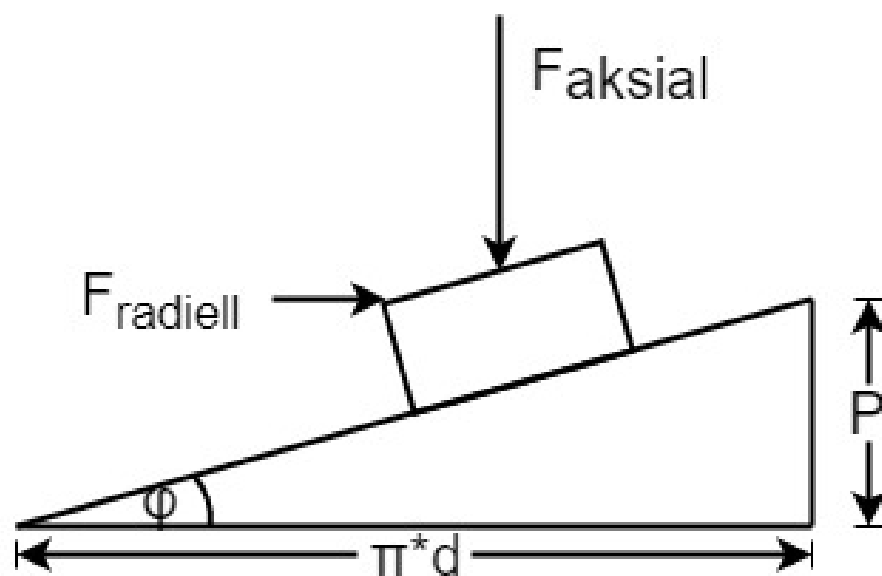


(a) Krefter på gjengene



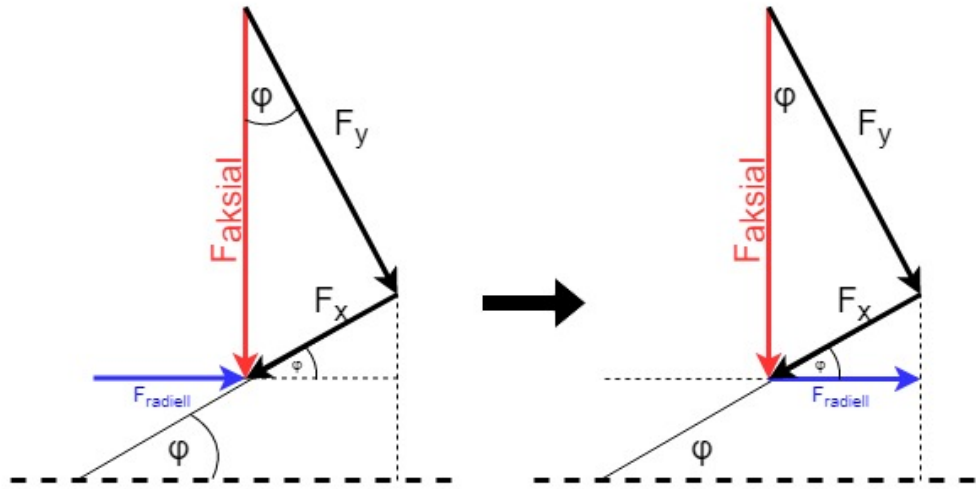
(b) Gjenger

Figur C.1: Gjenger

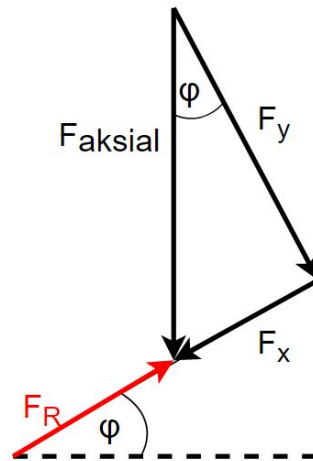


Figur C.2: Relasjon mellom aksial- og radiellkraft på gjenger

$$\begin{aligned}
 \tan \varphi &= \frac{P}{\pi d} \\
 \varphi &= \arctan \frac{P}{\pi d} \\
 \varphi &= \arctan \frac{4mm}{\pi \times 16mm} \\
 \varphi &= \underline{4.54^\circ}
 \end{aligned}
 \tag{C.4}$$



Figur C.3: Vektordiagram over krefter og dekomponerte krefter på gjenger



Figur C.4: Vektordiagram og relasjon over friksjonskraft og påkjente krefter

VEDLEGG C. BEREGNINGER

$$F_R = \mu F_y \quad (C.5)$$

$$\cos \varphi = \frac{F_y}{F_{aksial}} \quad (C.6)$$

$$\sin \varphi = \frac{F_x}{F_{aksial}} \quad (C.7)$$

Antar at $F_R \geq F_x$. Setter sammen likning C.5, C.6 og C.7.

$$F_R = \mu F_{aksial} \cos \varphi$$

$$F_x \leq \mu F_{aksial} \cos \varphi$$

$$F_{aksial} \sin \varphi \leq \mu F_{aksial} \cos \varphi$$

$$F_{aksial} \sin \varphi \times \frac{1}{F_{aksial}} \leq \mu F_{aksial} \cos \varphi \times \frac{1}{F_{aksial}} \quad (C.8)$$

$$\sin \varphi \leq \mu \cos \varphi$$

$$\mu \geq \frac{\sin \varphi}{\cos \varphi}$$

$$\mu \geq \tan 4.54^\circ$$

$$\mu \geq \underline{0.0794}$$

Comparison of Friction Coefficients

Spindle / Nut	Static		Dynamic		Dry-Running Characteristics
	Dry	Oil Lubricated	Dry	Oil Lubricated	
Steel / Steel	0.33	0.10	0.15	0.05	none
Steel / Cast iron	0.20	0.10	0.10	0.05	limited
Steel / Red brass	0.20	0.10	0.10	0.05	good
Steel / plastic	0.10	0.04	0.10	0.01-0.04	excellent
Stainl. steel / Stainl. steel	0.33	0.1	0.15	0.05	none
Steel / Stainless steel	0.33	0.1	0.15	0.05	none

Tabell C.1: Tabell over friksjonskoeffisienter

Ser at tørr rustfritt/rustfritt på henholdsvis ledeskruen og mutteren har høyere friksjonskoeffisientverdi enn 0.0794. Det er da to friksjonskoeffisienter, statisk og dynamisk. Den statiske friksjonskoeffisienten virker når mutteren står stille, og med en gang mutteren glir, er det den dynamiske som virker.

