

<h1>Bacheloroppgave</h1> <h2>Ingeniørfag</h2> <p>Fakultet for teknologi og realfag, Grimstad Våren 2009</p>		 <p>UNIVERSITETET I AGDER</p>
<p>Tittel:</p> <p style="text-align: center;">CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport</p>		<p>Rapportnr.: HPR/MF-001/2009</p> <p>Fagområde: Maskin, Flyteknikk</p> <p>Antall sider: 187</p> <p>Tilgjengelighet: Kan offentligjøres</p>
<p>Oppdragsgiver:</p> <div style="display: flex; align-items: center;">  <div> <p>Statens Havarikommisjon for Transport</p> </div> </div>	<p>Dato: 2. juni 2009</p>	
<p>Forfattere:</p> <p>Are Wergeland Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt</p>	<p>Veiledere: Professor John T. Conway (john.conway@uia.no) Tlf: 37 25 32 67</p> <p>Dr. ing. Hans Jørgen B. Mørch (hans.morch@uia.no) Tlf: 37 25 31 67</p>	
<p>Emneord: 3D-skanning 3D-modellering CFD-analyse</p>		
<p>Resymé:</p> <p>Denne rapporten gir en analyse av stabiliteten og sakteflyvningsegenskapene til LN-SFT. Statens Havarikommisjon for Transport ønsket i forbindelse med ulykken som inntraff den 20.06.08 å se om de ytre modifikasjonene kan ha bidratt til redusert stabilitet og sakteflygingsegenskaper. Vi har jobbet mye med å lage en 3D-modell som er så nøyaktig at vi kan bruke den videre i analysene. På bakgrunn av koeffisientplott og skalarscener med flere strømlinjer for å visualisere strømmingen rundt flyet, har vi dannet oss et bilde av modifikasjonenes innvirkning på flyets egenskaper. Rapporten inneholder vår endelige konklusjon på om disse modifikasjonene kan ha hatt en negativ innvirkning på stabiliteten og sakteflygingsegenskaper.</p>		
<p>Telefon: +47 37 25 30 00</p>	<p>Service Box 509, N-4876 Grimstad</p>	<p>Telefax: +47 37 25 30 01</p>

1 Forord

Hovedhensikten med å gjennomføre en bacheloroppgave er at studentene skal tilegne seg praktisk og teoretisk forståelse innenfor faglige problemstillinger. En bacheloroppgave er obligatorisk for alle ingeniørstudenter ved Universitetet i Agder, UiA.

Gruppens sammensetning kom fra tidligere samarbeid gjennom studietiden. Antall gruppemedlemmer er av skolen anbefalt til tre, noe vi synes er logisk. Dette gir mulighet til et mangfold av synsvinkler som trengs under større prosjekter, samtidig som det er lett å holde et felles fokus med en så liten gruppe. Alle på gruppen var interessert i å jobbe med en flyrelatert oppgave, som kunne gi dypere innsikt og forståelse knyttet til utdannelsen vår.

Dette fikk vi muligheten til da vi kom i kontakt med den eksterne institusjonen Statens Havarikommisjon for Transport, SHT. SHT uttrykte et ønske om å få testet en av sine teorier ved hjelp av CFD (Computational Fluid Dynamics), en kapasitet studentene på flylinjen tilegner seg gjennom faget ”Numerisk strømningsanalyse”.

Bakgrunnen for dette prosjektet var ulykken som omfattet flytypen Fairchild SA226-T(B), med registrering LN-SFT, den 20. juni 2008. Dette flyet var modifisert med en rekke eksterne antenner. SHT ønsket å undersøke i hvilken grad dette kunne ha påvirket flyegenskapene med hensyn til følgende; stabilitet ved sakteflyging og steilekarakteristikk.

Denne oppgaven ble i hovedsak utarbeidet ved UiA, med unntak av enkelte turer til SHT for å innhente nødvendig informasjon og mål. De største analysene ble gjort hos vår veileder Hans Jørgen B. Mørch ved hans kontor i Tvedestrand.

Selv om gruppens størrelse var som ønsket, lider en slik gruppe gjerne av at alle medlemmene har samme tyngde innenfor sine fagfelt, ettersom tidligere bakgrunn ofte er relativt lik innenfor en klasse. Derfor belaget vi oss på å kontakte støttespillere når det dukket opp utfordringer vi ikke var i stand til å takle. Noen ble kontaktet oftere enn andre. Vi vil gjerne benytte anledningen til å takke spesielt følgende personer og institusjoner:

- Roger Holm, Tor Nørstegård og Jon Sneltvedt; våre kontaktpersoner ved Statens Havarikommisjon for Transport, for deres hjelp og velvilje gjennom prosjektiden.
- John T. Conway og Paul Arentzen; våre veiledere ved UiA som støttet oss med deres kompetanse, erfaring og deres konstruktive rettleidninger underveis.
- Hans Jørgen B. Mørch; vår eksterne veileder som tok oss imot privat og lot oss benytte CFD Marin AS sitt dataverktøy, som igjen bidro til at vi fikk fullført de nødvendige analysene vi trengte.
- Personalet ved UiA, spesielt Roy W. Folgerø, som hjalp oss med den tekniske biten, og Knut W. Næss og Geir Hovland for lån av utstyr.
- Sist men ikke minst ønsker vi å takke våre medelever Khurrom A. Rai, Kjell E. Skjønhaug og Magnus T. Wannebo for tett samarbeid under prosjektperioden.



Are Wergeland Krog



Rajeev Lehar



Thomas Sneltvedt

2 Sammendrag

Denne rapporten skrives for SHT og beskriver analysene vi gjorde av LN-SFT, med tanke på stabilitet og sakteflyvningsegenskaper. LN-SFT var modifisert med en rekke eksterne antenner, og hadde i tillegg til dette en økt egenvekt.

For å gjennomføre denne oppgaven måtte vi sette oss inn i mye nytt. Blant annet laserskanning, flatemodellering og avansert strømningsanalyse. Vi måtte lage en 3D-modell ut fra laserskann som vi igjen brukte for å gjennomføre analysen.

Etter å ha satt oss inn i hendelsesforløpet for ulykken, bestemte vi oss for hvilke angrepsvinkler og hastigheter vi måtte bruke. Alle analysene ble kjørt i programmet STAR-CCM+ og på bakgrunn av disse resultatene kunne vi trekke vår endelige konklusjon.

Konklusjonen vår er basert på flere faktorer som; koeffisientplott, strømlinjer og hastighetsvektorer. Basert på det vi har tolket fra analysene kan vi si at modifikasjonene som satt på LN-SFT ikke bidro til redusert stabilitet og sakteflygingsegenskaper. Selv om modifikasjonene endrer noe på strømningsbildet, ser vi helt klart at ”blanking” av halen også forekommer for flyet uten modifikasjoner.

Innholdsfortegnelse

1	Forord	1
2	Sammendrag	2
	Innholdsfortegnelse	3
3	Introduksjon	5
4	Computational Fluid Dynamics	9
4.1	CFD-kodens virkemåte	11
4.2	Hvordan vet man om løsningen er nøyaktig?	15
4.3	Hvordan sette opp en problemstilling?	17
5	NACA-profiler	26
6	Grensesjikt	28
7	Informasjon om steiling	31
8	Koeffisienter	34
8.1	Vingens karakteristikker	37
8.1.1	Løftkurven	38
8.1.2	Dragkurven	39
8.1.3	L/D-kurven	40
8.1.4	Momentkurven	41
9	Vår bruk av koeffisienter	42
9.1	Sfære, test 1	42
9.2	Sfære, test 2	46
9.3	Sfære, test 3	47
9.4	Sfære, test 4	47
9.5	NACA 65 ₂ -215 vingeprofil	48
9.6	Verifisering av turbulensmodeller	51
9.7	NACA 65 ₂ -215 vingeprofil, steiling	52
9.8	NACA 65 ₂ -215 vingeprofil, tester av flere angrepsvinkler	54
10	Swearingen & Fairchild	57
10.1	Anskaffelse av flymodell	57
10.2	Bestilling av modell	60

11	Valget av å bruke en 3D laserskanner.....	63
11.1	Hvordan fungerer en laserskanner	64
11.2	Bruk og tilvenning av skanneren	66
11.3	Selve gangen i skanneprosessen.	66
11.3.1	<i>Forberedelsene</i>	67
11.3.2	<i>Skanneriggen og plassering</i>	68
11.3.3	<i>Toleranser</i>	69
11.4	Skanneprosessen	70
11.4.1	<i>Skann med mange punkter</i>	70
11.4.2	<i>Skann med få punkter</i>	71
11.4.3	<i>Skanning med relativt lav hastighet</i>	73
11.4.4	<i>Raske skann over hele flyet</i>	74
11.4.5	<i>Skanning fra forskjellige vinkler</i>	75
11.4.6	<i>Sammenligning av "Onepoint-" og "Npoint alignment"</i>	76
11.5	Postprosessering.....	78
11.5.1	<i>IMEdit</i>	78
11.5.2	<i>"Surface creation"</i>	79
11.5.3	<i>"Fill holes"</i>	79
11.5.4	<i>"Smooth surface"</i>	81
11.5.5	<i>Siste del av IMEdit</i>	82
11.6	Hente ut seksjonskutt av modellen.....	83
11.7	Lage "NURBS"-overflater for eksportering av modellen.....	84
12	Ferdigstillelse i SolidWorks.....	86
12.1	Importer og forbedring av kroppen.....	87
12.1.1	<i>Vingemodellering</i>	87
12.1.2	<i>Haleseksjon og antenne</i>	88
12.1.3	<i>FLIR</i>	89
12.1.4	<i>SLAR</i>	91
12.1.5	<i>Understell</i>	92
12.1.6	<i>Flaps</i>	94
12.1.7	<i>Motoren</i>	95
12.1.8	<i>Verifisering av modellens hovedmål</i>	96
12.1.9	<i>Ferdigstillelse av de fire konfigurasjonene</i>	97
13	Numerisk strømningsberegning på LN-SFT	98
13.4	Resultater	107
13.5	Strømlinjer	112
13.6	Modifikasjonene	118
13.7	Halefinne	119
13.8	Trykkplott	120
14	Oppsummering	122
15	Konklusjon.....	123
16	Forslag til endringer.....	124
17	Kilder.....	126
Vedlegg	132

3 Introduksjon

Opgavens problemstilling ble i sin helhet gitt av SHT. Under det første møtet mellom partene ble SHTs ønsker presentert for studentene og veilederne, og etter en diskusjon der de erfarne veilederne vurderte problemstillingen, ble oppgavens omfang definert.

Bakgrunnen for dette prosjektet var ulykken som omfattet flytypen Fairchild SA226-T(B), med registrering LN-SFT, den 20. juni 2008. LN-SFT, med serienummer T-342, var driftet og betjent av Helitrans AS da det havarerte og forsvant fra radarskjermene i posisjon 15 nautiske mil vest for Bergen Lufthavn, Flesland. Etter kort tid ble vraket funnet på bunnen av havet, og det var klart at et tragisk havari, der alle tre om bord omkom, hadde funnet sted. SHT innledet en etterforskning, som naturlig nok skaper utfordringer da det ikke finnes øyenvitner eller et inntakt skrog å etterforske. Etterforskningen må derfor inneholde blant annet gjennomgang av alle mulige teorier til hvorfor hendelsen inntraff, for å prøve å ta all mulig lærdom for å forhindre at lignende hendelser ikke inntreffer igjen.

Under ulykkesferden var oppdraget å gjennomføre ferdighetsprøver av styrmannen. Det ble gjennomført forskjellige flygetester, deriblant tester der styrmannen tok flyet mot steiling. Under en av disse manøvrene mistet besetningen kontrollen over flyet. SHT må i sin etterforskning gå gjennom alle sannsynlige hendelsesforløp, og en av teoriene de ønsket å etterforske var om de ytre modifikasjonene som fantes på LN-SFT kunne ha endret flyegenskapene betraktelig, spesielt i nærheten av steiling. For å besvare en slik teori i ettertid kan et CFD-verktøy være nyttig.

Flyet var utrustet for kystovervåkning med en del modifikasjoner som ikke er originalt på denne flytypen. Dette innebærer både ytre geometriske modifikasjoner, sett fra et aerodynamisk perspektiv, og indre modifikasjoner med tanke på vekt og vektfordelingen på flyet. To av modifikasjonene ble sett på som ekstra interessante. Dette var FLIR (Forward Looking Infrared), som var montert under buken på maskinen, og SLAR (Side Looking Apperature Radar), som satt montert under bakre del av kroppen på flyet (Statens Havarikommisjon for Transport, 2008).

Høsten 2008 begynte gruppen å se på gruppesammensetning og potensielle hovedprosjektoppgaver. Blant alle forslagene som dukket opp, var en hovedoppgave fra SHT definitivt den som stod øverst på listen. Vi kom i kontakt med SHT høsten 2008. Denne kontakten tydet på at det kunne bli aktuelt med en hovedoppgave for oss via SHT. Tankeprosessen rundt prosjektet kunne da settes i gang, og innledende møter med potensielle veiledere fra UiA kunne settes opp.

Etter gruppesammensetningen i september 2008, bestemte vi oss for å møte linjeveileder for flylinjen, Paul Arentzen, tidlig i oktober. Vi hadde allerede da fått antydninger til at prosjektet ville dreie seg om numerisk strømningsberegning (CFD), dermed ble vi anbefalt å ta kontakt med Førsteamanuensis Hans Jørgen B. Mørch og Professor John T. Conway for videre veiledning. Da vi ikke hadde hatt faget som innebærer CFD-analyse på dette tidspunkt, hadde vi i utgangspunktet lite innsikt i hva dette ville innebære. Dermed fikk vi satt opp et generelt infomøte med Hans Jørgen B. Mørch, som også underviser CFD-faget på UiA, for å se på hvilke muligheter dette verktøyet har. I tillegg ville vi undersøke med John T. Conway, som har lang fartstid med undervisning og forskning innen aerodynamikk, for å forhøre oss om hvilke utfordringer prosjektoppgaven kunne by på.

Det mest kritiske var å ha riktig CAD-geometri (Computer Aided Design) som skulle importeres i CFD-programmet STAR-CCM+. Dette er programmet vi brukte til analysen. Generelt sett skulle det ikke være noe utfordring å kjøre analyse på et fly i forskjellige kondisjoner, men en mer spesifikk problemstilling ville gjøre det enklere å se nærmere på videre løsning.

For oss som tok i mot dette prosjektet var det ikke på forhånd klart om alle spørsmålene kunne besvares ved hjelp av STAR-CCM+. Faget, som ble holdt i første halvdel av 6. semester, var kun på fem studiepoeng. Det kan derfor kun sees på som en innføring i det generelle faget numerisk strømningsanalyse. Våre veiledere deltok derfor i et oppstartsmøte med SHT, der de sammen definerte oppgavens ramme.

I midten av januar hadde vi et innledende møte med SHT og fikk avklart hva de ønsket samt at vi fikk presentert hva vi kunne klare å få til. Under dette møtet fikk vi presentert flyet vi skulle analysere, samt hendelsens forløp. Samtidig fikk et overblikk i detaljer rundt problemstillingen som stod ovenfor oss (møtereferat 13.1.2009). SHT ønsket å undersøke i hvilken grad de ytre modifikasjonene kunne ha påvirket flyegenskapene med hensyn til stabilitet ved sakteflyging og steilekarakteristikk.

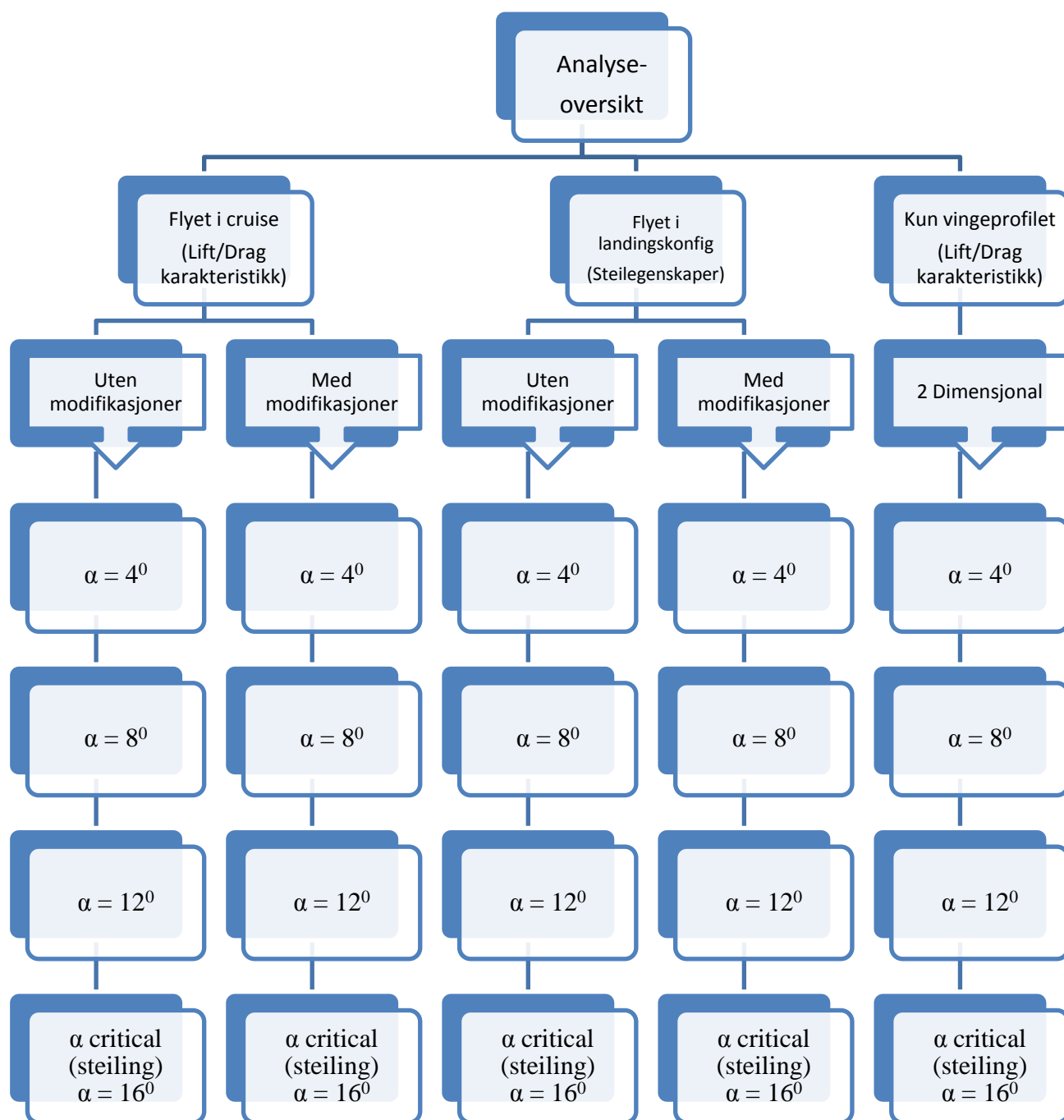
Innen dette møtet hadde SHT allerede forespurt M7-Aerospace om teknisk data på den gjeldende flytypen. M7-Aerospace har tatt over teknisk drift og vedlikehold for denne flytypeserien. Forespørselen fra SHT ble gjort sent høsten 2008, og etter møtet skulle vi bli satt i direkte kontakt med M7-Aerospace. Dette for å kunne innhente nødvendig teknisk data slik at vi kunne generere en CAD-modell.