C.3 Motor

Vedlagt er beregningene som ble brukt for å dimensjonere motorstørrelse.

Vinkelen φ , løses ved hjelp av figur C.2 og simpel trigonometri.

$$\begin{aligned}
 P &= 4mm & d &= d_{skruetaksling} = 16mm & F_{maks} &= F_{aksial} = 900N \\
 \varphi &= \arctan\left(\frac{P}{\pi d}\right) \\
 \varphi &= \arctan\left(\frac{4mm}{\pi \times 16mm}\right) \\
 \varphi &= \underline{4.54^\circ}
 \end{aligned} \tag{C.4}$$

Gjengene har en stigning på $\varphi = 4.54^\circ$.

På figur C.3 vises det hvor den radielle krafta virker.

$$\begin{aligned}
 \tan \varphi &= \frac{F_{radiell}}{F_{aksial}} \\
 F_{aksial} \times \tan \varphi &= F_{radiell} \\
 F_{radiell} &= 900N \times \tan 4.54^\circ \\
 F_{radiell} &= \underline{71.46N}
 \end{aligned} \tag{C.9}$$

Friksjonskrafta som kreves av gjengene er 71.46N. Ved en eventuell uheldig hendelse hvor gjengene ikke tar opp kreftene, er det ønskelig at motoren skal ta opp disse kreftene.

Torsjon = Kraft \times Arm

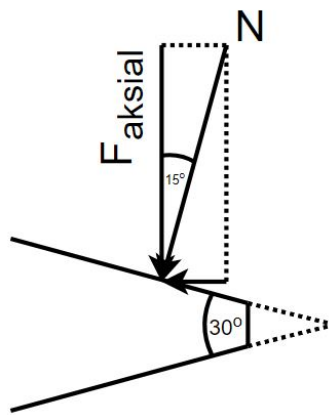
$$\begin{aligned}
 T &= F_{radiell} \times r_{skruetaksling} \\
 T &= F_{radiell} \times \frac{d}{2} \\
 T &= 71.46N \times \frac{16mm}{2} \\
 T &= \underline{571.7Nmm} \approx \underline{0.57Nm}
 \end{aligned} \tag{C.10}$$

VEDLEGG C. BEREGNINGER

Siden det er to skrueakslinger, vil det totale torsjonsmomentet bli (Statisk):

$$T_{total} = 2 \times T = 2 \times 0.57Nm = \underline{\underline{1.14Nm}}$$

I teorien vil det kreve mer torsjonsmoment når mutteren flyttes, grunnet av friksjonen i gjengene. For å finne dette torsjonsmomentet er pensumheftet i Maskindeler 1 benyttet. Fra pensumheftet har vi gitt at flankevinkelen på trapesgjenger er 30° (Dørum, 2001, kap.8).



Figur C.5: Gjengeflanken på trapesgjenger

Fra tabell C.1 har vi følgende opplysninger:

Statisk friksjonskoeffisient: $\mu_s = 0.33$ Dynamisk friksjonskoeffisient: $\mu_d = 0.15$

Statisk friksjon

$$T_t = F_{aksial} \tan(\varphi + \epsilon_1) \frac{d_2}{2} \quad (C.11)$$

$$\tan \epsilon_1 = \frac{\mu_s}{\cos 15} \quad (C.12)$$

Likning C.12:

$$\begin{aligned}\epsilon_1 &= \arctan \frac{\mu_s}{\cos 15} \\ \epsilon_1 &= \arctan \frac{0.33}{\cos 15} \\ \epsilon_1 &= \underline{18.86^\circ}\end{aligned}\tag{C.12}$$

Setter resultatet fra likning C.12 inn i likning C.11.

$$\begin{aligned}T_{t,statisk} &= F_{aksial} \tan(\varphi + \epsilon) \frac{d_2}{2} \\ T_{t,statisk} &= 900N \times \tan(4.54^\circ + 18.86^\circ) \times \frac{16mm}{2} \\ T_{t,statisk} &= \underline{3115.7Nmm} \approx \underline{3.12Nm}\end{aligned}\tag{C.11}$$

To akslinger gir totalt:

$$T_{tot,statisk} = 2 \times T_t = 2 \times 3.12Nm = \underline{6.24Nm}\tag{C.13}$$

Dette blir torsjonsmomentet som motoren må overvinne for å bevege på mutteren når piloten øker vingevinkelen, grunnet av vinden som dytter på flaperonene.

Dynamisk friksjon

Når mutteren har begynt å bevege seg blir får vi dynamisk friksjon:

$$\begin{aligned}\epsilon_1 &= \arctan \frac{\mu_d}{\cos 15} \\ \epsilon_1 &= \arctan \frac{0.15}{\cos 15} \\ \epsilon_1 &= \underline{8.83^\circ}\end{aligned}\tag{C.12}$$

Setter resultatet fra likning C.12 inn i likning C.11.

$$\begin{aligned}T_{t,dynamisk} &= F_{aksial} \tan(\varphi + \epsilon) \frac{d_2}{2} \\ T_{t,dynamisk} &= 900N \times \tan(4.54^\circ + 8.83^\circ) \times \frac{16mm}{2} \\ T_{t,dynamisk} &= \underline{1711.3Nmm} \approx \underline{1.71Nm}\end{aligned}\tag{C.11}$$

VEDLEGG C. BEREGNINGER

Totalt med to akslinger:

$$T_{tot,dynamisk} = 2 \times T_{t,dynamisk} = 2 \times 1.71Nm = \underline{3.42Nm} \quad (C.14)$$

Dette er torsjonsmomentet motoren må levere for fortsette å bevege mutteren.

C.4 Omdreiningstall

Omdreiningstallet er beregnet med tanke på hvor fort ledeskruen skal bevege seg.

Den har en bane på 60mm på omtrent 10 sekunder. Dette gir en lineærfart på 6mm/s. Pitchen på ledeskruene er $P = 3mm$ som gir

$$n = \frac{v \times 60}{P} = \frac{6mm/s \times 60}{3mm/omdr} = 120rpm \quad (C.15)$$

C.5 Utveksling

Utteksling tannreim der $z_1 =$ tenner drivende reim og $z_2 =$ tenner drevne reim

$$i_1 = \frac{z_1}{z_2} = \frac{18}{26} = 0.69 \quad (C.16)$$

Utteksling tannhjul der $z_3 =$ tenner drivende tannhjul $z_4 =$ tenner drevne tannhjul

$$i_2 = \frac{z_3}{z_4} = \frac{15}{30} = 0.5 \quad (C.17)$$

Total utteksling blir da


$$i_{tot} = i_1 \times i_2 = \frac{10}{13} \times 0.5 = \underline{0,346} \quad (C.18)$$

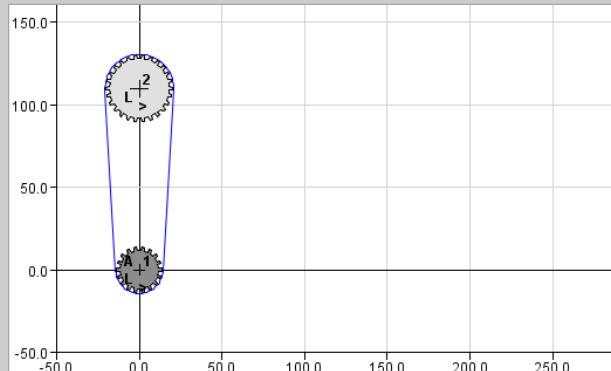
C.6 Maedler og jvl.dk

Følgende bilder er utklipp fra kalkulasjonsprogrammet Maedler Tools.

Timing belt dimensioning

Detailed instruction and FAQ

Current timing belt pulley No. 1			
x-Position [mm]	<input type="text" value="0.0"/>	Direction of rotation	<input checked="" type="checkbox"/> Power calculation
y-Position [mm]	<input type="text" value="0.0"/>	<input type="radio"/> Clockwise	Power [kW] <input type="text" value="0.08"/>
Number of teeth	<input type="text" value="18"/>	<input checked="" type="radio"/> Anticlockwise	Speed [rpm] <input type="text" value="350.0"/>
Outer Ø [mm]	<input type="text" value="27.51"/>	<input checked="" type="checkbox"/> Drive	Torque [Nm]: <input type="text" value="2.3"/>



Belt type: HTD5M

Width [mm]: 15.0

Adding a timing belt... >

Removing a timing belt pulley <

Changing the sequence >


Belt length [mm]: 330.0

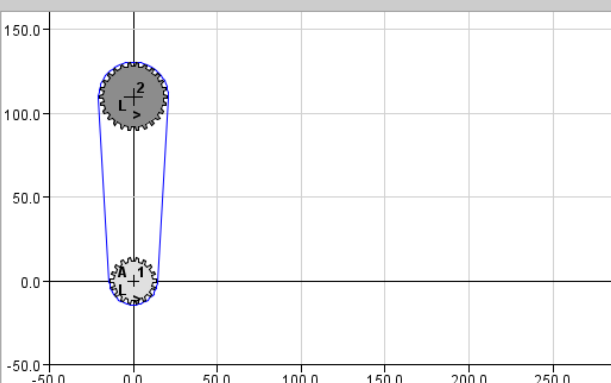
Safety: 1.94

The calculations have been drafted with the greatest possible care and tested for correctness. Despite this, MADLER® cannot assume any liability for losses or damage of whatever kind arising directly or indirectly from the use of the calculations and software on offer here.

Timing belt dimensioning

Detailed instruction and FAQ

Current timing belt pulley No. 2			
x-Position [mm]	<input type="text" value="0.0"/>	Direction of rotation	<input checked="" type="checkbox"/> Power calculation
y-Position [mm]	<input type="text" value="109.814"/>	<input type="radio"/> Clockwise	Power [kW] <input type="text" value="0.08"/>
Number of teeth	<input type="text" value="26"/>	<input checked="" type="radio"/> Anticlockwise	Speed [rpm] <input type="text" value="242.31"/>
Outer Ø [mm]	<input type="text" value="40.24"/>	<input type="checkbox"/> Drive	Torque [Nm]: <input type="text" value="3.15"/>



Belt type: HTD5M

Width [mm]: 15.0

Adding a timing belt... >

Removing a timing belt pulley <

Changing the sequence >

Belt length [mm]: 330.0

Safety: 1.94

The calculations have been drafted with the greatest possible care and tested for correctness. Despite this, MADLER® cannot assume any liability for losses or damage of whatever kind arising directly or indirectly from the use of the calculations and software on offer here.

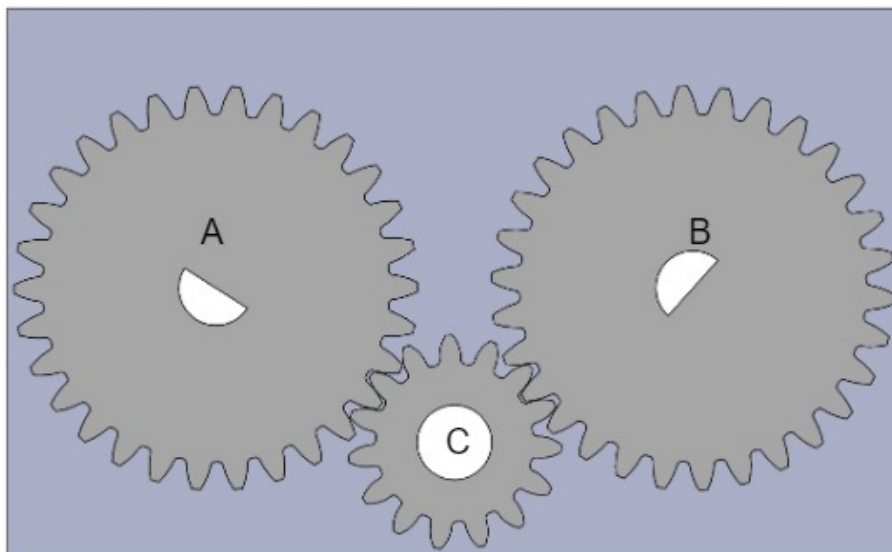
Figur C.6: Utklipp av Maedler tools

Vedlegg D

Fremgangsmåter for analyse

I dette vedlegget finner man de forskjellige fremgangsmåtene for hva, hvorfor og hvordan rammebetingelsene er satt opp.