Møtet avklarte også en del av omfanget for analysen. Blant annet hvilke aspekter som var viktig å få frem og jobbe mot ble også sett nærmere på her. Det ble tidlig bestemt at vi skulle sammenligne flyegenskapene med og uten modifikasjonene som satt på det respektive flyet da ulykken inntraff. Oppdragsgiver ønsket at vi skulle undersøke flyets stabilitet ved sakteflyging og steilekarakteristikk. Om dette ble for tidkrevende og vanskelig å fastslå, var et minimumsmål å se på forskjellene modifikasjonene utgjorde i cruise.

Under planleggingsfasen for analysene satt vi oss som mål å modellere flyet i totalt fire konfigurasjoner:

- Flyet i cruise, uten modifikasjoner
- Flyet i cruise, med modifikasjoner
- Flyet i landingskonfigurasjon, uten modifikasjoner
- Flyet i landingskonfigurasjon, med modifikasjoner

Disse fire konfigurasjonene ville kunne gi oss en del resultater å sammenligne. For å se på løft og motstandskarakteristikk var det de to første konfigurasjonene som var relevante, mens i steilingsregime er det de to siste som var interessante. I tillegg ville vi se på forskjellige angrepsvinkler (α) for de forskjellige konfigurasjonene.



Figur 3-1 Analyseoversikt



Til dette prosjektet har vi tilegnet oss en del kompetanse og kunnskaper rundt flere forskjellige fagfelt. Dette inkluderer videreutvikling av forkunnskaper i tillegg til å innhente informasjon, samt å sette oss inn i nye utfordringer. For å kunne forstå problemstillingen måtte vi først og fremst sette oss dypere inn i blant annet steiling av fly og vingeprofilenes betydning, forskjellige NACA-vingeprofiler, løft-, motstands- og momentkoeffisienter samt en del dataprogrammer som blir beskrevet nærmere i rapporten. Først og fremst vil vi gi en kort innføring i hva numerisk strømningsberegning er, og dets bruksområder.

4 Computational Fluid Dynamics

Computational Fluid Dynamics (CFD) er et av feltene innenfor væskedynamikken som bruker numeriske metoder og algoritmer til å løse og analysere et problem innenfor; strømning, varmeoverføring eller assosierte fenomener innenfor kjemiske reaksjoner.

Kraftige datamaskiner brukes til å gjøre millioner av utregninger i sekundet for å simulere påvirkningen av væsker og gasser mot komplekse overflater brukt i ingeniørvitenskap. Det skal også sies at selv de kraftigste datamaskiner kun kan gjøre en tilnærming til enkelte store og avanserte problemstillinger (Wikipedia; Computational Fluid Dynamics, 2009).

CFD kan brukes til:

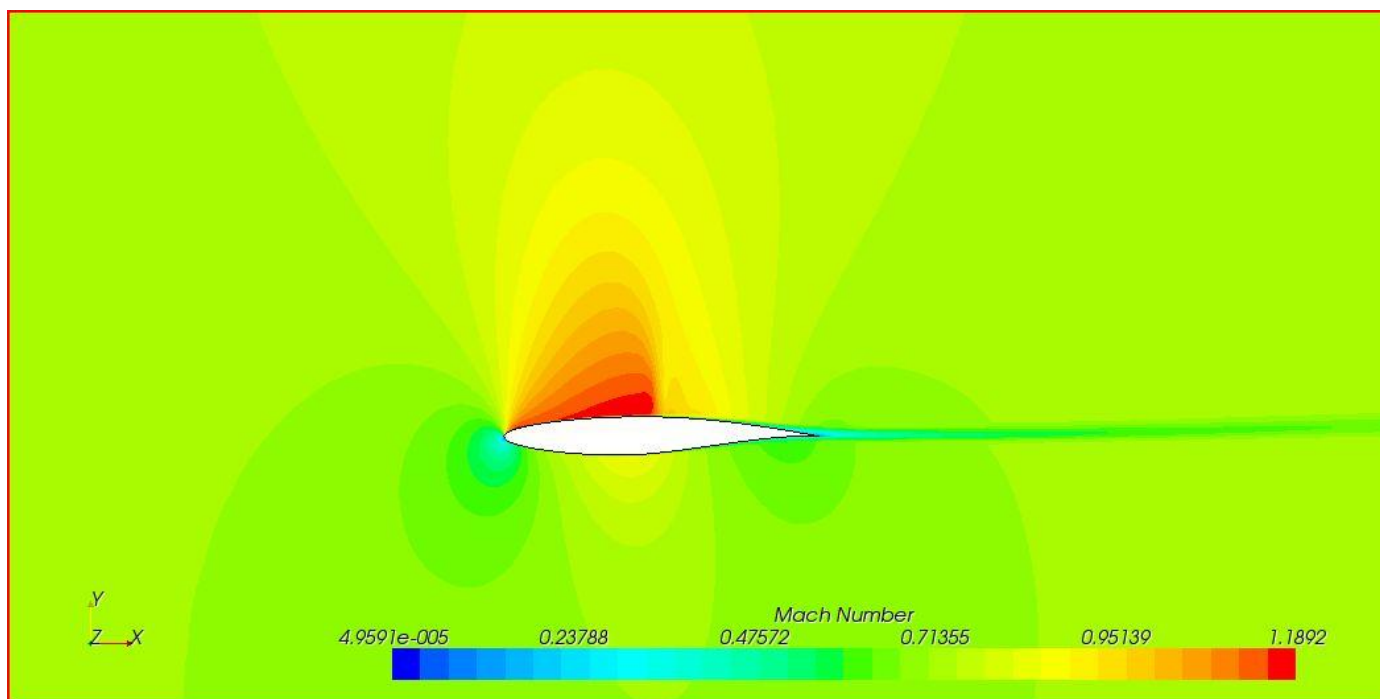
- Aerodynamikk på fly og biler: Løft og motstand, samt strømning
- Hydrodynamikk på båter
- Forbrenning i motorer
- Turbomaskineri: strømning inne i roterende områder, diffusorer osv.

og selvfølgelig mye mer.

Allerede på 1960 tallet begynte man å se muligheten til å kjøre enkle aerodynamiske kalkulasjoner på isolerte flykomponenter. Fra 1970 tallet og utover har flyindustrien implementert CFD teknikker i design, forskning og utvikling av fly, og utvikling av motorer. (Versteeg & Malalasekera, 1995).

En stor fordel med CFD-analyser er at programmet kan analysere objekter i full størrelse i sine naturlige miljøer. Data for trykk, temperatur, tetthet, fart osv kan legges inn som fysiske faktorer. Dette gjør at man ikke trenger å skalere ned en modell, som man som regel må gjøre i vindtunnelforsøk. Det er også mulig å legge inn strømlinjer, hastighetsvektorer og andre scener der man har muligheten til å visualisere ønsket resultat.

Bildet under viser luft som treffer vingen med en hastighet Mach 0,75, og de lokale hastighetsendringene rundt vingen.



Figur 4-1 Vinge i transonisk luftstrøm (CD Adapco Star View control, 2009)

4.1 CFD-kodens virkemåte

CFD-koder er som nevnt strukturert rundt numeriske algoritmer som tar hånd om strømningsproblemer.

Alle koder inneholder tre hovedelementer:

1. Forbehandling (Pre-processor)
2. Løsning (Solver)
3. Etterbehandling (Post-processor)

Det er selvfølgelig mye som kan sies om disse fasene, men vi skal prøve å gå over de viktigste punktene innenfor hvert av elementene.

Forbehandling:

Det er her man gir input til et strømningsproblem i CFD-programmet. Dette består som regel av:

- geometrien til objektet man ønsker å analysere, samt kontrollområdet
- generering av gridet (mesh) i de forskjellige underkategoriene av kontrollområdet
- å sette opp fysikkoppsettet
- oppsett av grensebetingelser

Nøyaktigheten av en CFD-løsning er avhengig av hvor fint mesh man har satt opp, og antallet celler dette har. Som regel vil et finere mesh gi en mer nøyaktig løsning enn et grovt mesh med færre celler. Det er selvfølgelig fristende å lage et fint mesh med mange celler for å få en bra løsning. Dette lar seg som regel ikke gjøre, da det kreves meget kraftige datamaskiner for å generere et mesh, ikke minst kjøre analysen. Det man heller bør gjøre er å lage et fint mesh ved områdene man ønsker å se på. Kontrollvolumet og de andre regionene stiller ikke like høye krav til et fint mesh. Det er opp til brukeren av programmet å lage et mesh som balanserer antall celler opp mot nøyaktigheten av løsningen man får ut.

Løsning:

Det er flere måter å løse strømningsproblemer på. Metoden vi bruker er den som er beskrevet i tekstbøkene våre som FVM (the finite volume method). Denne metoden er sentral i fire av de fem kommersielle CFD-kodene som er tilgjengelige på markedet: PHOENICS, FLUENT, FLOW3D og STAR-CD.

Måten disse beregningene blir gjort på er å integrere ligningene som styrer væskestrømmen over kontrollvolumet;

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint Q dV + \iint F d\mathbf{A} = 0,$$

Der:

Q = vektoren av konserverte variabler

F = fluxvektorene (se Euler ligningene eller Navier-Stokes ligningen)

V = cellevolumet

A = overflatearealet

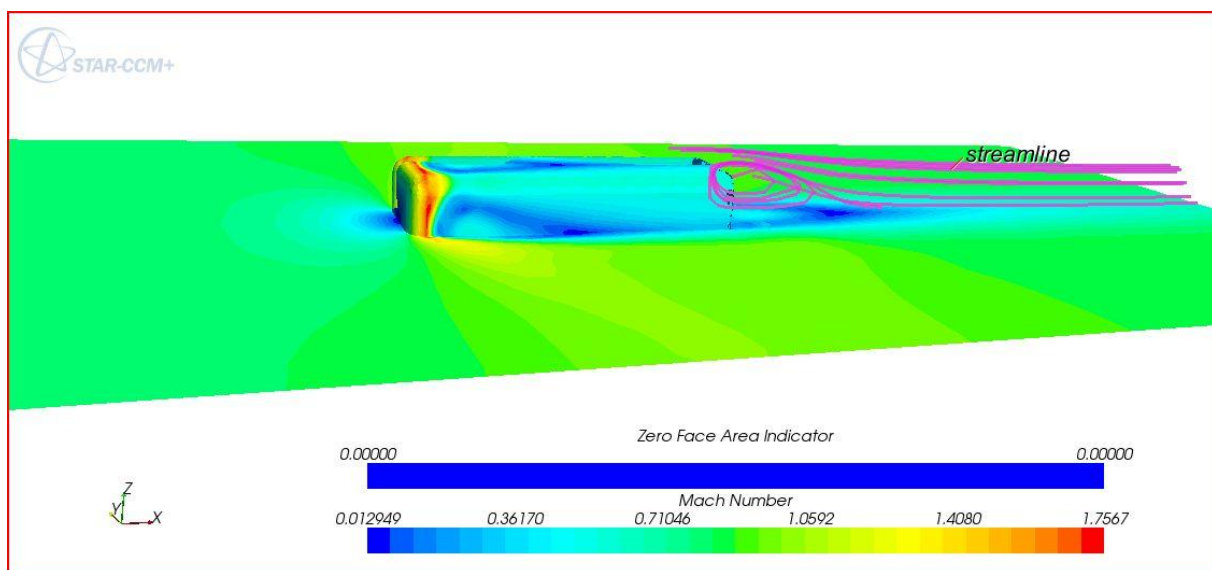
Den klare sammenhengen mellom numeriske algoritmer og forståelsen for fysiske massekonserveringsprinsipper gjør volummetoden enklere å forstå (enn andre modeller på markedet) blant ingeniører.

Etterbehandling:

Dette er steget i CFD-analysen som lar oss visualisere løsningen av analysen. De fleste CFD-programmene på markedet i dag er utstyrt med avanserte visualiseringsverktøy. Disse inneholder blant annet:

- geometriscener der gridet og objektet vises
- vektor og skalarplott
- 2D og 3D overflater
- strømlinjer
- mulighet til å følge partikler i en strømning
- manipulering av objektet (flytte i forhold til origo, rotere, skalere osv)

Det er opp til drevne ingeniører/CFD-brukere å tolke resultatet av analysen. Man kan også velge å legge inn forskjellige scener hvor det er mulig å overvåke f. eks; trykk, hastighet, volumfraksjoner osv (Versteeg & Malalasekera, 1995).

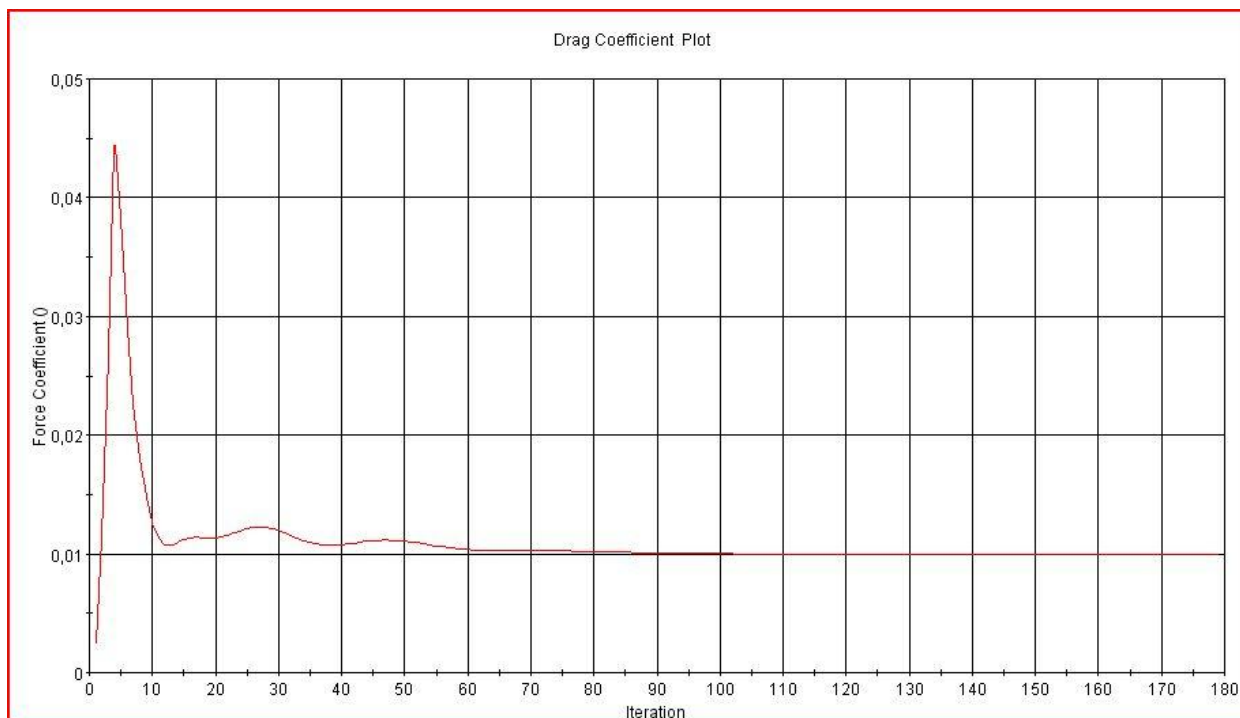


Figur 4-2 Strømning og hastighetsmønster rundt en kloss i transonisk luftstrøm.
(CD Adapco Star View control, 2009)

Bildet over viser en kloss som står i en transonisk luftstrøm. Her kan man se hvordan hastigheten til luften øker ved kanten av klossen. Det er også lagt inn strømlinjer for å vise hvordan luftstrømmen bak klossen oppfører seg.

Man kan også hente opp grafer som gir opplysninger om bl.a. løft og motstand. Disse er basert på opplysninger om tetthet i lufta, hastighet som kommer inn mot objektet og referanseareal. Det er viktig at disse opplysningene er nøyaktige for at grafene skal kunne gjengi det som skjer.

Bildet under viser et eksempel på hvordan et ferdig koeffisientplott ser ut. Man ser at løsningen har konverget og den røde streken følger en rett linje uten å oscillere.



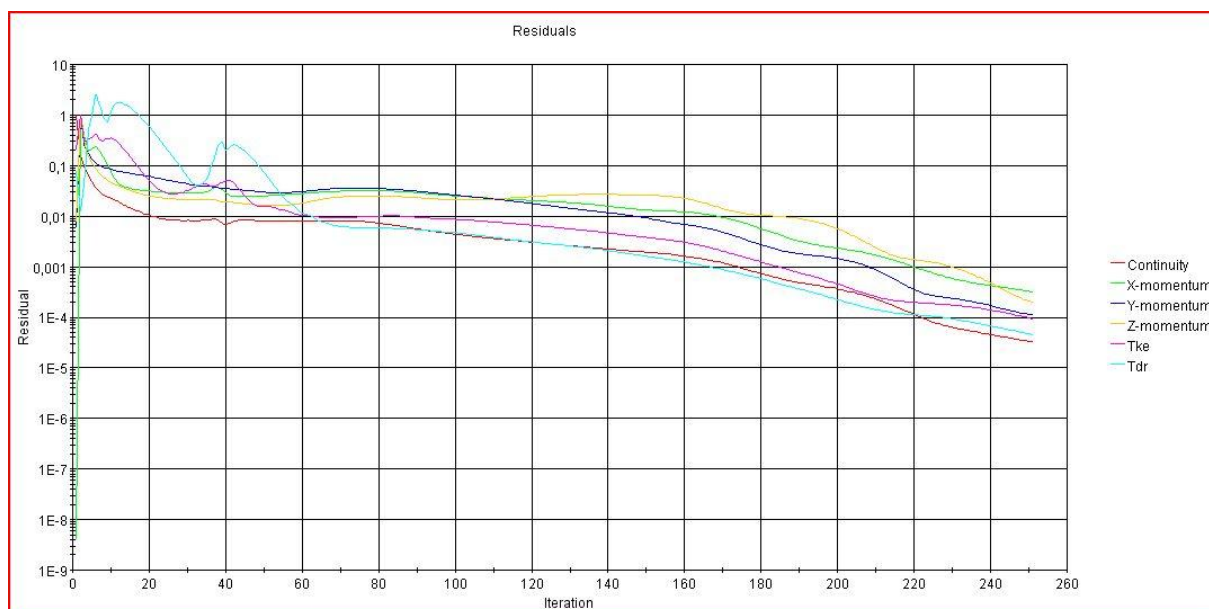
Figur 4-3 Koeffisientplott (CD Adapco Star View control, 2009)

4.2 Hvordan vet man om løsningen er nøyaktig?

For å kunne stole på verdiene og de visuelle framstillingene man kan hente ut fra løsningen av analysen, må man først være sikker på at løsningen er korrekt. Det dreier seg da gjerne om konvergens, konsistens og stabilitet.