D.1 Statisk analyse: Tannhjul

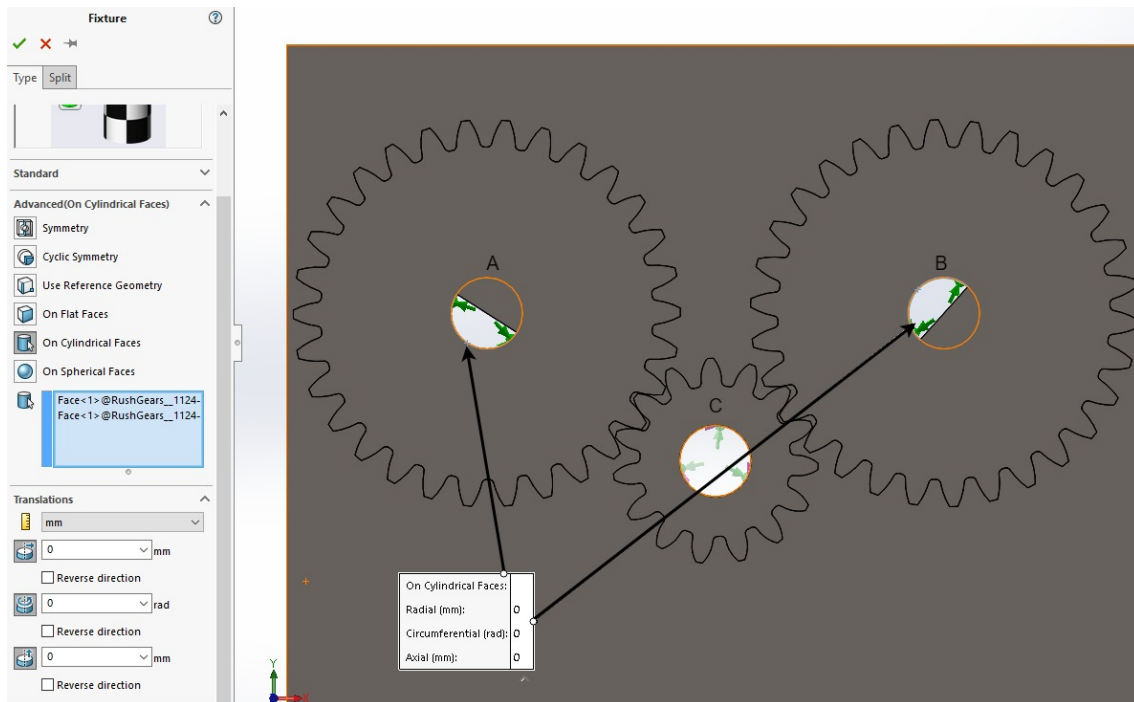


Figur D.1: Oppsett for tannhjul

I sammenstillingen av hele enheten er det satt at tannhjul C (Som illustrert i figur D.1) er det drivende tannhullet, av de tre tannhjulene. Av å se på figur D.1 er det åpenbart at det er enten tennene som begynner å flyte/gå i brudd, eller at selve tannhjul C gir seg på grunn av at tannhjul C roterer dobbelt så mange omdreininger enn A og B.

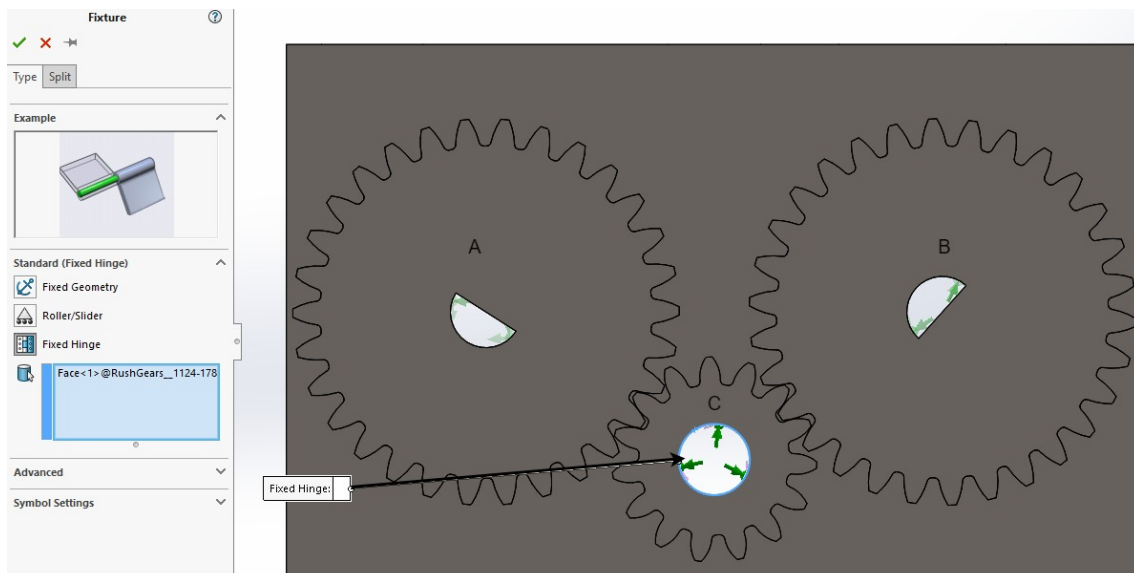
Det er av den grunn ønskelig å vite om tannhjul C går i brudd eller flyt. Det blir derfor satt opp et maksimalt statisk moment på 5Nm ($4.6\text{Nm} \sim$ for å bevege på mutterene hos tannhjul A og B) som en øvre grense for tannhjul C. For å simulere at vinden dytter tilbake flaperonene, er det gunstig å bruke full fastholding på tannhjul A og B slik at de ikke beveger på seg. Tannhjul C, derimot, skal ha en opplagring der tannhullet er fri til å rotere.

VEDLEGG D. FREMGANGSMÅTER FOR ANALYSE



Figur D.2: Opplagring for tannhjul A og B

Bruker ”Advanced fixtures” og deretter velger ”On cylindrical faces”. Velger da hullene som vist i figur D.2. Velger at det skal være ingen bevegelse aksielt, radielt og tangensielt.

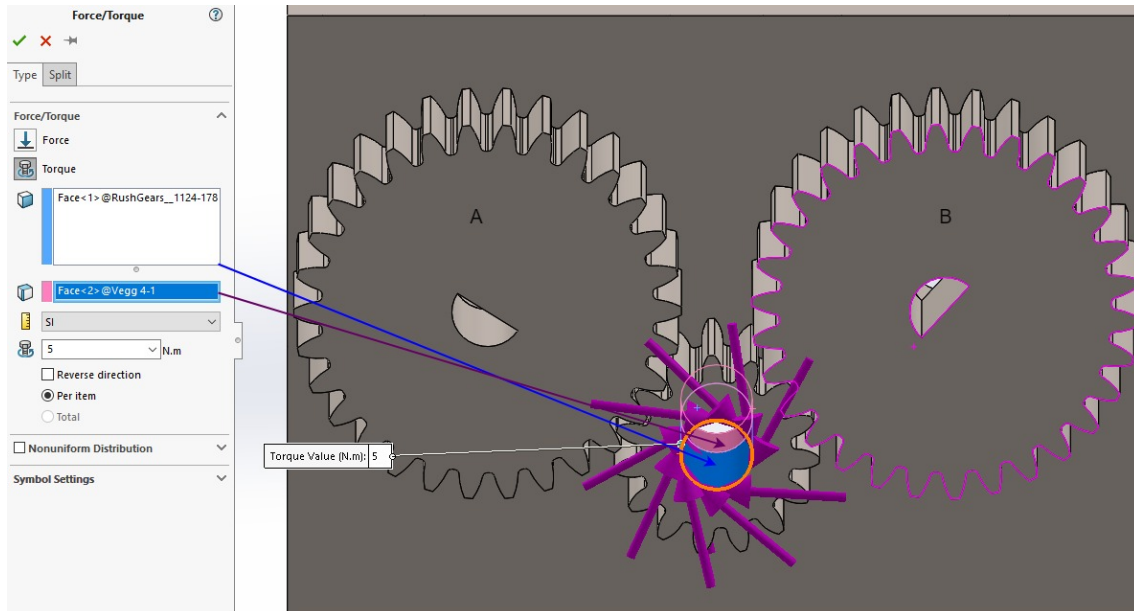


Figur D.3: Opplagring for tannhjul C

Bruker opplagringen som heter ”Fixed hinge”, noe som gir mulighet for roterende

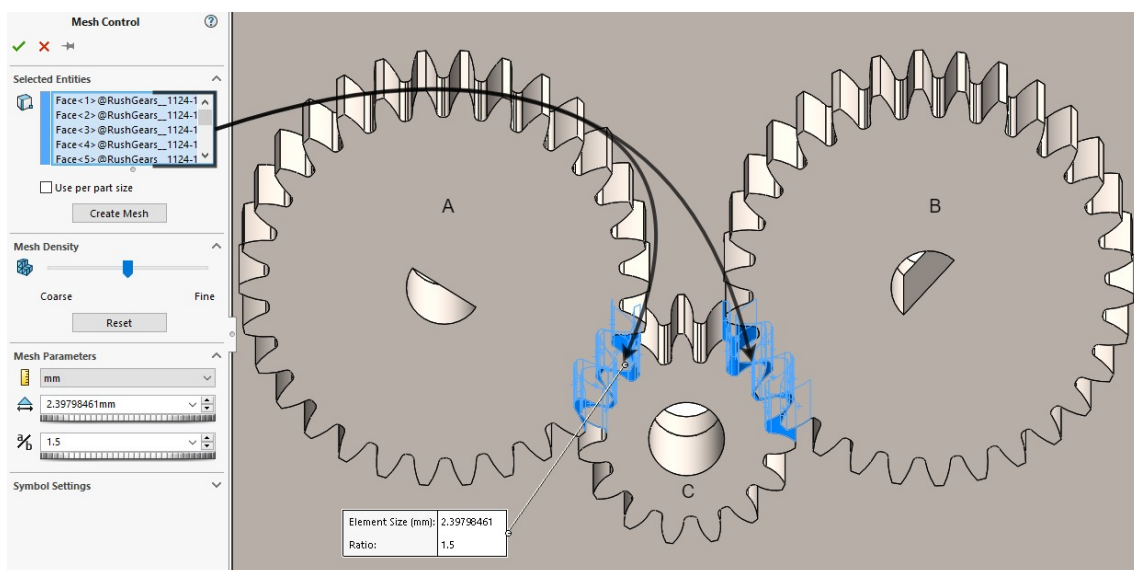
VEDLEGG D. FREMGANGSMÅTER FOR ANALYSE

bevegelse, men ikke aksielt eller radielt. Som vist på figuren blir denne hengselen påført i hullet som illustrert i figur D.3.