Når man setter opp en modell er det nesten alltid nødvendig å gjøre forenklinger. Det kan være i geometrien, om antagelser av turbulent eller laminer strømning, eller i forbindelse med temperatur og trykk. Det ville nesten vært umulig å gjenskape noe som er helt likt virkeligheten, da problemstillingen ville blitt svært kompleks. Så lenge en er klar over hvilke input man har gitt programmet når svarene skal tolkes, er det dette som avgjør nøyaktigheten til løsningen.

Det er også andre ting som spiller inn. Det kan være som nevnt, konvergens (dette vil si om løsningen nærmer seg null, eller om den øker og divergerer). Vi er alltid på jakt etter et svar som konvergerer, det er på denne måten vi kan se om løsningen er i ferd med å få et gyldig svar.



Figur 4-4 Residuals plot (CD Adapco Star View control, 2009)

Plottet over viser en løsning som er i ferd med å konvergere mot null. Vi kan se at linjene går mer og mer sammen, slik at svaret går mot null.

Det er også mulig å se på stabiliteten til løsningen. Med dette menes det om feilene øker, eller om de blir dempet etter hvert som analysen går. Dersom en analyse ikke er stabil kan selv den minste feil føre til store oscillasjoner.

Den beste måten vi har på å bedømme om en løsning er konvergent eller divergent er å se på "residuals"-plottet som genereres automatisk ved hver simulasjon. Som en god tommelfingerregel kan man si at løsningen har et gyldig svar når den nærmer seg en tusendel. Man kan se at linjene roer seg mer og mer ned, og at de etterhvert går samlet ned mot null.

Iterasjoner er en gjentakelse av ligningene som skal løses. Iterasjonene hjelper oss å nå en løsning med riktig kvalitet. Det er ikke uvanlig å kjøre tusenvis av slike iterasjoner for å oppnå den løsningen man ønsker.

Løsningsalgoritmen er av natur gjentakende. I en konvergent løsning er de såkalte "residuals", som måler massekonserveringen svært små. Det finnes flere måter å få en løsning til å konvergere raskere på, for eksempel ved å stille inn verdier for "relaxation factors" og akseleratorer. Det kreves god kunnskap om programmet og koden som brukes for å kunne nyte godt av disse innstillingene. Disse må innstilles nøye, hvis ikke kan de virke mot sin hensikt. Det finnes heller ingen fasitsvar på hvilke verdier man skal bruke (Versteeg & Malalasekera, 1995).

4.3 Hvordan sette opp en problemstilling?

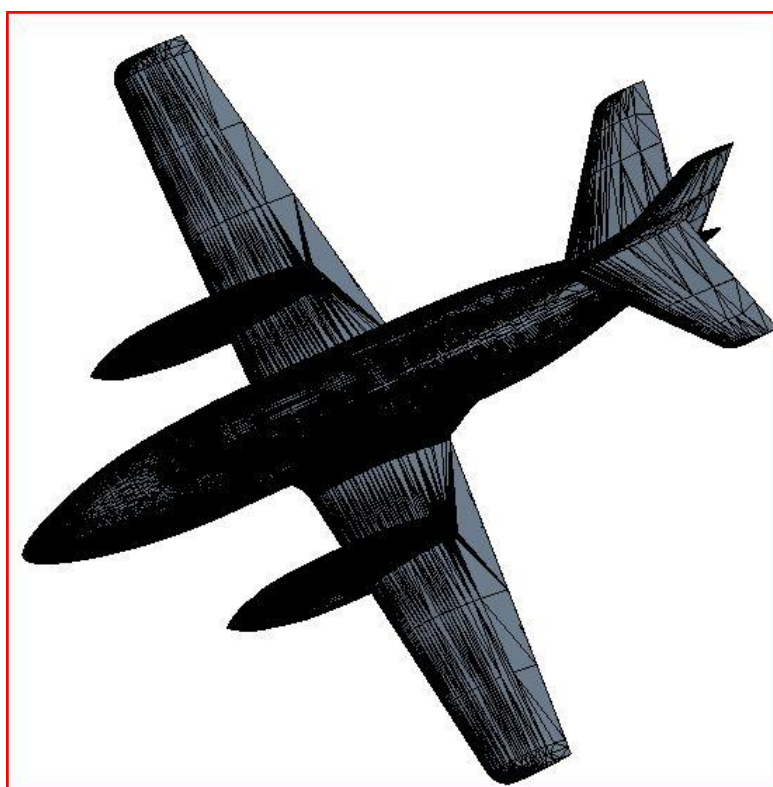
Nå som vi har forklart litt om programmet og hvordan det fungerer, er det på tide å forklare hvordan man setter opp en problemstilling. Oppsettene endrer seg lite fra gang til gang, men verdiene og fysikken man setter inn er ofte helt forskjellig.

Vi kan dele inn rekkefølgen som oftest blir brukt, på følgende måte:

1. Importere geometri
2. Lage kontrollvolum
3. Sette opp fysikkmodeller
4. Lage mesh
5. Sette inn rapporter/grafer
6. Lage scener for å visualisere løsning

Importere geometri:

Alt starter med import av en god 3D-modell. De fleste filene kan importeres i filformatet parasolid .x_t, geometrien vises da som flater i STAR-CCM+. Når vi starter en ny simulering velger vi ”Import surface mesh”. Da får vi valget om hvordan flaten skal deles inn i forskjellige regioner.



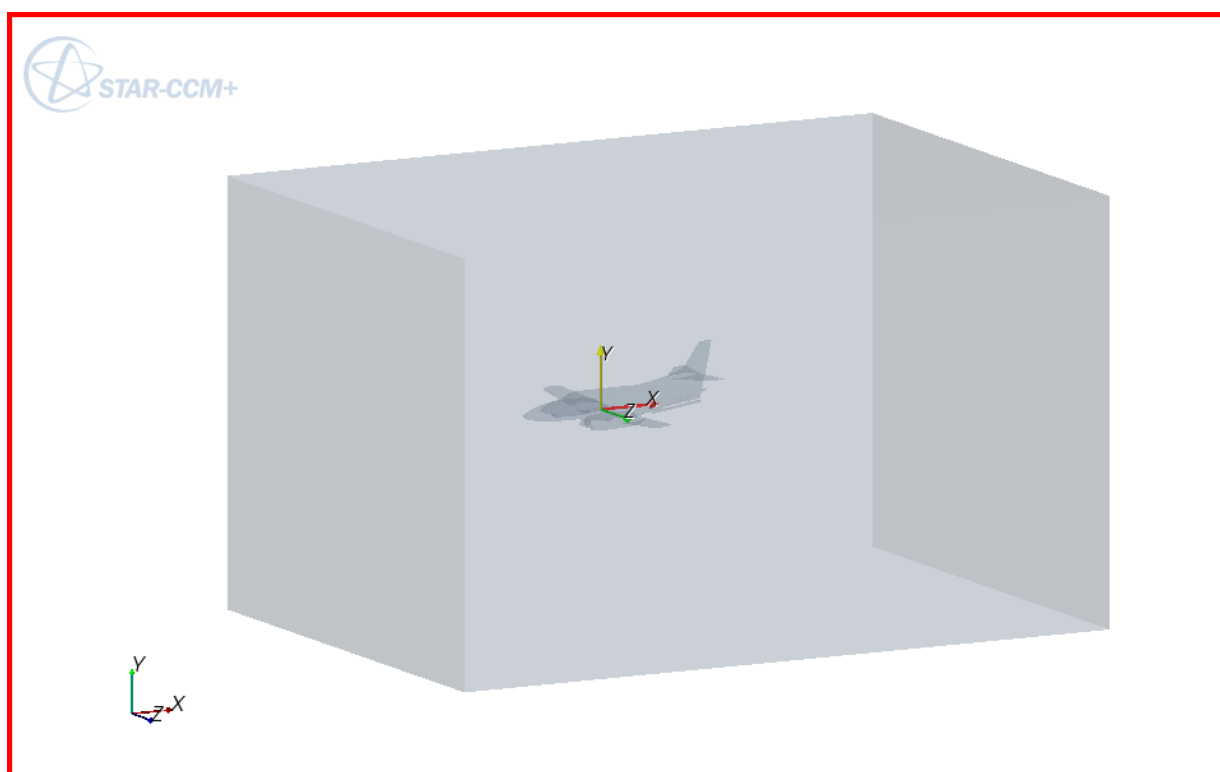
Figur 4-5 Åpningsbilde etter at man har importert geometri inn til STAR-CCM+ (CD Adapco Star View control, 2009).

Strekene på figuren over, er det meshet som har fulgt med fra 3D-programmet. Det er selvfølgelig for grovt og unøyaktig til å jobbe videre med, så vi trenger å sette opp et nytt. Dette beskrives senere.

Lage kontrollvolum:

Det neste steget består som oftest av å sette opp en avgrensning rundt objektet vi skal se på. I et rør for eksempel, vil det være en innvendig strøm som skal analyseres, derfor er det konturene rundt objektet som avgrensner hvor strømmingen skal gå.

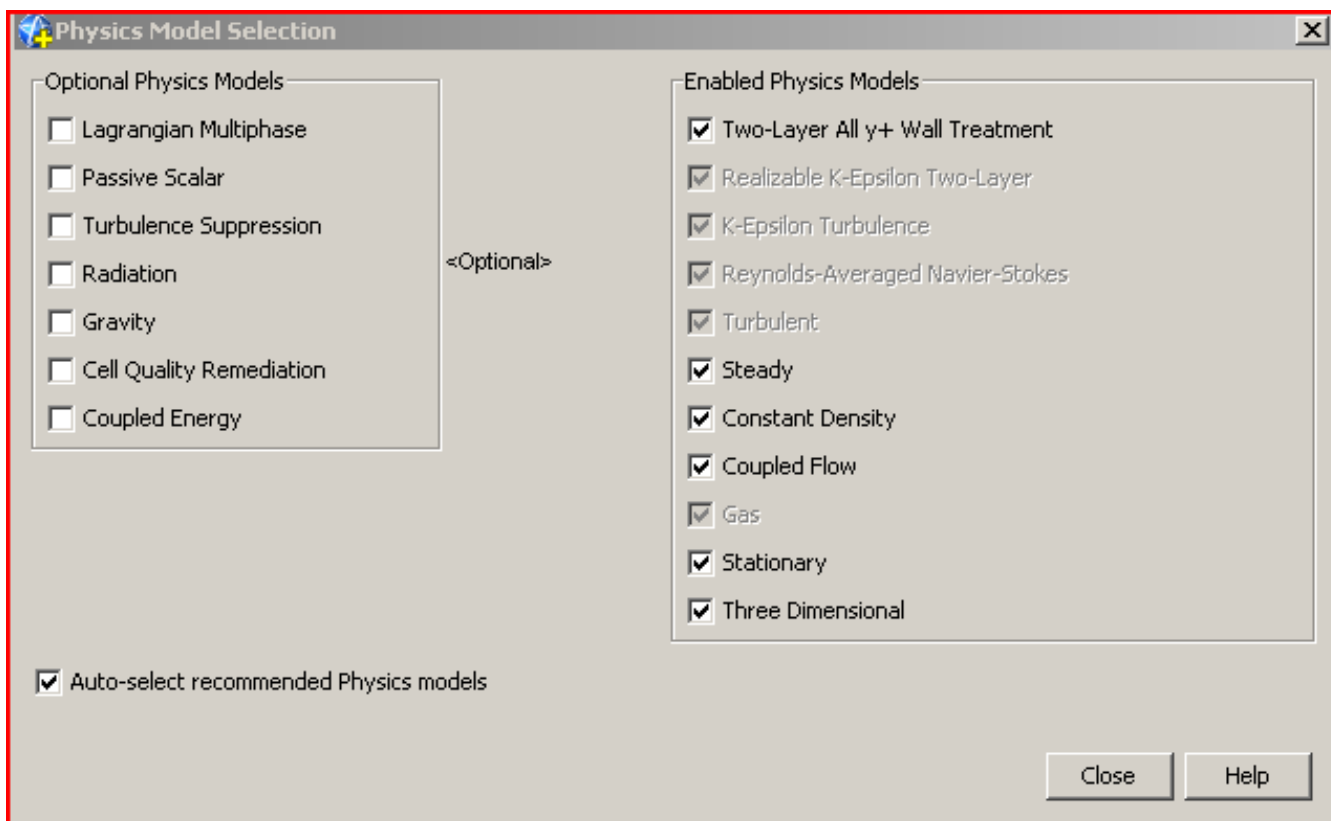
Hvis vi skulle sett på et fly derimot, måtte vi ha definert klare avgrensninger, som en slags virtuell vindtunell. Normalt sett består denne av seks flater rundt flyet. "Inlet" er der luften strømmer inn, "outlet" er bak flyet, der luften strømmer ut igjen. Resten av de fire flatene lager veggen rundt flyet. Denne gir vi gjerne funksjonen "slip-wall", noe som vil si at den ikke bidrar til friksjon.



Figur 4-6 Kontrollvolumet rundt flyet vårt (CD Adapco Star View control, 2009)

Sette opp fysikkmodeller:

Her setter vi inn faktorer som; hastighet, temperatur, trykk, tetthet, osv. Basert på hva vi plotter inn her, løser programmet problemoppsettet. Det er også her vi velger om løsningen er i 2D eller 3D, om den er stasjonær/bevegelig og om det skal brukes gass eller væske.



Figur 4-7 Eksempel på et fysikkoppsett i STAR-CCM+

I eksempelet her har vi antatt turbulent strømning. Ut fra det setter vi også opp de forskjellige turbulensmodellene. Her har vi valgt den mest brukte modellen, K-Epsilon som er en av de enkleste modellene å bruke, da man bare trenger informasjon om initial og/eller grensebetingelser for å kjøre den.

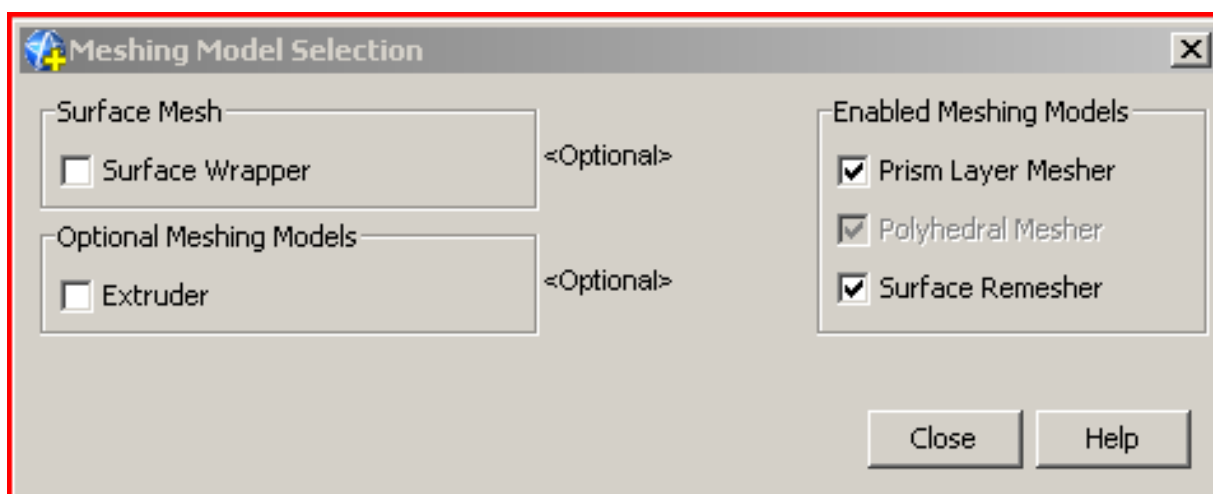
Det krever mye kunnskap om programmet og de kodene som blir brukt for å kunne sette opp de fysikkmodellene som er mest korrekt for den analysen man skal kjøre.

Lage mesh:

Som nevnt tidligere styrer oppsettet av meshet mye av nøyaktigheten til løsningen. Det å sette opp et godt mesh krever god kjennskap til geometrien på det som skal meshes, og at brukeren kjenner til oppsettet og hva de forskjellige verdiene styrer.

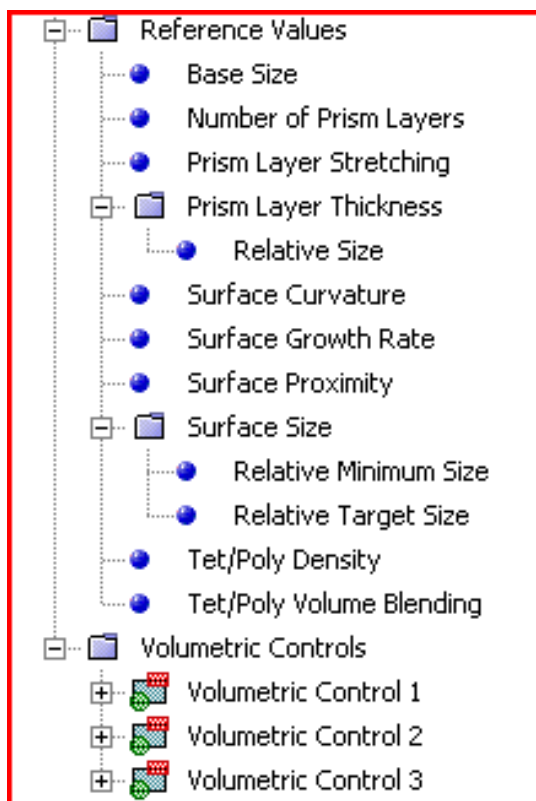
Det er vanlig at man begynner med å danne seg et bilde av hvor man ønsker et fint mesh, og ikke minst der man kan spare på antall celler. En vinge f. eks krever veldig fine celler ved forkant og bakkant for å fange opp strømmingen, mens de på over- og undersiden kan gjøres en del grovere uten at det betyr noe for løsningen.