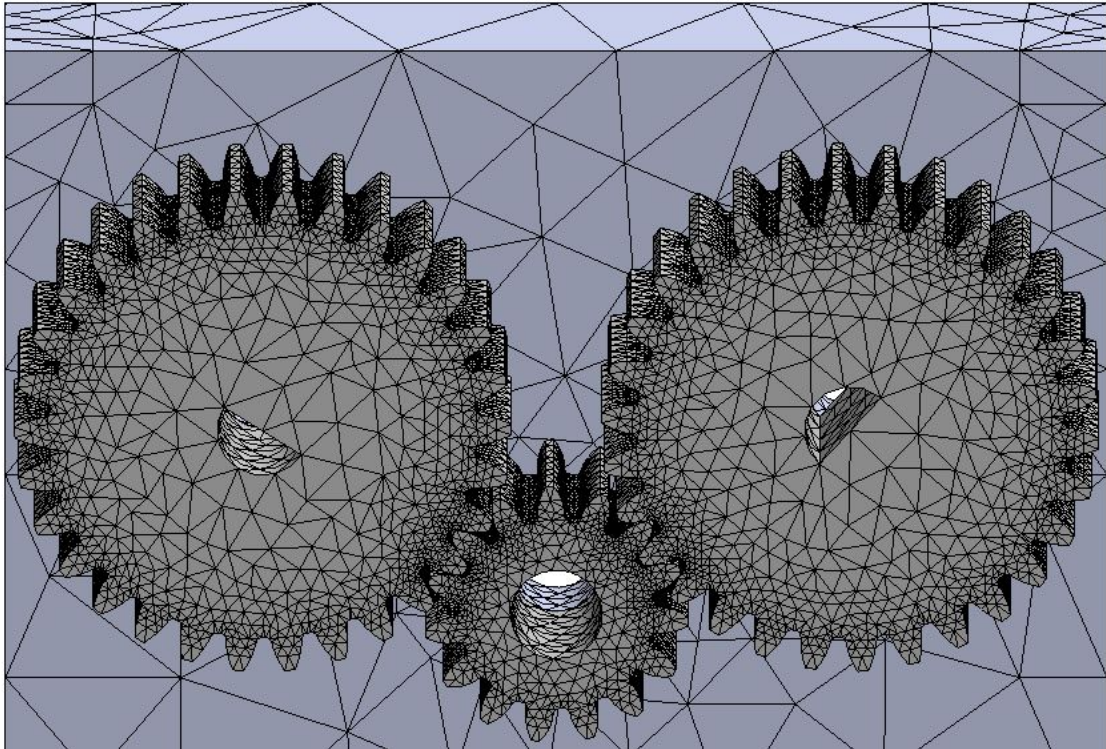


Figur D.4: Moment på tannhjul C

Velger "Force/Torque", haker av på "Torque". Velger overflatene som vist i figur D.4. Legger inn 5Nm.



Figur D.5: "Mesh control"



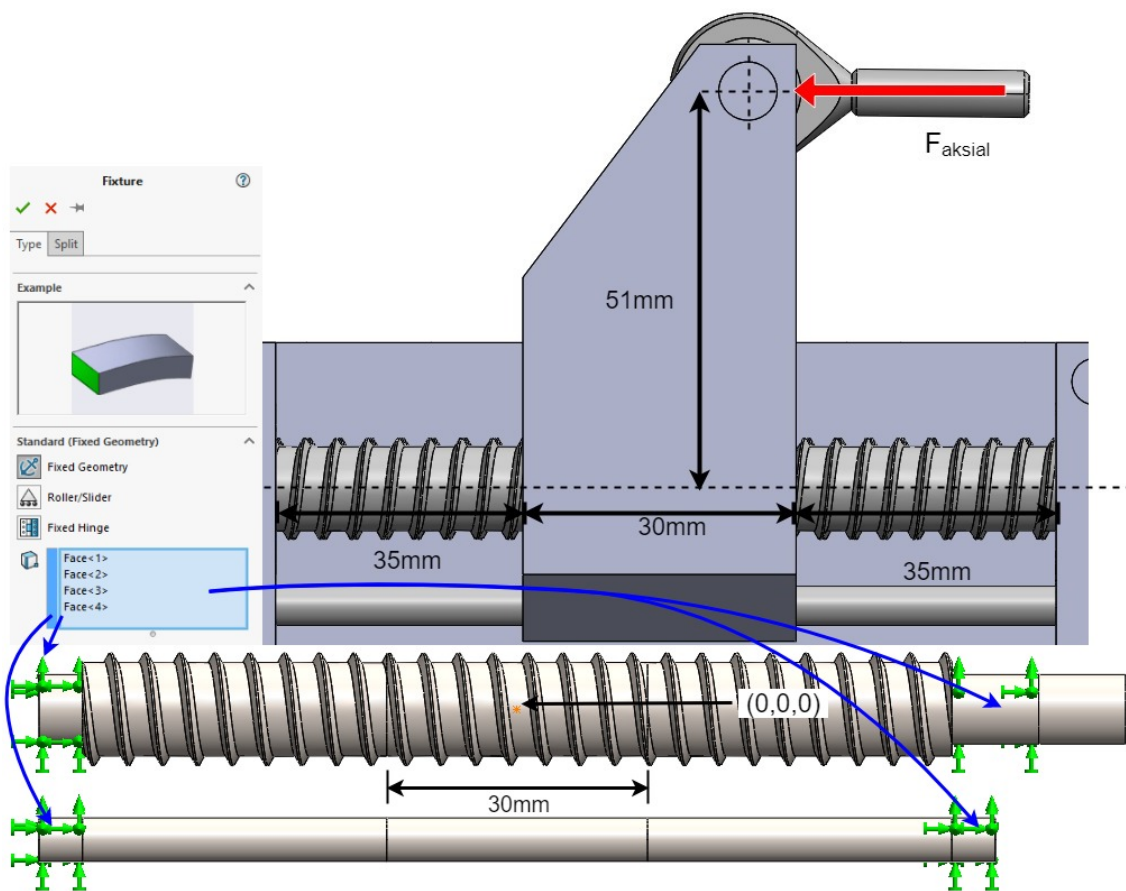
Figur D.6: Strukturkvalitet (mesh)

Det er fornuftig å kjøre en grov analyse der meshstrukturen er grov før en bestemmer seg for å gjøre flere finere analyser. Hvis det ikke dukker opp unaturlige singulariteter eller spenninger som nærmer flyt/brudd, så er det unødvendig med finere analyser. Legger til en meshcontrol på anviste flater i figur D.5. Dette gjøres for å få et mer nøyaktig resultat rett ved tennene. I figur D.6 blir meshstrukturen vist, og visse flater har finere meshstruktur. Selve veggen er ikke essensiell for selve analysen for tennene, men er med for å være referanse for opplagring for tannhjulene.

Til slutt defineres materialet på tannhjulene og veggen. Det anses at tannhjulene skal være rustfritt stål AISI 316. Siden denne analysen er for å sjekke om tennene/tannhjul C holder, vil veggen bli ignorert her.

Resultater av denne analysen finnes i kapittel 6.2.

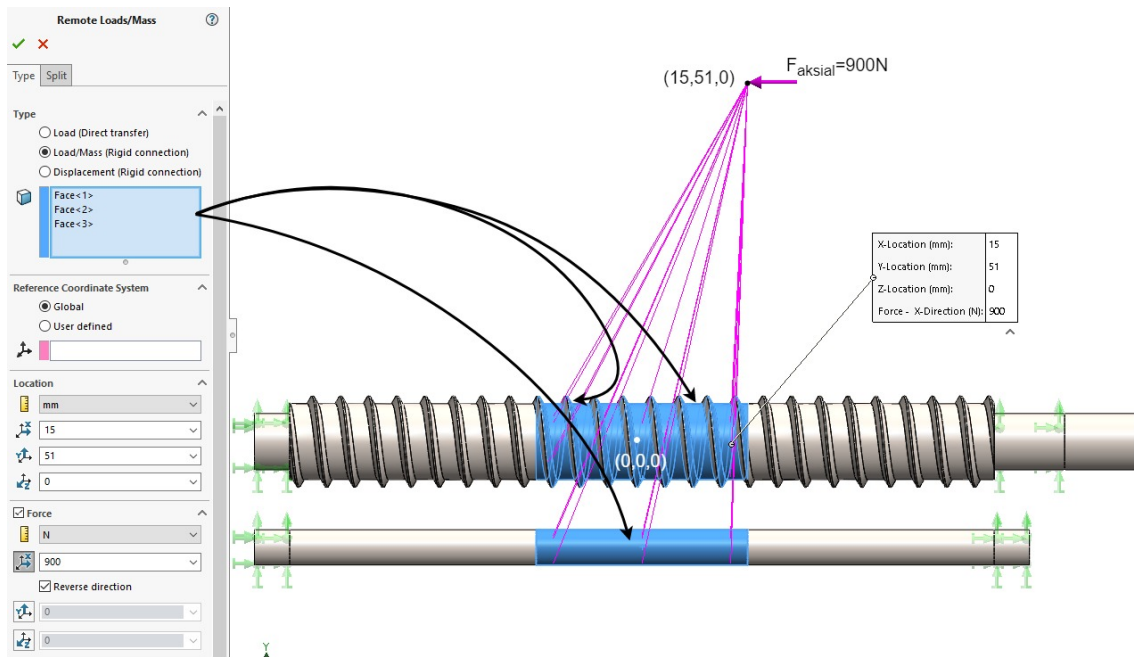
D.2 Statisk analyse: Ledeskrue



Figur D.7: Opplagring i forhold til modellen

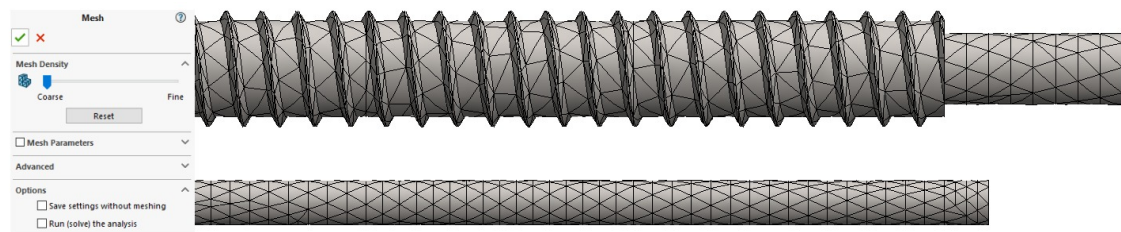
Modellen opplagres som vist i figur D.7, med "Fixed Geometry".

VEDLEGG D. FREMGANGSMÅTER FOR ANALYSE



Figur D.8: Remote load

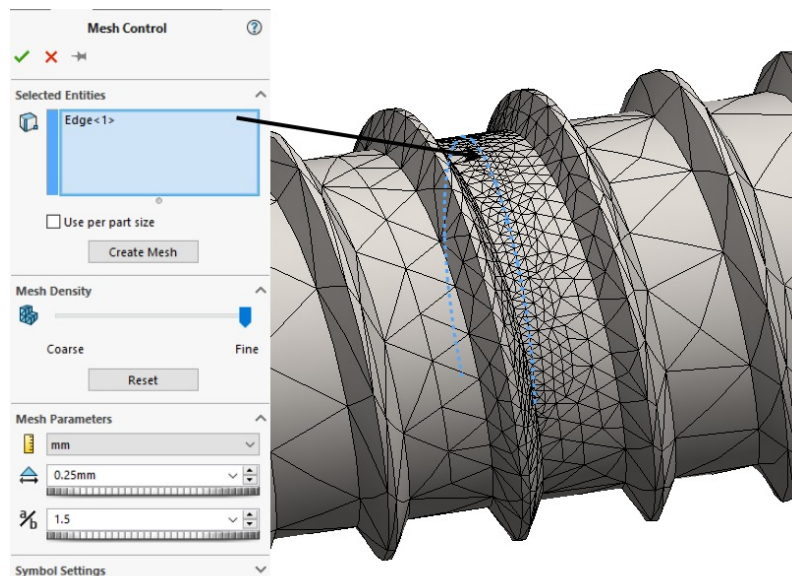
Bruker "Remote Load" for å påføre ytre påkjenningene fra støtstagene. Overflatene blir valgt som vist i figur D.8 og legger inn koordinatene for hvor mutteren skal være (i forhold til origo). Det er viktig å bruke "Rigid connection" grunnet av at mutteren er stiv. Legger inn aksialkraft $N_{aksial} = 900N$.



Figur D.9: Elementstruktur (mesh)

Elementstrukturen blir påført som vist i figur D.9. Dette er den groveste strukturen som finnes.