Det første steget er å velge de meshmodellene man ønsker å bruke.



Figur 4-8 Eksempel på et typisk oppsett av meshmodeller

Dette oppsettet lar oss bestemme hvordan overflate og volummeshet skal se ut, og gir oss muligheten til å velge et prismelag.



Figur 4-9 Referanseverdier for meshmodellene
(CD Adapco Star View control, 2009)

Etter å ha valgt hvilke modeller man ønsker å bruke, får man opp flere undermenyer som gir en mulighet til å styre hvordan meshet skal bli.

Vi skal nå prøve å gi en kort forklaring på hva de forskjellige punktene styrer.

Base Size:

Det er denne verdien som styrer hvor store cellene skal være. Denne setter man gjerne etter størrelsen rundt inntaket og veggene. Her trenger man store celler. Ut fra denne verdien kan man skalere ned cellene, under "surface size".

Number of Prism Layers:

Programmet gir muligheten til selv å velge hvor mange prismelag man ønsker. 2 er standardverdien. Denne fungerer som regel, men hvis man har et fint mesh kan det være nødvendig med flere lag for og få en jevn overgang.

Prism Layer Stretching:

Dette gir muligheten til å styre hvor mye hvert prismelag skal vokse i forhold til hverandre. Standardverdien er 1,5, og kan ikke ligge under 1. Hvis man har to lag, og det innerste er på 1 cm, vil lag nummer to bli 1,5 cm.

Prism Layer Thickness:

Her velger man den totale tykkelsen til hele prismelaget. Denne kan bli satt skalert ned fra base size eller som en absoluttverdi. Settes den som en absoluttverdi, er den helt uavhengig av hvilken base size man velger.

Surface Curvature:

Her kan man velge hvor mange punkter som skal inngå i en sirkel. På denne måten kan man tillate et finere mesh rundt kurvaturen. Standarden er satt til 36 pkt/sirkel. Ved å øke denne verdien og samtidig ha små celler kan man få veldig fine og runde kanter.

Surface Growth Rate:

Denne funksjonen styrer hvor mye cellene vokser i forhold til hverandre. Denne trer mest i bruk der det er satt inn en forfining av celler, eller etter en fin kurvatur. Som regel brukes standardverdien på 1,3.

Surface Proximity:

Angir antall celler programmet skal produsere i åpne spalter på den respektive CAD-modellen.

Relative Minimum Size:

Denne bestemmer minste størrelse på cellene. Verdiene kan settes som absoluttverdier eller som en prosent ut fra base size.

Relative Target Size:

Dette er den størrelsen programmet tilstreber å skape på cellene.

Tet/Poly Density:

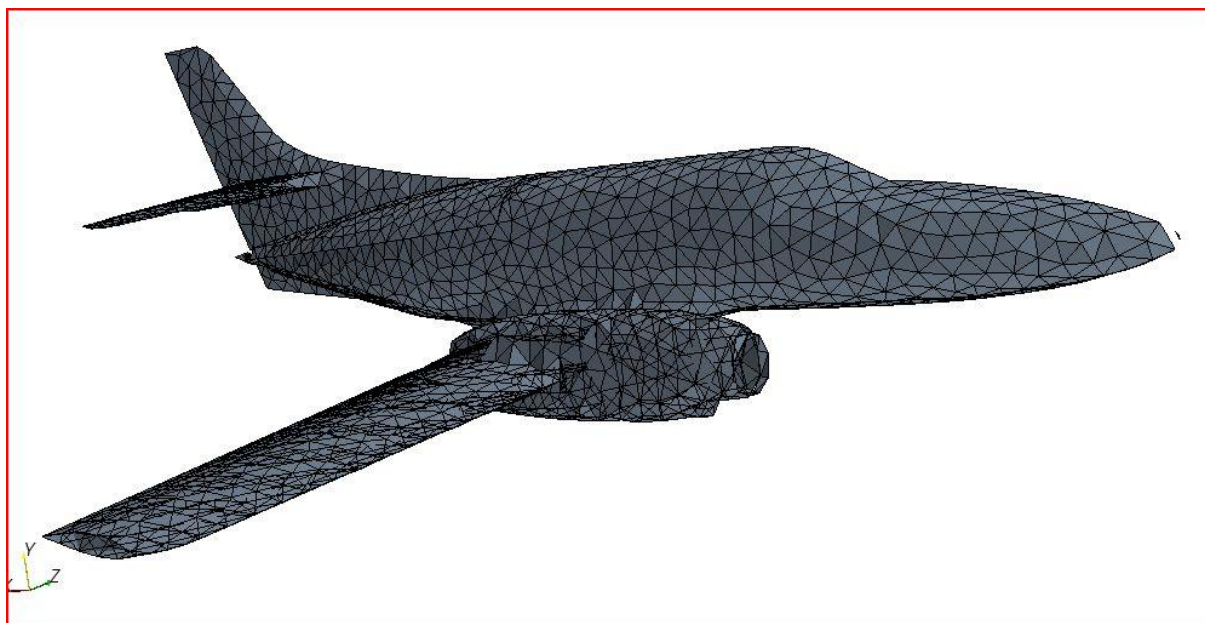
Her kan man velge tettheten til cellene som blir generert. Denne er vanligvis satt til 1. Økes den til 2 vil det doble antallet celler. Som regel endrer man aldri på denne verdien, men bruker standarden.

Tet/Poly Volume Blending:

Denne funksjonen gjør at man kan lage jevne overganger der det er forskjell i meshtetthet. Områder hvor det er lagt inn volumbokser, kan ofte få skarpe avslutninger der nye mesh begynner. Ved å endre "blending faktoren" kan man kontrollere dette.

Volumetric Control:

Enkelte områder krever et finere mesh enn andre. Da er det vanlig å legge inn en volumboks rundt dette området. Dette er en boks eller sylinder som dekker området man skal meshe. Her kan man sette ned størrelsen på meshet så mye man vil. Dette overkjører verdiene fra base size som ellers gjelder globalt.



Figur 4-10 Et av de første meshene vi gjorde på vår modell (CD Adapco Star View control, 2009)

Man kan regne med å måtte bruke mye tid på meshing. Figur 4-10 viser et grovt mesh på flymodellen vi brukte. Man kan se at veldig mange kurver har blitt altfor grove, og enkelte steder mangler det mye av geometrien. Dette meshet ble laget ut fra standardverdiene STAR-CCM+ legger inn i surface mesh menyen (som vist ovenfor). I enkelte tilfeller kan det være tilstrekkelig, men som regel kreves det en del arbeid for å skape et bra resultat

Sette inn rapporter/grafar:

Som beskrevet innledningsvis har man muligheten til å kjøre forskjellige grafer og rapporter ut fra løsningen. I flysammenheng er det naturlig å kjøre ut rapporter på lift-, drag-, og momentkoeffisienter.

Figuren under viser et typisk oppsett man bruker for å lese av drag. Retningen styres av hvilken vei luftstrømmen kommer inn. Verdien for "Direction" er satt til 1.0, og viser at drag skal måles i positiv x-retning. Under menyen "parts" velger man hvilke deler det skal måles drag på (figur 4-11).

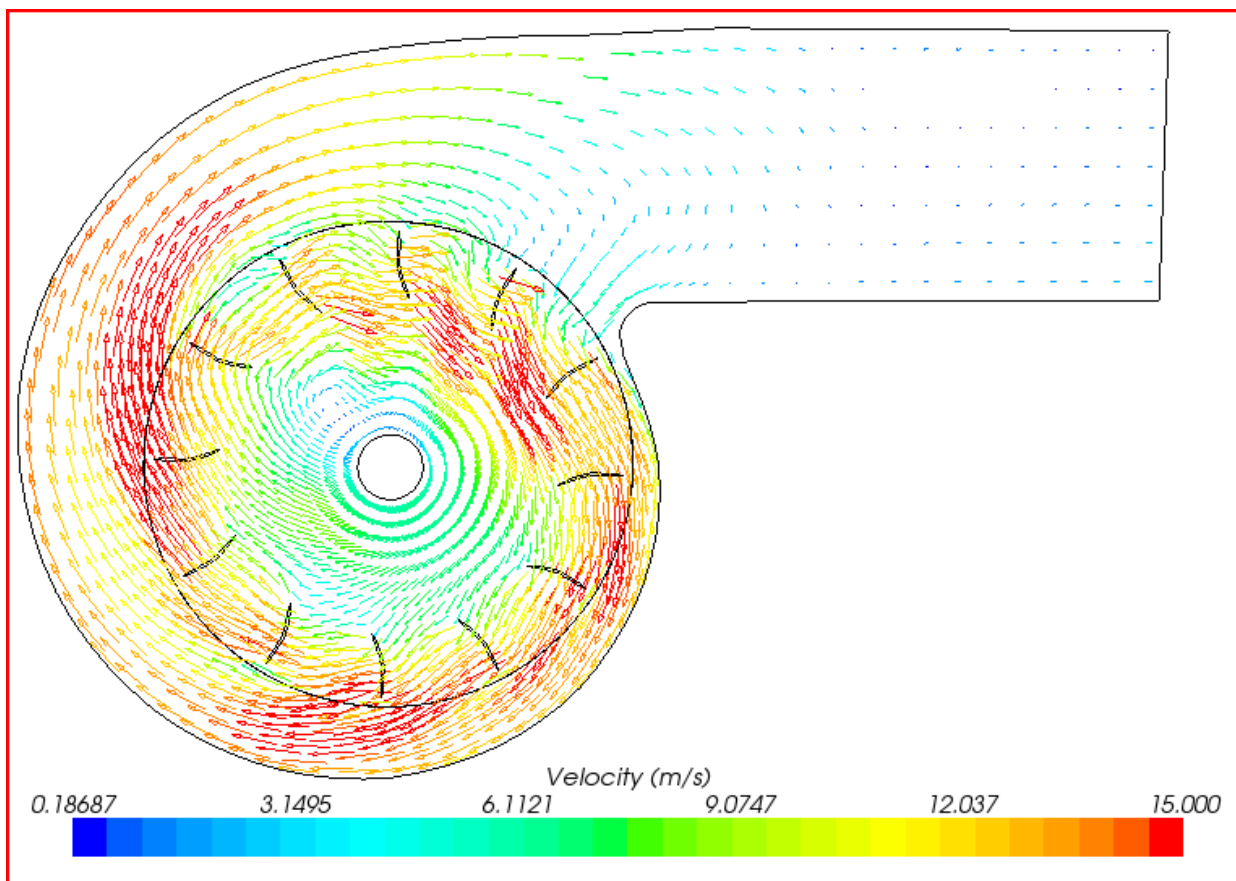
Reference Density	1.18415 kg/m ³
Reference Velocity	10.0 m/s
Reference Area	1.0 m ²
Coordinate System	8 deg
Direction	[1.0, 0.0, 0.0]
Force Option	Pressure + Shear
Reference Pressure	0.0 Pa
Parts	[Region 1 2D: Wing]
Units	

Figur 4-11 Koeffisientoppsett
(CD Adapco Star View control, 2009)

Sette opp scener:

Vi har muligheten til å sette opp flere forskjellige scener fore å visualisere løsningen, og også for å jobbe med geometrien. Den første scenen vi som regel har med er geometriscenen. Her får vi opp konturene til CAD-modellen, og kan også få med meshet.

For å visualisere løsningen bruker vi enten skalar- eller vektorscene. Vektorscenen lar deg enkelt visualisere hastighet gjennom et system ved hjelp av vektorer.



Figur 4-12 Hastighetsvektorer som viser strømmingen gjennom en vifte
(CD Adapco Star View control, 2009)

5 NACA-profiler

Vår modell, Fairchild SA226-T(B), er designet med vingeprofiler fra NACA-serien, både til hovedvinge og til finner på haleseksjonen. På haleseksjonen er det brukt symmetriske profil av NACAs 4-tallsserie, nærmere bestemt 0009 på horisontalfinnen og 0011 på vertikalfinnen. På hovedvingen er et mer innviklet profil brukt. Profilet, som kommer fra NACAs 6A-talls serie, heter 65A215 (Statens Havarikommisjon for Transport, 2009).

De første profilene utviklet av NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), var 4-tallsserien. Utviklingen av denne startet i 1929, og var ferdig i 1933. Utviklingen av stadig mer innviklede profiler fortsatte og innen en periode på 18 år hadde NACA utviklet alle sine vingeprofilserier, fra 4-tallsserien, gjennom 5- og 6-tallsserien og opp til 6A-serien. Utviklingen av disse profilene ble ledet av Eastman Jacobs ved NACA. De første profilene var basert på enkle geometriske beskrivelser av profilets form, som vil bli forklart senere. Etter hvert ble profilene mer innviklede, og 6- og 6A-serien er eksempler på serier der tallene ikke beskriver formen direkte. Likevel er de ansett som relativt enkle profiler sammenlignet med profiler som er utviklet i senere tid.

Fairchild SA226-T(B) er et godt eksempel på at NACAs profiler fortsatt er effektive for mange aerodynamiske konfigurasjoner. Bedre forståelse av vingeprofilenes aerodynamiske egenskaper og muligheten til å utarbeide nye profiler ved hjelp av strømningsanalyse på data gjør det mulig og stadig forbedre vingeprofiler. For vår del er det i dette prosjektet NACAs vingeprofiler som er aktuelle, og da spesielt 4-serien og 6A-serien.

Utviklingen av 4-tallsserien ble altså påbegynt i 1929. I 1933 hadde forfatterne Jacobs, Ward og Pinkerton utarbeidet hele serien, under rapportnavn R-460. De fire tallene er definert på følgende måte:

NACA MPXX

- M - er den maksimale verdi av "mean line" (eller camberlinjen) i hundredeler av korden
- P - er den kordvise posisjonen for maksimum krumning i tiendeler av korden
- XX - er maksimum tykkelse, i prosent av korden

Et eksempel på et slikt profil, er NACA 2412. Dette profilet har en krumningslinje med største høyde lik 0,02, eller 2 %, av kordelengden (c). Den største høyden er posisjonert på $x/c = 0,4$, og total tykkelse er 12 % av kordelengden. NACA 0011 og 0009 har altså ingen avvik mellom kordelinjen og krumningslinjen, de er altså symmetriske.

Videre utvikling kom gjennom NACAs modifiserte 4-tallsserie og 5-tallsserie, og det ble utviklet stadig mer kompliserte profiler, der man blant annet kunne styre radiusen av vingens forkant. Krumningslinjens form kunne også påvirkes mer nøyaktig på disse seriene. Felles for 4- og 5-tallsseriene er at de er bygd opp av ligninger som beskriver formen nøyaktig. For 6- og 6A-tallsseriene er formene mer innviklede. De er ikke bygd opp av kjente ligninger, men ved hjelp teoretiske modeller. Disse profilene ble designet for å tilstrebe en mer laminær luftstrøm langs kordelengden ved å utsette den uheldige trykkgradienten rundt vingen. Tykkelsens utbredelse langs korden ble utviklet ved hjelp av "exact aerofoil theory", mens krumningslinjen ble utviklet ved hjelp av "thin aerofoil theory". Tallene sier noe om trykket og løftet til profilet:

NACA 65₃-218

- 6 - angir at det er en 6-tallsserie
- 5 - angir den kordvise posisjonen av det minste trykket i tideler av kordelengden, for et grunnleggende profil ved null løft.
- 3 - angir C_L i tideler over og under den designede C_L der den ønskede trykkgradienten finnes på begge sider av vingen.
- 2 - angir C_L i tideler.
- 18 - angir tykkelsen til vingen i prosent av kordelengden.

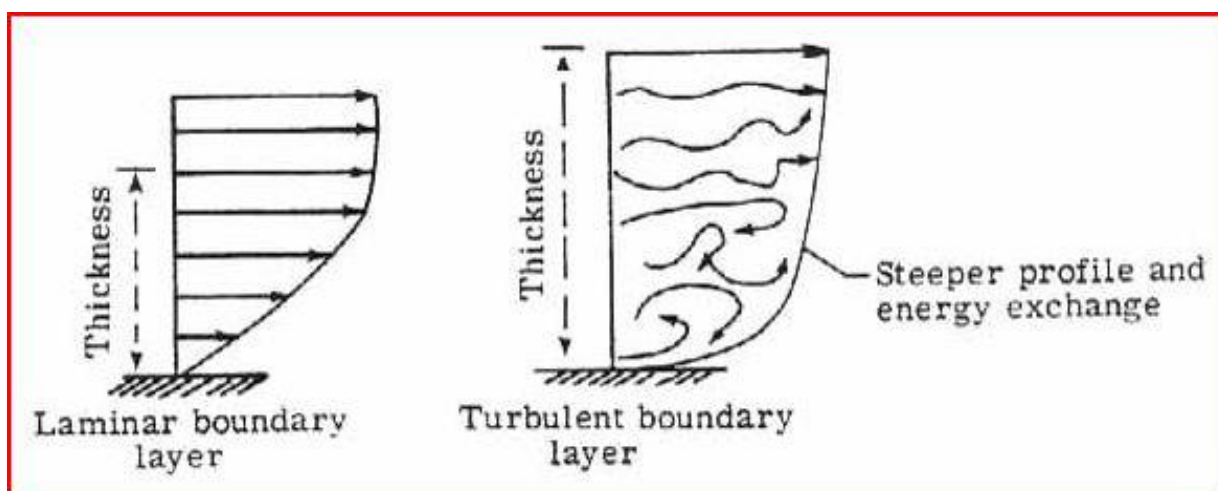
På 6-serien er bakkanten designet med en fin avslutning (cusp trailing edge). Øvre og nedre overflate følger hver sin form til de møtes naturlig. Dette gir en veldig tynn bakkant. 6A-serien ble utviklet fra 6-serien for å løse den praktiske konstruksjonen av bakkanten. Bakkanten har her fått en butt avslutning. Dette forenkler også den fysiske konstruksjonen av vingen.

Formen på mer moderne vingeprofiler beskrives ved koordinater fra tabeller, som kan plottes direkte. Vi ønsket våre profiler på denne formen for å muliggjøre importen til SolidWorks. For haleseksjonen som bruker 4-serien, brukte vi et formelark fra Excel som gav koordinatene basert på de fire tallene i serien, 0009 og 0011. For 6-serien måtte vi plote koordinatene manuelt, fordi tallene i serien ikke kan gi koordinatene ut fra ligninger (Abbott & Doenhoff, 1959).

6 Grensesjikt

Et grensesjikt opptrer på alle flater som beveger seg gjennom et viskøst medium, luft, vann etc. Hastigheten på overflaten der grensesjiktet ligger er null. Denne stiger gradvis oppover til å bli lik fristrømhastigheten, avhengig av om grensesjiktet er turbulent eller laminært.

Tykkelsen til grensesjikt er per definisjon: fra overflaten til der hastigheten i grensesjiktet er 99 % av fristrømhastigheten. Vi deler grensesjiktet opp i to kategorier avhengig av hvordan luften strømmer i dem. På figur 6-1 kan man se at det laminære grensesjiktet har en mye jevnere hastighetsovergang enn det turbulente. Det turbulente oppnår fristrømhastighet mye raskere enn det laminære.



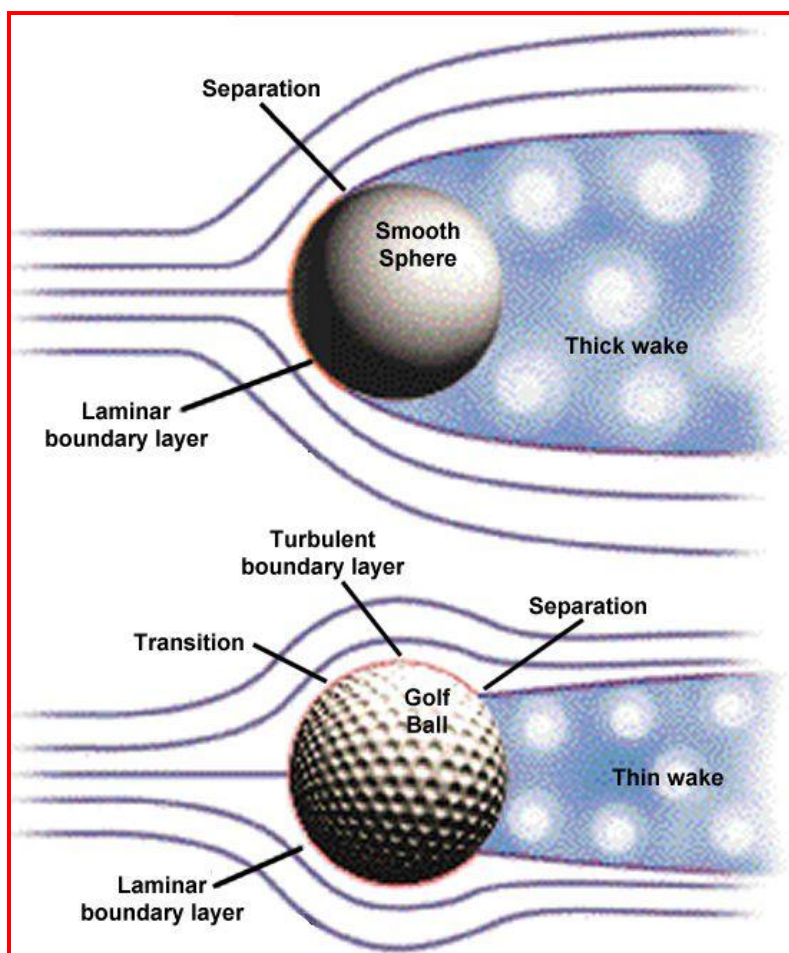
Figur 6-1 Forskjellen på et turbulent og laminært grensesjikt
(The Centennial of Flight Commission).

Ønsker man turbulent eller laminært grensesjikt?

Det første de fleste ville sagt er som regel laminært fremfor turbulent grensesjikt. Dette er forståelig da det er lett å se for seg at noe som strømmer laminært gir mindre drag enn noe som strømmer turbulent. Dette er for øvrig sant, men veldig vanskelig å oppnå i virkeligheten. Paradoksalt sett vil et turbulent grensesjikt bidra til at luftstrømmen kan følge profilet lengre, og derfor også senke drag.

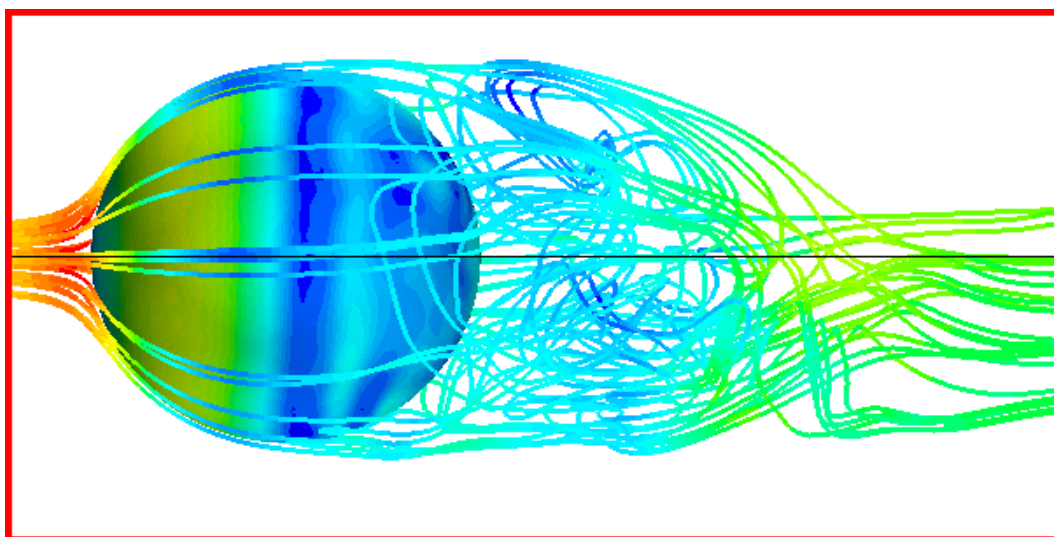
Et laminært grensesjikt er veldig ustabil og vanskelig å holde. Hvis dette først bryter ned og separerer fra vingen/overflaten, bidrar dette til mer drag enn hvis det hadde vært turbulent og festet til vingen/overflaten. Hvis grensesjiktet går fra laminært til turbulent, blir det ofte enklere for lufta å følge profilet den skal rundt.

Et bra eksempel på dette er prinsippet med hull i golfballer. På figur 6-2 ser man en glatt ball som luften strømmer over. Det er også et laminært grensesjikt som ligger inntil ballen. Problemet her er at luften slutter å følge ballens kurvatur veldig tidlig (ca ved 90° på ballen), som fører til en avløsning av grensesjiktet med en påfølgende sterkt turbulent bakevje. Dette skaper veldig mye drag og reduserer aerodynamiske ytelser drastisk.



Figur 6-2 Strømning rundt en glatt sfære og en golfball
(Aerospace web)

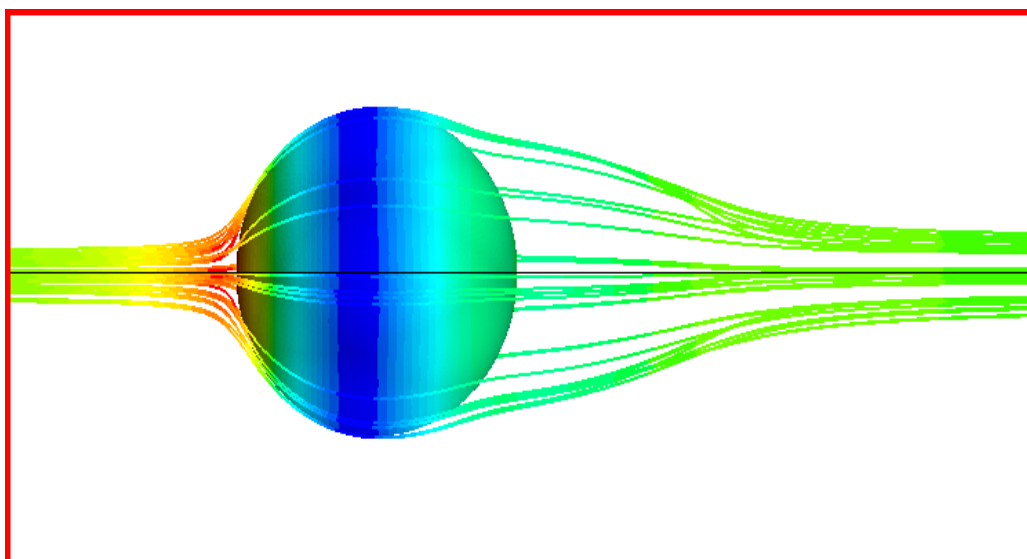
Som man kan se ut fra bildet under, har strømmingen sluppet ved ca 90°, og skaper et voldsomt kaos av virvler bak kulen.



Figur 6-3 Laminær strømming som treffer en kule
(CD Adapco Star View control, 2009)

Hvis vi nå analyserer eksempelet med en ball som har groper eller noe som skaper en turbulenseffekt, går teorien ut på at grensesjiktet lettere klarer å følge kurven hvis det er turbulent. Ved å lage groper i ballen, lager man i prinsipp ”vertex”-generatorer. Dette gjør at grensesjiktet slår om til turbulent.

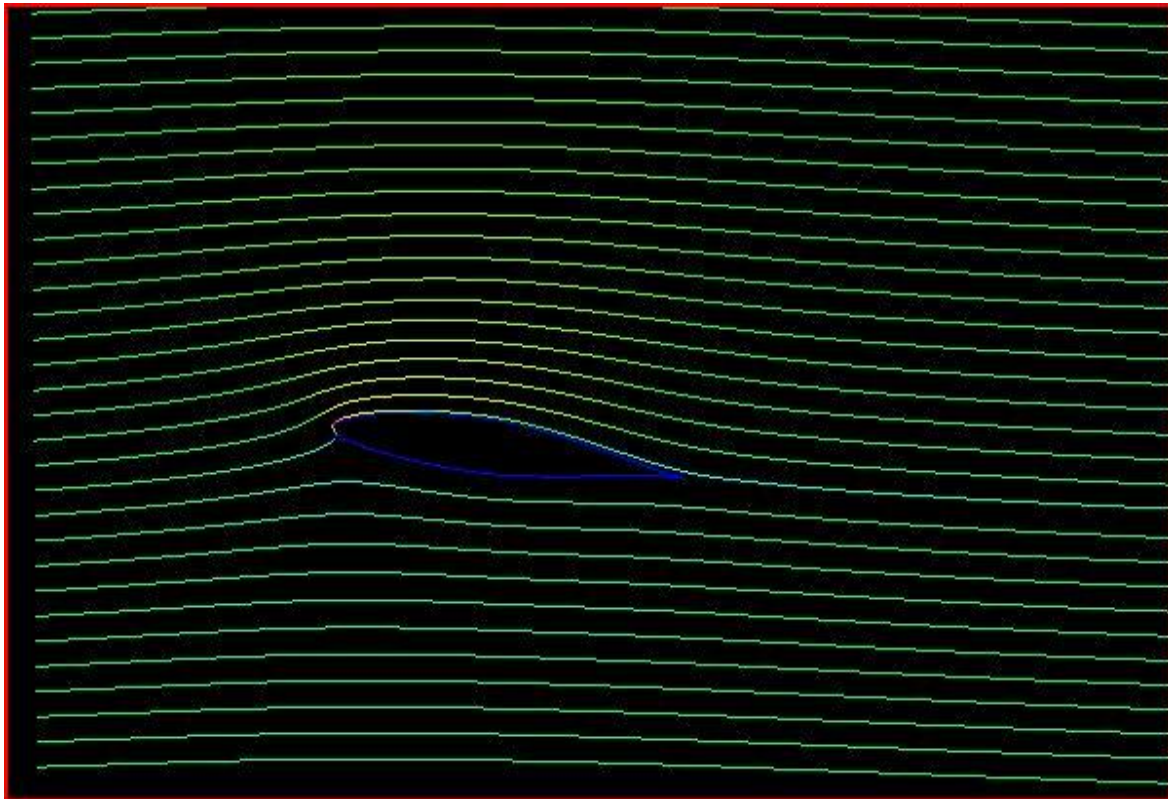
Et turbulent grensesjikt får luften til å følge overflaten lenger. Vi ser at bakevja er mye roligere og ikke like turbulent (figur 6-4). Selv om friksjonsdrag øker noe på grunn av gropene i ballen, minker draget jevnt over.



Figur 6-4 Turbulent grensesjikt som lar luften følge flaten lenger
(CD Adapco Star View control, 2009)

7 Informasjon om steiling

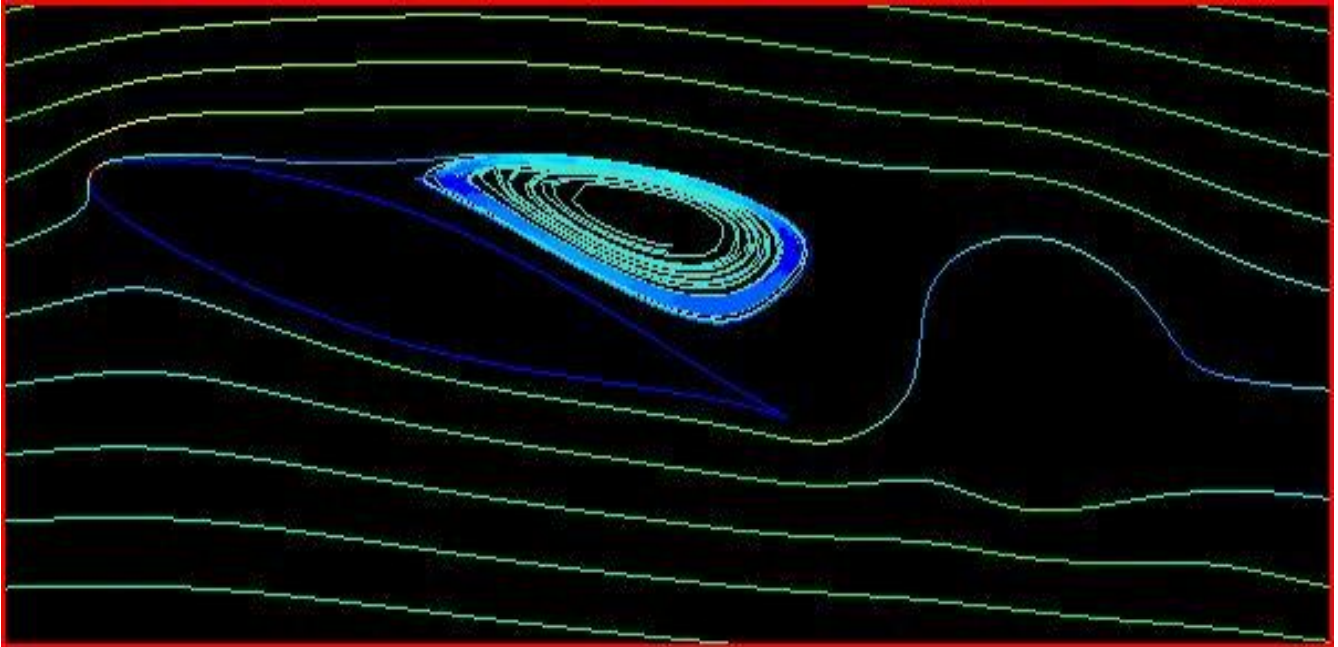
Enkelte av analysene blir gjort nær eller ved steilegrensen til flyet. Vi skal derfor gi en kjapp innføring i hva som skjer med en vinge som blir utsatt for steiling ved en høy angrepsvinkel. Når et fly flyr rett fram i cruisehastighet strømmer luften jevnt over vingen. Når luften strømmer over vingen dannes det et grensesjikt over vingen. Dette er laminært over mesteparten av vingen, men har et omslagspunkt hvor det går over til turbulent. Innenfor fornuftige hastigheter og angrepsvinkler vil grensesjiktet ligge festet til vingeoverflaten.



Figur 7-1 Strømning over vinge
(CD Adapco Star View control, 2009)

Som man kan se ut fra figur 7-1 har luftstrømmen ingen problemer med å strømme over den jevne overflaten. Moderne, tykkere vingeformer med milde kurver foran, der krumning og maks tykkelse er flyttet lenger bakover, får i hovedsak separasjon av luftstrømmen ved bakkant. Dersom angrepsvinkelen økes ytterligere, flytter denne avrivningen seg fremover da den ikke lenger klarer å følge konturene til vingen.

Etterhvert som angrepsvinkelen økes til et maks, får vi total grensesjiktavløsning (figur 7-2). Denne vingen er totalt utsteilet og luften har sluttet å strømme over vingeflaten. Istedenfor skapes det en voldsom turbulens og reversert luftstrøm over vingen.



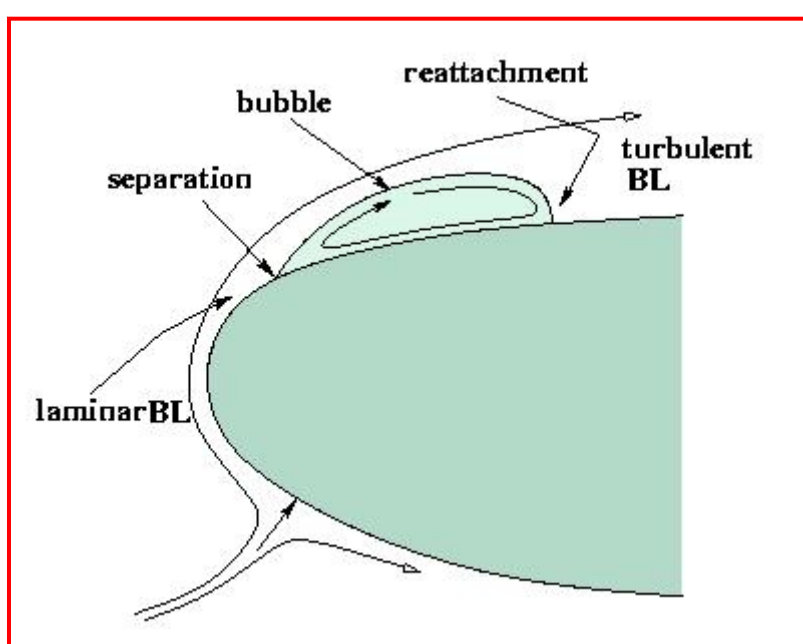
Figur 7-2 Utsteilet vingeprofil
(CD Adapco Star View control, 2009)

Turbulensen og avrivningen av luftstrømmen over vingen skaper et voldsomt drag bak vingen. Man mister også løftet som blir generert over vingen. Den eneste måten å ta inn en steilet vinge på, er å redusere angrepsvinkelen og øke hastigheten igjen. Da vil luftstrømmen gradvis flyte jevnt over vingen igjen og skape løft (Stinton, 1997).