VEDLEGG D. FREMGANGSMÅTER FOR ANALYSE



Figur D.10: "Mesh control"

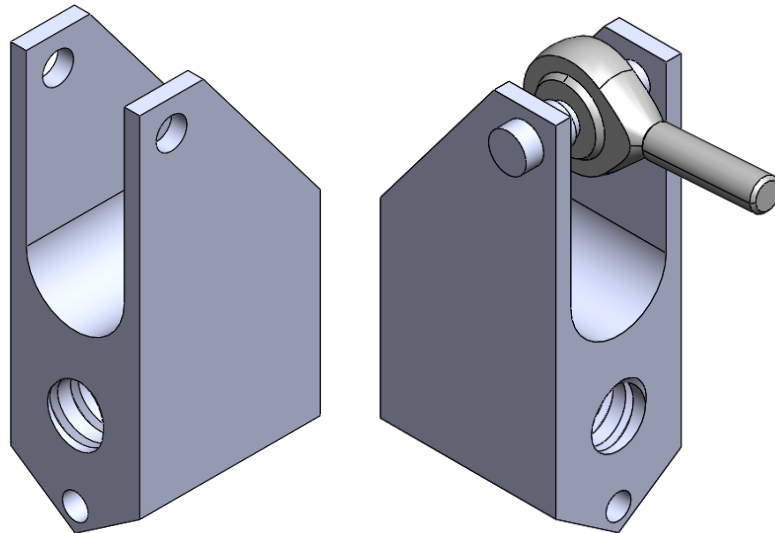
I resultatene er det blitt brukt "mesh control". Dette gjøres som vist i figur D.10.

"Mesh Parameters" blir endret på for å få finere/grovere mesh.

Til slutt defineres materialet på ledeskruen og stangen som rustfritt stål AISI 316.

Resultater for denne analysen finnes i kapittel 6.3.

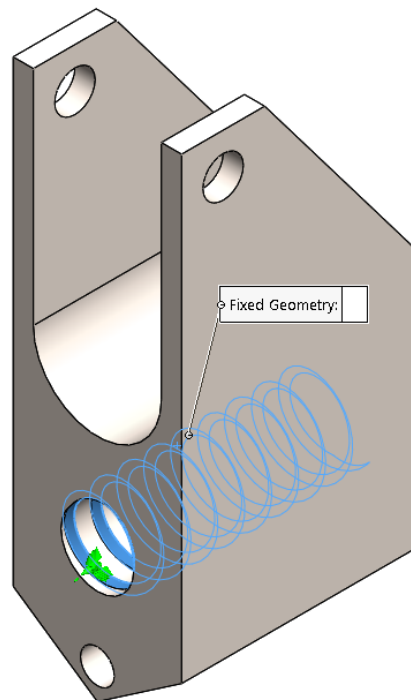
D.3 Statisk analyse: Mutter



Figur D.11: Opplagring mutter

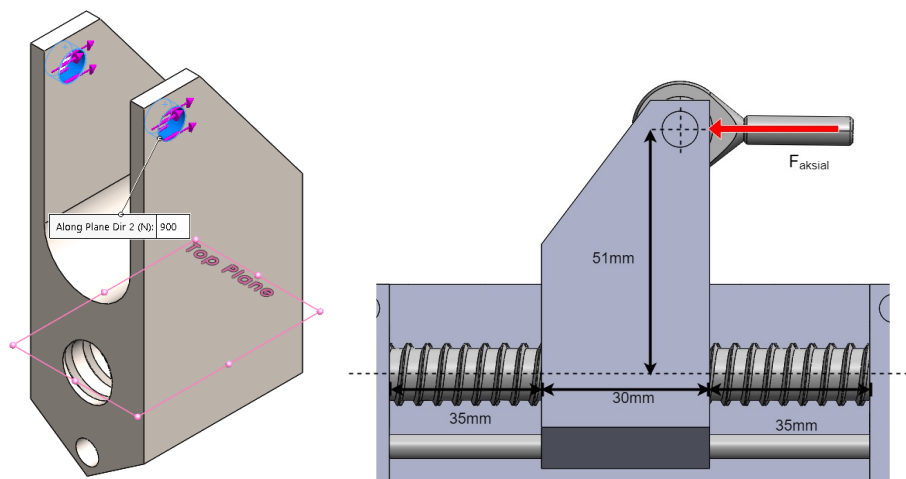
Det antas at endestagene fra Mädler oppfyller rammebetingelsene, fordi EAN har testet dem i deres tidligere fysiske tester.

VEDLEGG D. FREMGANGSMÅTER FOR ANALYSE



Figur D.12: Opplagring på gjengen i begge retninger på mutter

Bruker "Fixed geometry". Velger da hullene som vist i figur D.12. Da blir det altså ingen bevegelse aksielt, radielt og tangensielt. Dette er en konservativ måte å opplagre mutteren, da spenningene blir størst. Tar utgangspunkt i at gjengene tar opp all kraft, da blir det større spenninger på mutteren.

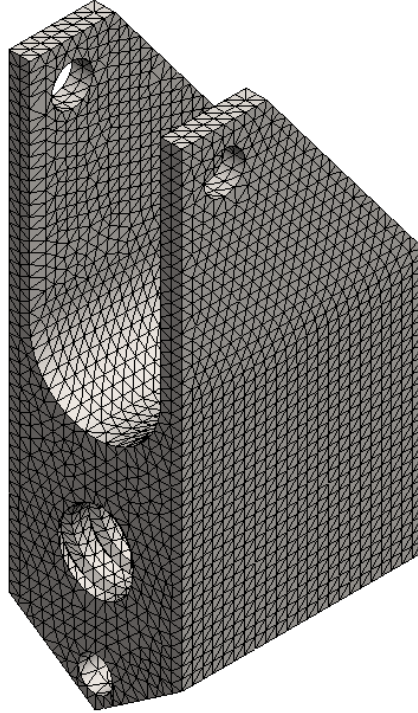


Figur D.13: Krefter påført mutter

Velger "Force/Torque", huker av på "Force". Velger overflatene som vist i figur

VEDLEGG D. FREMGANGSMÅTER FOR ANALYSE

D.13. Legger inn 900N. Kraften kommer fra at $F_{aksial} = 900N$, som vist i samme figur. Kraften er størst når den virker vinkelrett på og brukes derfor som den dimensjonerende kraften.



Figur D.14: Elementstruktur

Velger "Create mesh". Under "Mesh density" brukes den fineste elementstørrelsen man kan velge i glideren, denne er vist i figur D.14.

Resultater for denne analysen finnes i kapittel 6.4.