”Leading edge stall”

På tykke vingeprofiler med fortsatt mye kurvatur (tykkelse/korde rate på 9 til 12 %) kan man bli utsatt for det som heter ”leading edge stall”. Som navnet tilsier skjer denne formen for steiling ved vingens forkant, og er å regne som veldig farlig da man uten forvarsel kan miste alt løft over vingen.

Denne luftboblen med sirkulerende luft legger seg foran på vingen, før det turbulente omslagspunktet til grensesjiktet. Ved lave angrepsvinkler holder denne boblen seg stabil og man vil kunne fly stabilt uten å merke noe til det. Dersom angrepsvinkelen øker, vil trykket øke nedstrøms og boblen vil bli kortere i korderetning. Ved en viss angrepsvinkel, klarer ikke luften lenger å sirkulere i og rundt denne boblen, dette fører til at den sprekker og man mister øyeblikkelig alt løft over vingen.



Figur 7-3 ” Flow separation bubble” (Underwater Mechanics)

Fly som er utsatt for denne typen steiling er nødt til å ha montert en ”stick pusher” for å forhindre at steiling inntreffer. Denne presser rett og slett styrespaken til flyet ned, for å få nesen ned (Conway) (Stinton, 1997).

8 Koeffisienter

Koeffisienten C_L benyttes til å beskrive løftet (lift) for en ving. Flere slike koeffisienter brukes for å beskrive andre aerodynamiske- og flymekaniske egenskaper. Alle disse koeffisientene har til felles at de ved hjelp av formelregning har mistet sin dimensjon. (Dimensjonen er for eksempel kraft, N, eller moment, Nm). På denne måten kan karakteristikken til en ving beskrives ut fra den felles variabelen α (angle of attack/AoA). Sammen med forholdet mellom løft (L) og luftmotstanden (D), beskriver disse koeffisientene vingekarakteristikken.

Det er mye mer fordelaktig å plote koeffisientene for de interessante egenskapene til en ving enn det er å plote egenskapene gitt ved krefter og momenter. En koeffisient er med sin mangel på benevning ikke nevneverdig påvirket av egenskaper som lufttetthet, skala og hastighet. Koeffisienter er med andre ord ikke avhengig av testdagens metrologiske forhold eller hvilken vindtunell eller hvilket program som brukes til forsøket, resultatet blir likt hvor enn testen gjennomføres. Til og med for en flygende fullskalamodell vil verdiene være akkurat som testverdiene av en mindre modell, så lenge Reynoldstallet er likt.

Variablene er altså definert ved kraft og moment. Kraft er en benevning de fleste er kjent med, det er noe vi kjenner til fra hverdagen. Uttrykket kraft brukes for eksempel om den størrelsen som gjør at vi kan flytte et objekt fra a til b. Tyngdekraften, g , er et annet eksempel på størrelsen kraft. Ofte sier vi også at en kraft alltid har en motkraft som alltid prøver å hindre en bevegelse. Dette er kjent som Newtons 2. lov, og definerer et fly i normal flukt, der alle kreftene som virker på flyet har en motkraft. Etter SI-systemet (*Le Système International d'Unités*) betegnes kraft med Newton (N), som igjen er uttrykt ved kg m/s^2 . Innenfor flymekanikken er det definert fire hovedretninger for kraft, der hvert par jobber mot hverandre. Langs positiv x-akse (pekende forover mot nesen) finner vi skyvkraft, T (thrust), med den motsatte kraften luftmotstand i negativ retning, som altså benevnes D . I negativ z-akse, altså rett opp fra vingens plan, finner vi L , mens det i motsatt retning virker en kraft fra tyngden til flyet, kalt W (weight). De kreftene vi streber etter å oppnå, T og L , blir altså motarbeidet av naturens egne motkrefter.

Når vi først har forstått definisjonen for kraft, faller definisjonen for moment fort på plass. Det er enkelt og greit produktet mellom en kraft og den korteste armlengden vinkelrett fra kraften til punktet. Benevnelsen blir da Nm, eller $\text{kg m}^2/\text{s}^2$. Momentet om et punkt kan virke med eller mot klokken retning, og vi benevner den ene retning som positiv og den motsatte som negativ. For et fly ser vi på rotasjonen rundt vingespennet, altså rundt y-aksen. Dersom flyet er påført et nese-ned moment, gir vi momentet et negativt fortegn. Et nese-opp moment får da positivt fortegn (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2003).

Det tredimensjonale aksesystemet er definert langs hovedretningene til flyet. De er enten kalt x-, y- og z-akse, eller langsgående-, tverrgående- og normalakse. Vi kjenner navnene best fra det engelske vokabularet, der de kalles longitudinal-, lateral- og normal axis. Ved bevegelse langs og rotasjon om tre akser får flyet seks frihetsgrader. X-aksen ligger langs flyets lengderetning med positiv akse fram mot nesen, gjennom gravitasjonssenteret, CG. En rotasjon rundt denne akse kalles roll. Bevegelse framover går langs denne akse, som ligger horisontalt når flyet er i trimmet kondisjon. En bevegelse i motsatt retning, som for eksempel ved "tail slide", er den mest uvanlige manøveren et fly kan foreta. Y-aksen ligger gjennom CG, langs vingespennet med positiv akse langs høyre vinge. Rotasjonen rundt denne akse kalles pitch, mens en bevegelse fører flyet til høyre eller venstre, bedre kjent som "sideslipping" eller "skidding". Til slutt definerer vi z-aksen fra topp til bunn av flyet gjennom CG, der positiv retning er ned. Giring betegner rotasjon rundt denne akse og bevegelse langs akse vil føre flyet opp eller ned. Riktignok er ikke dette den vanlige bevegelsen for å komme opp eller ned, det gjøres i realiteten ved å endre inklinasjonen til x-aksen, altså rotere rundt y-aksen.

En vinge har den aerodynamiske egenskapen at L øker dersom α øker. Men samtidig gis løftvektoren en økende komponent bakover. Den totale komponenten i negativ x-retning, D , (motsatt vei av fluktretningen) øker. En del av D er altså en naturlig følge av L . Men ved å utvikle vingeprofilet kan D minskes mens L fortsatt er like stor. Dette har ført til at vingeprofiler har endret utseende (figur 8-1) og at tallkombinasjonene fra blant annet NACA er endret fra 4-digit, via 5-digit til 6-digit, med flere mulige kombinasjoner for disse profilene.



Figur 8-1 Mange av dagens vingeprofiler har konkav krumning på undersiden
(A C Kermode, 1987)

En flyvinges hovedfunksjon er å holde et fartøy i luften. Løftet vingen produserer avhenger av farten flyet blir drevet gjennom luften med og vinkelen α vingen har til den innkommende luftstrømmen. Men ettersom L øker, øker altså også luftmotstanden, D . Forholdet L/D er altså varierende for forskjellige α for et vingeprofil samtidig som forholdet vil variere for de nesten uendelige typer vingeprofiler som finnes. Vi forstår altså at designeren må ta et valg om hvilket vingeprofil flyet skal ha ut ifra hvilke type egenskaper som ønskes.

For å gjøre et forsøk på å avgjøre hvilket profil som er ideelt til ethvert formål har det blitt gjort flere tusen forsøk i vindtunell og i fullskala med forskjellige profiler i forskjellige kondisjoner. Allikevel kan det nok ikke sies at man har funnet fram til det perfekte vingeprofilet til hver enkelt tenkt oppgave. I dag gjør riktignok metoder innenfor CFD (Computational Fluid Dynamics) det mulig å forutse karakteristikken til vingeprofiler. Slike CFD-metoder kan til og med brukes til å designe profiler som skal dekke gitte karakteristikk, i alle fall innenfor rimelighetens grenser.

Ved siden av L og D , er også pitching-momentet (M) en viktig karakteristikk. Momentet uttrykkes ved en kraft multiplisert med en arm og får i dette tilfellet sin arm tilført fra vingens kordelengde, c . Arealet av vingen benevnes med bokstaven S . S kan sies å være en forvirrende variabel fordi både frontarealet (arealet som "sees" av luftstrømmen) og planarealet betegnes med S . Ved måling av luftmotstanden for en bil, brukes frontarealet. Ved måling av luftmotstand for en vinge eller et fly, brukes planarealet. Dette gjelder enten det er L , D eller M som skal måles. Etersom α endres, endres også planarealet sett ovenfra. Dette ville vært upraktisk for målinger ettersom arealet ville vært ulikt gjennom testen. Derfor brukes alltid maks planareal for alle beregninger.

Resultatene for vingens ytelser innen L , D og pitching-momentet M avhenger av følgende:

- a) vingens form
- b) planarealet av vingen
- c) hastigheten i 2. potens
- d) tettheten i luften

8.1 Vingens karakteristikker

Symbolene C_L , C_D og C_M kalles Lift-koeffisient, Drag-koeffisient og Moment-koeffisient, og er de viktigste karakteristikker for en vinge. Grafer for hver av disse utvikles i forsøk før et profil tas i bruk, som regel i vindtunnel. Verdiene kan også plottes avhengige av hverandre i felles grafer, da kalt polare grafer. Verdiene varierer med angrepsvinkel og formen på vingen, altså profilet. For et bestemt profil plottes altså hver verdi for flere angrepsvinkler innenfor et område. Dette området er ofte litt større enn det området vingeprofilet er tenkt å operere innenfor, for eksempel fra -16° til $+20^\circ$, mens flyet ved sikker flyging holder seg innenfor typisk 0° til $+14^\circ$. Ved å plotte for et så stort område dekkes også hele steileområdet i begge ender av skalaen for angrepsvinkelen.

Resultatene for et vingeprofil presenteres ved å vise hvordan følgende kurver endres ettersom angrepsvinkelen endres:

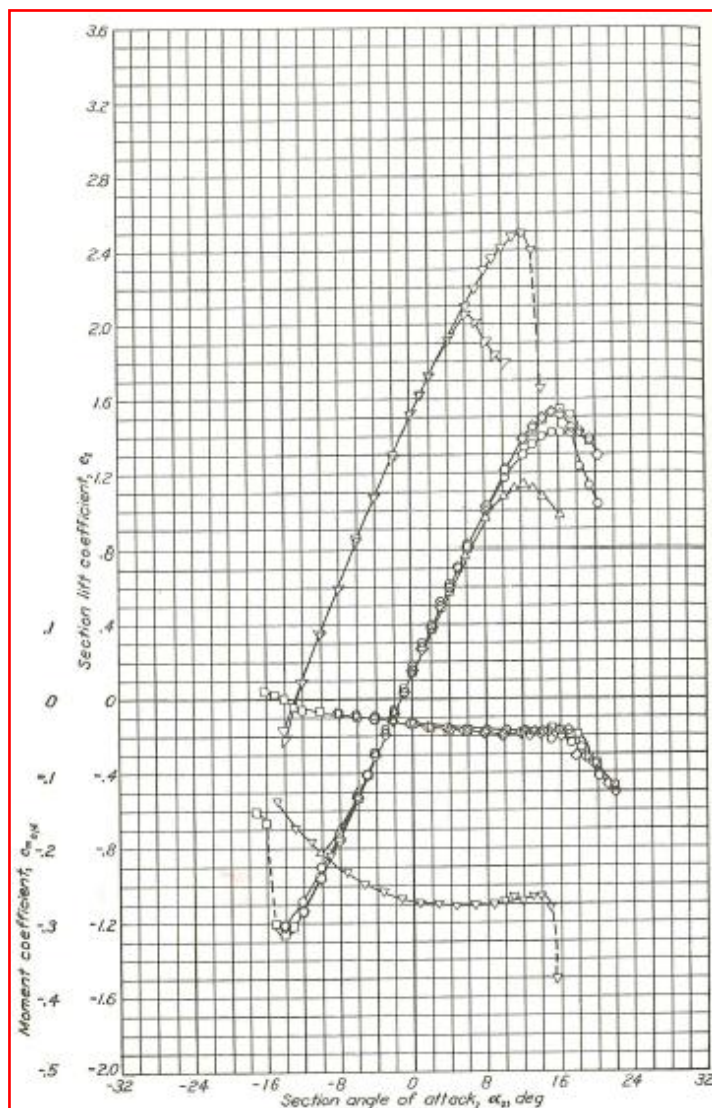
- a) Lift-koeffisienten, C_L
- b) Drag-koeffisienten, C_D
- c) forholdet L/D
- d) posisjonen til trykksenteret, eller M -koeffisienten

Det må sies at det i praksis ikke er mulig å få helt eksakte verdier for tester gjennomført i forskjellige vindtuneller eller forskjellige konfigurasjoner i CFD-program. Dette er fordi formelverket gjelder for helt ideelle tilfeller, mens tester i vindtuneller og CFD-programmer har flere feilkilder. Skalaeffekt kan sammen med forstyrrelser fra veggene i vindtunellen gi små forskjeller. For CFD-analyser kan et unøyaktig oppsett eller problemer med løsningen i nærheten av steiling bidra til noe unøyaktige resultater. Men på grunn av de store antall tester gjort i forskjellige vindtuneller og med forskjellige konfigurasjoner, kan vi gjøre anslag for disse feilene og få til en god tilnærming uansett hvilke forhold hver test utføres under.

8.1.1 Løftkurven

C_L danner en kurve som varierer med angrepsvinkelen, α . For en vingeprofil med krumning opp vil C_L være positiv ved $\alpha = 0^\circ$. Dette ser vi er tilfelle for vingeprofilen NACA 65₂-215 (figur 8-2). Mens et vingeprofil med krumning altså gir løft ved $\alpha = 0^\circ$, vil en flat plate eller et symmetrisk vingeprofil alltid gi $C_L = 0$ ved $\alpha = 0^\circ$. Fra figur 8-2 ser vi at mellom $\alpha = -8^\circ$ og $\alpha = 8^\circ$ øker C_L tilnærmet lineært mens den fra 8° til 16° øker stadig mindre for hver grad α øker. Fra $\alpha = 16^\circ$ inntreffer toppunktet for grafen og C_L avtar nå for økende α . Dette karakteriserer fenomenet steiling, som er beskrevet under avsnittet om steiling. Den angrepsvinkelen som steiling inntreffer ved, kaller vi her $\alpha_{steiling}$. Andre enden av grafen karakteriserer også steiling, men for store negative verdier av α . Av grafen ser vi at steiling for negative α inntreffer for en lavere verdi av α , noe som igjen er karakteristisk for vinger med positiv krumning. Dette er riktignok et område av α som man sjelden kommer innenfor under normal flyging, gjerne med unntak av akrobatikkflyging.

Ved hjelp av formelen under plottes C_L ved forskjellige α , som gir oss løftekurven. Et eksempel er vist i figur 8-2. NACA 65₂-215 vingeprofil er det vi brukte som test for å verifisere vår bruk av programmet STAR-CCM+.



Vi forstår altså at løftekurven er viktig fordi den blant annet definerer $\alpha_{steiling}$. Formelen for C_L er som følger:

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

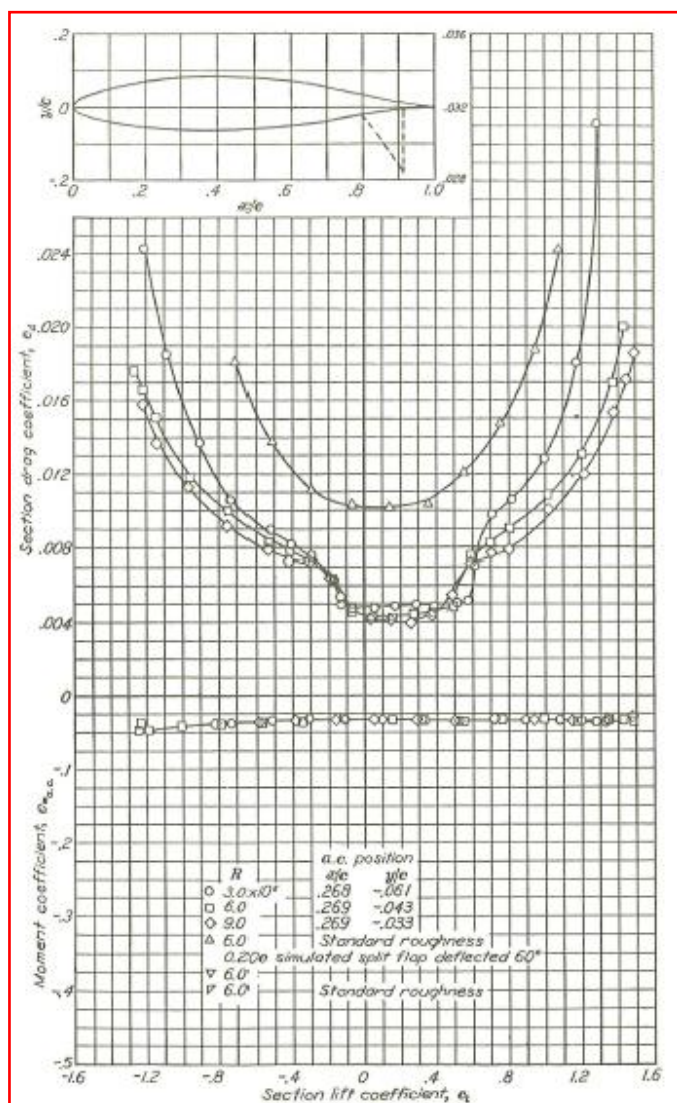
der:

- L - Løftet [N]
- ρ - Luftens tetthet [kg/m^3]
- V - Fristrømhastighet [m/s]
- S - Planarealet av vingen [m^2]

Figur 8-2 NACA 65₂-215 vingeprofil, C_L og C_M som en funksjon av angrepsvinkel (Abbott & Doenhoff, 1959)

8.1.2 Dragkurven

C_D som en funksjon av α gir oss en logisk kurveform. Med økende α øker også drag, først forsiktig, så hurtigere ettersom α blir stor. Minste verdi finnes i nærheten av $\alpha = 0^\circ$, eller like under for et vingeprofil med krumning. Ved $\alpha_{steiling}$ blir luftstrømmen turbulent slik at drag øker kraftig herfra. Vi får altså et godt syn på hvordan drag endrer seg med α , men ettersom dette ikke direkte gir oss et lift/drag-forhold, er det ofte mer nyttig å plote dragpolarkurven. Denne er ofte gitt ved at C_D plottes som en verdi av C_L . Dermed kan man lese ut drag direkte av C_L , ofte fordelaktig fordi vi er ute etter en best mulig kombinasjon av disse. Et eksempel på en slik dragpolarkurve er gitt i figur 8-3.



Figur 8-3 NACA 652-215, C_D og C_M som en funksjon av C_L (Abbott & Doenhoff, 1959)

Formelen for C_D er gitt ved:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

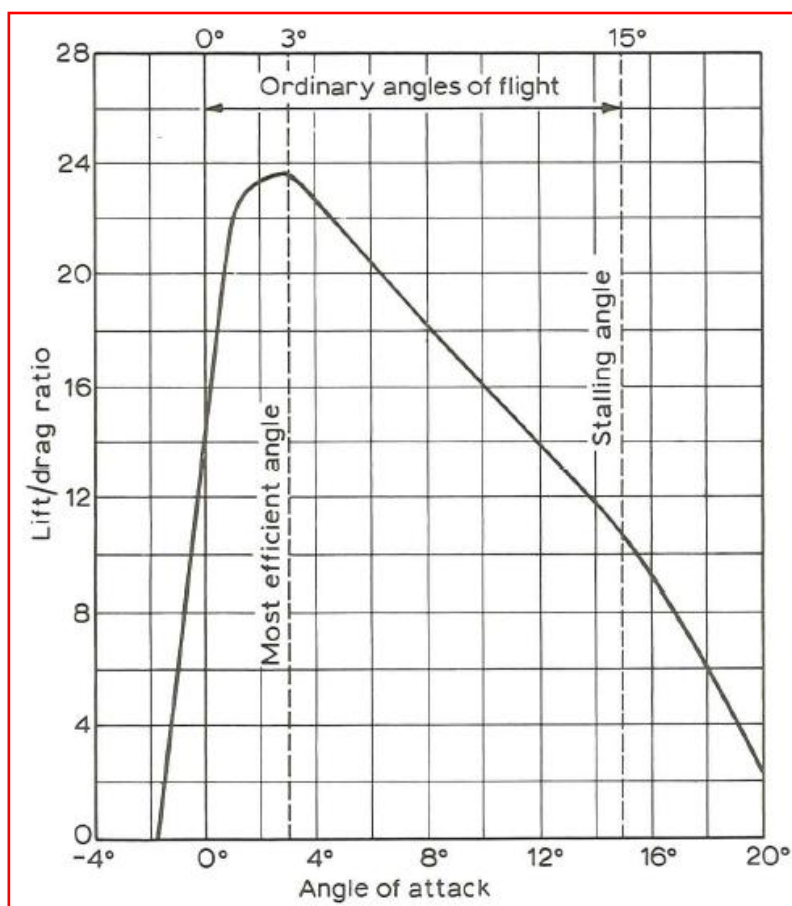
der:

- D - Motstand [N]
- ρ - Luftens tetthet [kg/m^3]
- V - Fristrømhastighet [m/s]
- S - Planarealet av vingen [m^2]

8.1.3 L/D-kurven

Denne kurven gir et veldig godt innsyn for effektive α -verdier for et profil. L/D plottes for forskjellig α , noe som gir oss et toppunkt der vi finner den mest effektive vinkelen. Det er klart at en ingeniør ønsker høyest mulig C_L og lavest mulig C_D . Problemet er at disse verdiene finnes på vidt forskjellige plasser, høyest C_L inntreffer rett før $\alpha_{steiling}$, mens lavest C_D inntreffer rundt $\alpha = 0^\circ$. Ingen av disse verdiene for α vil i praksis gi de beste flyegenskapene, som altså finnes nettopp ved toppunktet for L/D-kurven.

Av kurven i figur 8-4 ser vi at forholdet L/D øker veldig fort opp mot $\alpha = 3^\circ$. Her er forholdet oppe i 24. Kraften fra L er altså 24 ganger større enn kraften fra D. Deretter avtar forholdet rolig og jevnt frem til $\alpha_{steiling}$, hvor forholdet plutselig avtar hurtigere. Grunnen til at forholdet avtar selv om L øker med økende α , er at D øker fortere enn L. Vingen vil altså riktignok kunne operere for et stort område av α , men det er når L/D er på topp at det beste "all-round" resultatet finnes og vingen produserer mest L i forhold til D, akkurat som vi ønsker.

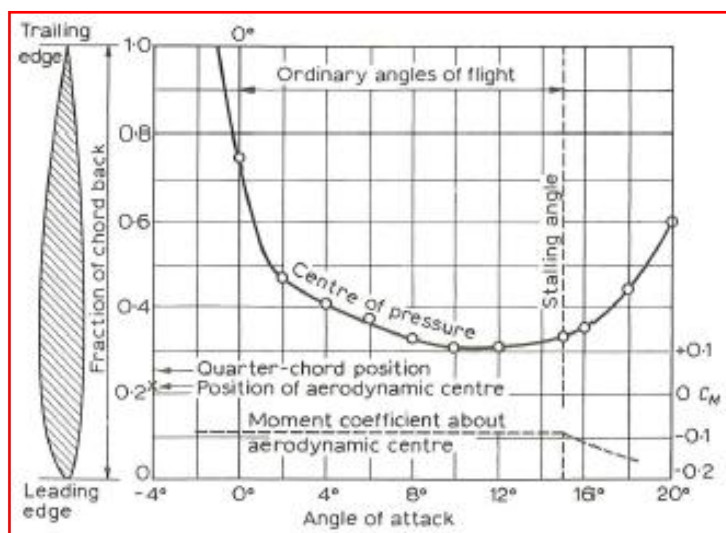


Figur 8-4 Typisk L/D-kurve (A C Kermode, 1987)

8.1.4 Momentkurven

Momentet som løftet skaper rundt vingen regnes ved rotasjon rundt y-aksen på det definerte koordinatsystemet. Sett fra positiv y-akse vil et positivt moment gå moturs, mens et negativt moment, også kjent som nese-nedmoment, vil gå medurs. Vi finner nok en gang koeffisienten til denne verdien. For momentkoeffisient tas det med en konstant til i regnestykket, nemlig kordelengden. Formelen blir som følger:

Grunnen til at dette momentet endres etter hvert som α endres, henger sammen med to ting. For det første endres trykksenteret ettersom α endres. Det begynner langt bak for små α og flytter seg fremover til det når sitt fremste punkt, før det igjen flytter seg bakover for høye α -verdier. Samtidig endres j_0 , som forklart over, også løftet ettersom α endres. Så for de fleste punktene langs kordelinjen vil det være et moment som endres ettersom α endres. For et punkt nær forkanten av vingen vil dette momentet synke mot større negative verdier, mens det for et punkt nær bakkanten av vingen vil øke mot større positive verdier. Begge disse endringene skjer tilnærmet lineært, noe som må bety at det for et bestemt punkt mellom for- og bakkanten av vingen må være tilnærmet ingen endring av momentet. Dette punktet kalles aerodynamisk senter, og har en sentral betydning for aerodynamisk teori. Det viser seg at dette punktet i teori virker på den kvarte kordelengden. I praksis er ikke dette helt sant, punktet varierer litt for forskjellige profiler. Hovedregelen er at det for eldre profiler er litt foran den kvarte kordelengden, mens det for mer moderne lavmotstandsprofiler er noe bak den kvarte kordelengden (A C Kermode, 1987).



$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c}$$

der:

- L - Løftet [N]
- ρ - Luftens tetthet [kg/m^3]
- V - Fristrømhastighet [m/s]
- S - Planarealet av vingen [m^2]
- c - Profilet's kordelengde

Figur 8-5 Trykksenteret og C_M som funksjoner av angrepvinkel, α
(A C Kermode, 1987)

9 Vår bruk av koeffisienter

For å sammenligne resultater fra forskjellig analyser som ble satt opp og kjørt i programmet STAR-CCM+, monitorerte vi C_L , C_D og C_M under hver analyse. Samtidig kunne vi sammenligne resultatet med det vi forventet fra eksterne data for våre tester på sfære og vingeprofil. Nettopp denne sammenligningen mot godt evaluerte data interesserte oss ettersom følelsen med programmet var begrenset ved oppstart av prosjektet. Derfor satt vi i gang testing av enkle modeller som vi hadde gode data på fra tidligere forsøk.

9.1 Sfære, test 1

Analysene av flyet er relativt store og tidkrevende, og det er flere feilkilder for oppsettet av modellen. Samtidig er det umulig å sammenligne med eksterne resultater, fordi disse ikke foreligger. Derfor ønsket vi å analysere en enkel geometri der resultatene samtidig er godt dokumentert fra tidligere forsøk. Det er også enkelt å sammenligne nøyaktigheten av å bruke et symmetriplan, ved å gjennomføre to like analyser med samme data. Den ene med hel geometri i strømningsvolumet og den andre med halv geometri i strømningsvolumet, i kombinasjon med symmetribetingelser. En forutsetning er selvfølgelig at geometrien er symmetrisk om et midtplan.

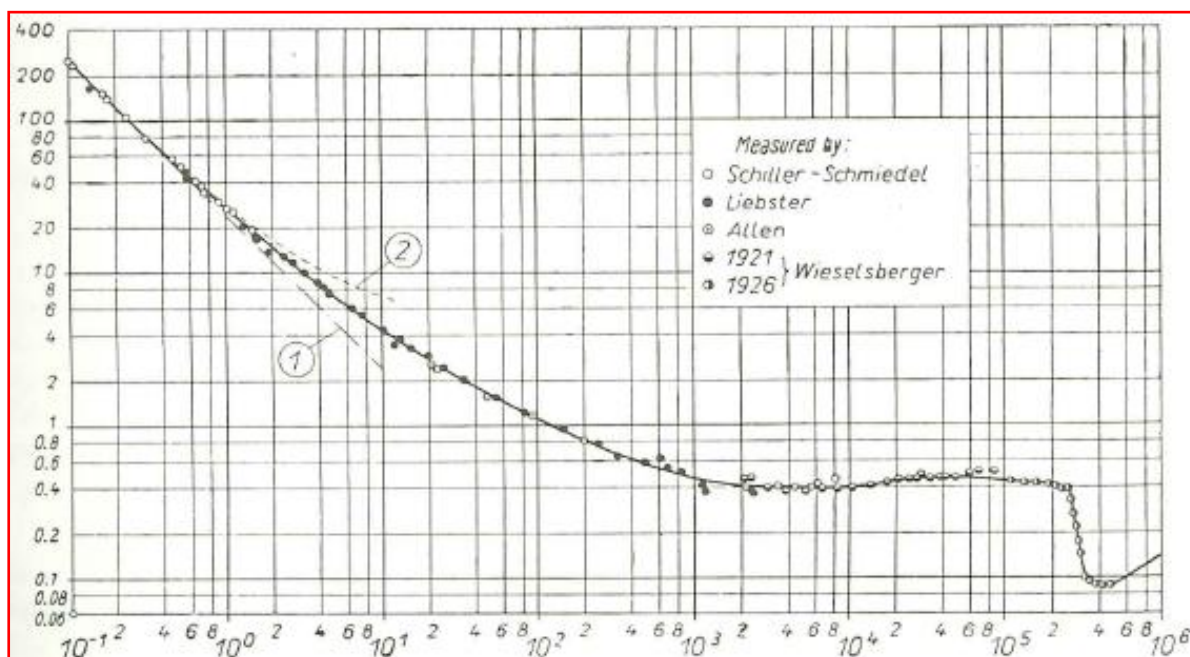
En sfære ble valgt som geometri for verifisering av vår bruk av programmet. En sfære er enkel å sette opp i en analyse, og sfærens C_D -verdiene ved de forskjellige Reynoldstallene er godt dokumentert fra mange tidligere forsøk (figur 9-1). Under modelleringen i SolidWorks ble diameteren satt til 1 meter, noe som gav et referanseareal på $0,7854 \text{ m}^2$. Hastigheten på luftstrømmen ble satt til 50 m/s i positiv x-retning gjennom hele analysevolumet, det samme ble også satt i "Velocity Inlet". Strømningsvolumet ble bygd opp av "Create Surface" → "Brick" og boolske operasjoner og det ble satt opp en monitor av C_D . Vi ønsket turbulent strømming for denne analysen, ettersom det er mest aktuelt for de analysene vi skal gjennomføre av flyet. For å konstantere at dette er turbulent strømming, ser vi på Reynoldstallet:

$$Re = \frac{u_{\infty} D \rho}{\mu}$$

der:

- u_{∞} - Hastigheten til luftstrømmen [m/s]
- Re - Reynoldsnummer
- D - Diameter til kulen [m]
- ρ - Tettheten til luft [kg/m^3] (1.18415 default)
- μ - Dynamisk viskositet til luft [kg/m-s] (1.85508e-5 default)

Dette gav oss et Reynoldstall på $3,2 \times 10^6$, som betyr turbulent grensesjikt rundt sfæren, med god margin. I følge figur 9-1 burde vi forvente en C_D på rundt 0,2 (like utenfor grafen).



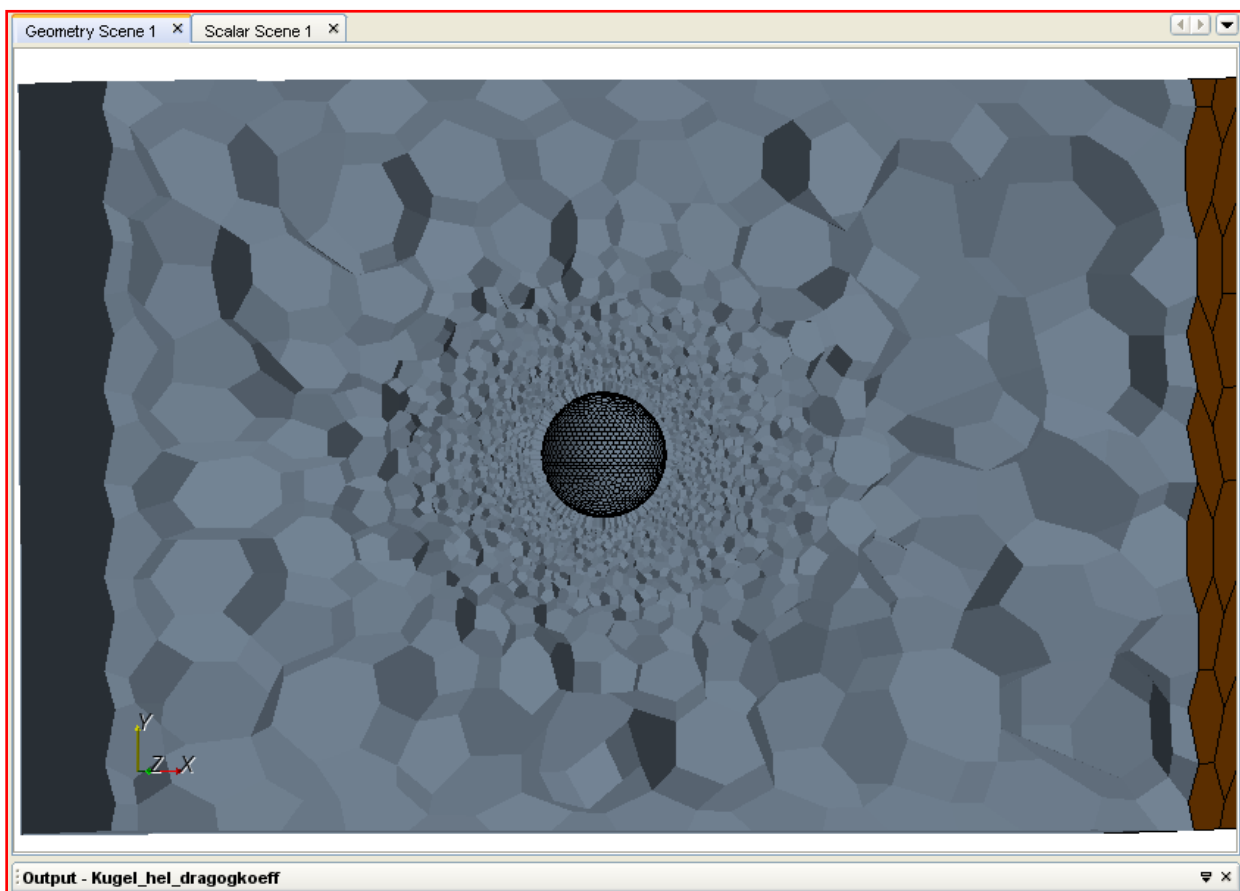
Figur 9-1 C_D (y-akse) for en sfære ved forskjellige Reynoldstall (x-akse)
(Schlichting, 1979)

Kravet til meshet rundt en sfære er relativt høy. Avløsningspunktet, der luftstrømmen slipper overflater, vil variere for forskjellige Raynoldstall. Det er alltid krav til at meshet skal ha en høy grad av kvalitet der denne avløsningsen skjer. Ettersom det ikke er lett å vite akkurat hvor punktet vil ligge til enhver tid, vil nødvendigvis meshet måtte være fint flere steder der hvor avløsning kan forventes. Samtidig skaper luftstrømmen en lang og kaotisk bølge etter sfæren, noe som også setter krav til meshets kvalitet i nedstrømsretning. Det var nytt for oss hvor fint meshet burde være, og vi begynte med et relativt grovt mesh. Dermed unngikk vi å lage et finere mesh enn hva vi trengte, noe som er en uøkonomisk bruk av datakraft. Følgende parametre ble brukt for å sette opp meshet:

Tabell 9-1 Meshoppsett sfære

Reference Node Name	Property Name	Value
Base Size	Value	0.3 m
Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	3
Prism Layer Stretching	Prism Layer Stretching	1.5
Prism Layer Thickness>Relative Size	Percentage of Base	4.0
Surface Curvature	# Pts/circle	96
Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	1.3
Surface Size>Relative Minimum Size	Percentage of Base	4.0
Surface Size>Relative Target Size	Percentage of Base	8.0

Av C_D -monitoren ble det satt opp rapport og plott for å lese av data underveis. Etter vel 300 iterasjoner konvergente løsningen greit, og resultatet gav en C_D på 0,05, omtrent 1/4 av forventet verdi. Oppsettet ble diskutert, og vi fant noen mulige feilkilder. Det ble blant annet diskutert om det noe grove grensesjiktet kunne føre til feil resultat (figur 9-2). Her ble meshet sett på som en syndebykk for at separasjonspunktet lå for langt bak. Et grovt mesh kan forringe beregningene betydelig. Avløsningspunktet er veldig viktig å få med for å få korrekt motstand. Strømningslinjer ble satt inn i et punkt foran kulen for å se om strømmingen var som forventet. Resultatet var litt overraskende, strømningslinjene viste at separasjonspunktet lå lenger bak enn forventet, noe som reduserer turbulensen. Dette kan forventes å ha redusert kraften D (motstand).



Figur 9-2 "Cell set" som viser grovt mesh (CD Adapco Star View control, 2009).

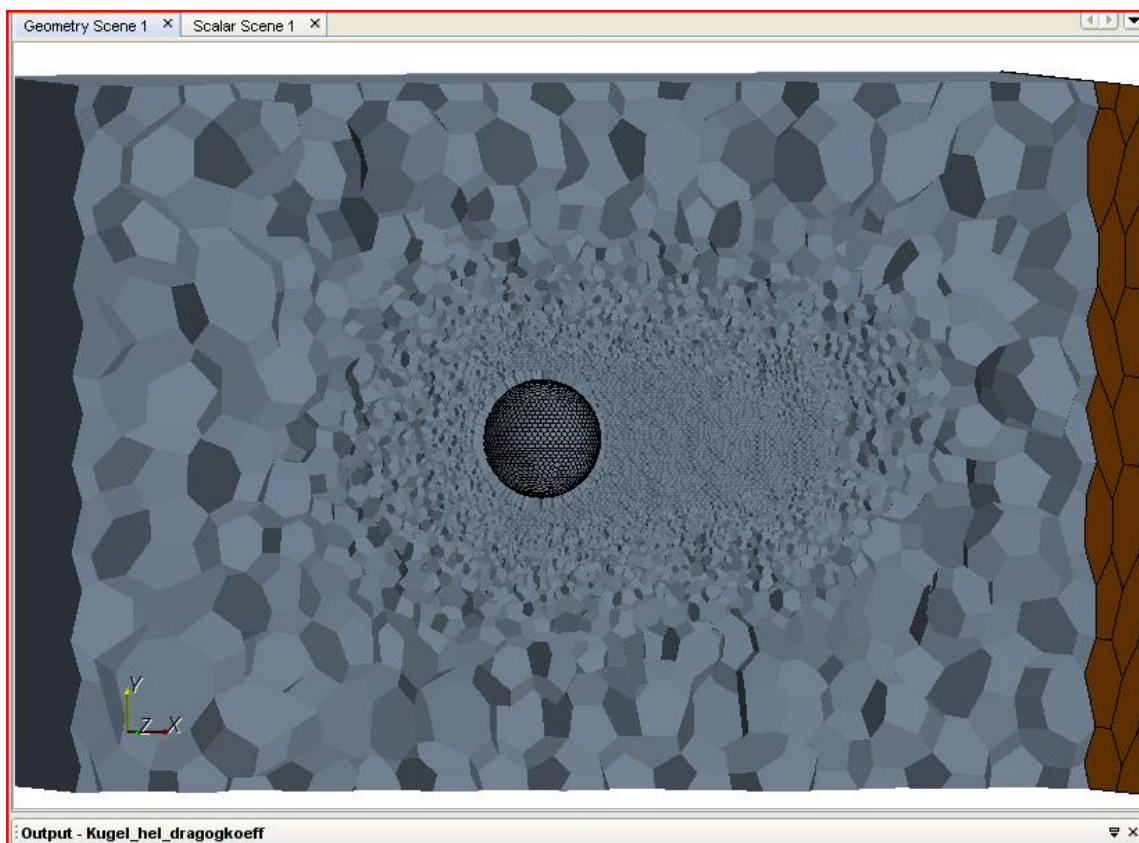
9.2 Sfære, test 2

Meshet ble gjort finere, blant annet ved hjelp av en volumetrisk kontroll som gav et finere mesh i bakevjen (figur 9-3). Samtidig ble hastigheten satt ned til 5 m/s og strømningstypen satt til laminær. Målet med dette var å få separasjonspunktet fram og dermed oppnå en høyere C_D , altså nærmere eksterne data. Med de nye innstillingene fikk vi et Reynoldstall på $3,2e5$, noe som etter figur 9-1 gir en C_D på 0,1.

Under analysen ble det observert at denne løsningen ikke konvergente like hurtig som den forrige, noe som kan komme av det finere meshet. Det ble forsøkt å endre "courant"-nummeret for løseren i STAR-CCM+, noe som viste seg å ha innvirkning. Dette står normalt på 5, men kan senkes ned mot 1, og til tider under 1, dersom løsningen ikke konvergerer. Den kan også økes for å akselerere løsningen, men sistnevnte brukes kun hvis løsningen ser ut til å konvergere tidlig. Grunnen til at "courant"-nummeret påvirker hvor fort løsningen konvergerer, er at det sier noe om hvor mye informasjon programmet skal overføre fra en iterasjon til neste. Desto lavere "courant"-nummer, desto mer tar programmet hensyn til svarene fra forrige iterasjon.

Etter 220 iterasjoner ble analysen stoppet. Selv om løsningen ikke hadde konverget nok, og plottene vi førte på C_D og D fortsatt svingte i verdi, så det ut til at C_D kom til å stabilisere seg på omtrent 0,05, det samme resultatet som Test 1. Men ettersom forventet verdi nå var 0,1, nærmet vi oss tydelig et bedre oppsett.

Meshet ble gjort finere for neste forsøk, merk spesielt hvordan det ser ut bak kulen på figur 9-3. Dette er gjort for å få et mer nøyaktig resultat rundt hva som skjer ved separasjonspunktet og i bakevjen.



Figur 9-3 "Cell set" med fint mesh (CD Adapco Star View control, 2009).

9.3 Sfære, test 3

CFD-analyser av en sfære viser seg å by på mange utfordringer, på grunn av den kraftige avløsningen luftstrømmen har. Dette skaper mye turbulens, og ettersom avløsningen varierer med tid, vil man mest sannsynlig ikke få en stasjonær løsning. Derfor må resultatene vurderes fra gang til gang ut ifra plottene som varierer med tiden. Hvor vidt man kan stole på disse resultatene kan diskuteres, og de burde ikke brukes som nøyaktige og endelige svar.

Etter en faglig diskusjon kom vi fram til at vi burde endre på oppsettet på to forskjellige måter for å få en bedre løsning. For det første gikk vi over til "implicit unsteady" som fysikkinnstilling for tid. Ved å sette dette ber vi ikke lenger programmet om å tilnærme svarene til en stasjonær løsning, men i stedet en løsning som får lov til å variere i tid. Vi satt hvert tidssteg til 0,005 sek og valgte at hvert tidssteg skulle inneholde fem iterasjoner. Dermed ville vi forhåpentligvis få mer nøyaktige resultater. Samtidig endret vi noe på mesh-oppsettet. For å prøve å fange opp den krevende avløsningen bedre, trengtes et finere prismelag inntil sfæren. Vi satt antall prismelag til fem og tykkelsen til 6 % av basisstørrelsen, altså 0,018 meter. Med en hastighet valgt til 30 m/s gav dette oppsettet et Reynoldstall på $1,9e6$. C_D økte nå til 0,8, noe som fortsatt er lavt. Vi diskuterte hva som kunne gi oss disse lave tallene, og kom fram til at programmet ikke alltid gir nøyaktige svar for geometrier med mye avløsning. Dette var en erfaring vi tok med oss videre til analysene av vingeprofiler.

9.4 Sfære, test 4

På figur 9-1 vises et klart dropp i C_D ved et Reynoldstall på omtrent 500000. Grunnen til dette er at strømmingen i nærheten av sfæren går fra laminær til turbulent. Til nå var alle analysene gjennomført med Reynoldstall godt over 500000, altså med turbulent luftstrøm. Ettersom den kraftige avløsningen tydeligvis ikke ble behandlet korrekt av CFD-programmet, ønsket vi å se om en analyse med laminær luftstrøm gav et bedre resultat. Vi valgte å designe oppsettet slik at vi fikk et Reynoldstall på 40000. Dette gjorde vi ved å sette hastigheten til 1,5666 m/s og ved å endre diameteren på sfæren til 0,1 m med "Scale Mesh"-funksjonen i STAR-CCM+.

Et Reynoldstall på 40000 gir en C_D på 0,4. Først gjennomførte vi en analyse med en stabil tidssimulering. Dette gav oss en løsning som ikke konvergente skikkelig, men vi kunne tolke løsningen for C_D , som etter mange iterasjoner svingte lett om en fast verdi. Etter at løsningen hadde gått en stund, varierte C_D om verdien 0,4. Men selv om løsningen var laminær, var det tydelig at den fortsatt skapte vanskeligheter for konvergens, og vi besluttet å gjennomføre en analyse med samme oppsettet, men med "implisit unsteady" for tid.

Tidsvariablene ble satt til det samme som for test 3, og resultatet gav en C_D -verdi på 0,25. Resultatet ble altså lavere, men løsningen konvergente bedre.

Vi valgte også å gjennomføre tester for halv modell, der resten av oppsettet var identisk. Dette gjorde vi for sfæren og FLIR. For sfæren brukte vi nøyaktig samme oppsett som for test 4. Resultatet ble ikke som forventet. Løsningen konvergente ikke skikkelig. Vi så ingen antydninger til feil oppsett. Oppsettet var uansett kopiert fra test 4. Da vi samtidig gjennomførte en suksessfull test med halve FLIR, hadde vi gode data for testing av halv modell. Det viste seg at den halve figuren ga tilnærmet like resultater som den hele modellen. (Schlichting, 1979)

9.5 NACA 65₂-215 vingeprofil

For å verifisere vår bruk av STAR-CCM+ til analysing av en flymodell, ønsket vi også å analysere et kjent vingeprofil med hensyn på C_D og C_L . Valget falt på profilet NACA 65₂-215, dette hadde vi nødvendig informasjon om i boken *Theory of wing sections*, samtidig som det er veldig likt vingeprofilet som på modellen vi skal analysere senere, NACA 65A215. Denne boken inneholder vedlegg der geometrien til forskjellige vingeprofiler er listet opp. Samtidig finnes det forsøksdata for de samme vingene. Data om profilets geometri plottet vi i Excel, deretter hentet vi det inn i SolidWorks, hvor vi modellerte en 3-dimensjonal vinge. STAR-CCM+ gir i tilfeller der resultatet fra analysen skal sammenlignes med eksterne data, mulighet til å hente inn den eksterne dataen som tabell. Denne dataen kan presenteres i samme graf som resultatet fra analysen. Dette kunne vi gjort ved å plote grafene for C_D og C_L i en tabell. For denne analysen valgte vi derimot ikke å gjøre det, det var både raskere og pålitelig nok å sammenligne resultatene med grafene i boken direkte (Abbott & Doenhoff, 1959).

STAR-CCM+ krever at en analyse pågår en viss stund, slik at resultatet får mulighet til å konvergere. Hvor lenge analysen må gå før den har konvergert, varierer veldig fra et oppsett til et annet. Om luftstrømmen rundt objektet er laminær eller turbulent, og om det er kraftig avløsning (steiling), har stor innvirkning. Rundt en vinge som ikke er steilet, vil luftstrømmen være mye enklere enn rundt en vinge som er steilet. Derfor varierer lengden på disse analysene fra 300 iterasjoner til over 2000 iterasjoner, avhengig av α .

Den første testen av vingeprofilet ble gjort i enkleste konfigurasjon for å se hvordan resultatene ble i forhold til resultatene fra boken. Samtidig fikk vi testet og forbedret oppsettet av analysen, slik at alt stemte til vi skulle gjennomføre analysene for samtlige α .

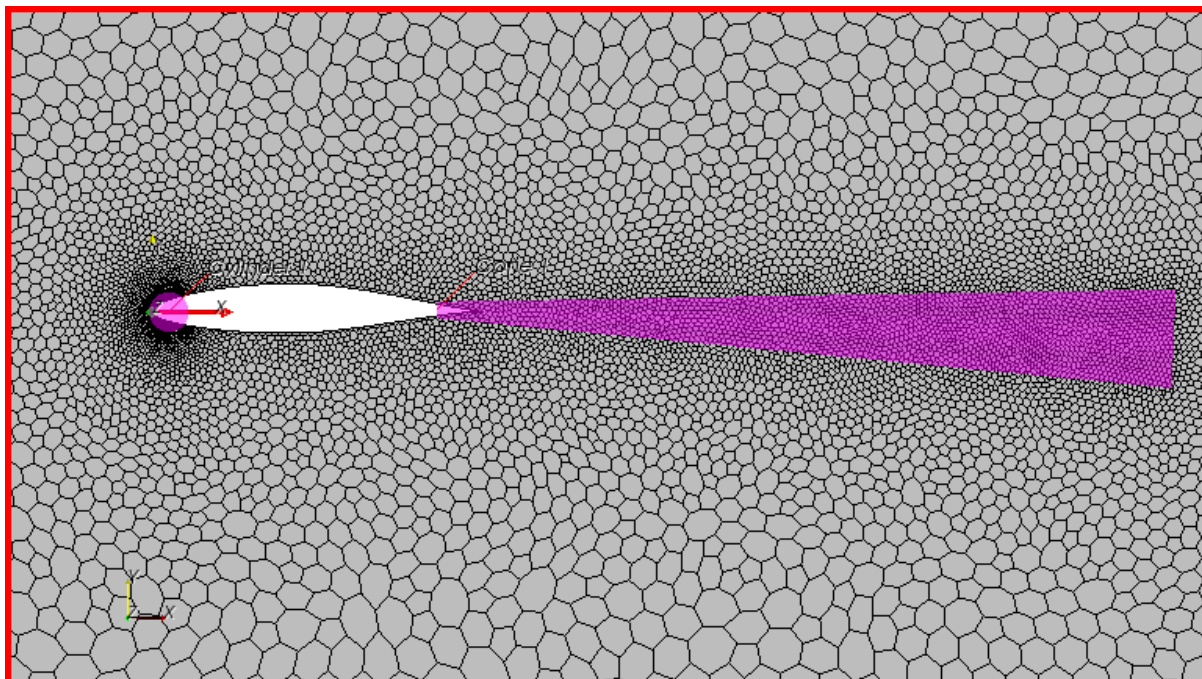
Tabell 9-2 Fysikkoppsett NACA 65A215

Physics	Type/value
Space	Two Dimensional
Motion	Stationary
Time	Steady
Material	Gas
Flow	Segregated
Equation of state	Constant Density
Viscous regime	Turbulent
Reynolds-Averaged Turbulence	K-Epsilon Turbulence

Tabell 9-3 Meshoppsett NACA 65A215

Reference Node Name	Property Name	Value
Base Size	Value	2 m
Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	2
Prism Layer Stretching	Prism Layer Stretching	1.5
Prism Layer Thickness>Relative Size	Percentage of Base	0.4
Surface Curvature	# Pts/circle	96
Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	1.1
Surface Size>Relative Minimum Size	Percentage of Base	4.0
Surface Size>Relative Target Size	Percentage of Base	8.0

Vi brukte også volumbokser for å spesifisere et finere mesh i enkelte områder. Det ble brukt en sylinder i forkant av vingen, en boks rundt hele vingen og en kon langs bakevjen. Dette gav et relativt fint mesh, spesielt der luftstrømmen krever dette (figur 9-5).


Figur 9-4 Volumbokser på vingeprofilet (CD Adapco Star View control, 2009)

Allerede etter 300 iterasjoner hadde vi omtrentlige resultater for analysen, men valgte å la den gå lenger for å se at resultatene ikke plutselig endret seg. C_D ble helt stabil etter 450 iterasjoner og C_L etter 550 iterasjoner. Alle variablene som presenteres i residuals var konverget til lavere enn verdien $1e-3$ etter 570 iterasjoner. Dermed så vi at kravet vi har til at alle variablene i residuals burde være lavere enn verdien $1e-3$, er riktig for å få fullstendig konvergente løsninger.

Tabell 9-4 Resultater NACA 65A215

Turbulensmodell	C_L	C_D
<i>Eksterne data</i>	<i>0,16</i>	<i>0,005</i>
Våre data	0,19	0,015
Differanse	0,03	0,01

9.6 Verifisering av turbulensmodeller

Det er viktig å velge riktig turbulensmodell for den typen analyse som gjennomføres. Derfor gjennomførte vi tester på de forskjellige turbulensmodellene ved $\alpha = 8^\circ$, der luftstrømmen rundt vingeprofilet ikke er steilet, og ved $\alpha = 20^\circ$, der luftstrømmen rundt vingeprofilet er steilet.

Vi valgte å kjøre et oppsett med $\alpha = 8^\circ$ for alle modellene. Oppsettet ellers var likt for alle analysene. Resultatene ble analysert med hensyn på residuals, C_L og C_D . Det ble også satt opp en skalarscene med hastighet som variabel, noe som gav et anslag av likhet mellom modellene. Disse analysene gav følgende resultater ($\alpha = 8^\circ$):

Tabell 9-5 Resultater med forskjellige turbulensmodeller

Turbulensmodell	C_L	C_D
<i>Eksterne data</i>	1,0	0,013
K-Epsilon	1,05	0,024
K-Omega	1,05	0,024
Linear pressure strain	1,05	0,024
Linear pressure strain, two layer	1,054	0,02
Quadratic pressure strain	1,061	0,022
Spalart-Allmaras	N/A	N/A

Vi ser at de forskjellige turbulensmodellene presterte omtrent det samme for $\alpha = 8^\circ$. Det ble noen avvik på to av modellene, men de var ikke store. Sammenlignet med de eksterne dataene fra boken "*Theory of wing section*" ble C_L veldig nær, mens C_D ble noe større. Spalart-Allmaras, som er en noe mer krevende modell, og dermed også mer tidkrevende å kjøre, viste seg å komme opp med en feilmelding på den 493. iterasjonen. Feilmeldingen inneholdt informasjon om at løsningen divergerte, enten på grunn av dårlig mesh eller på grunn av en feil i en brukerdefinert kode eller feltfunksjon. Ettersom sistnevnte ikke var valgt, kom feilmeldingen mest sannsynlig av et mesh som ikke var godt nok for denne turbulensmodellen. Denne testen viser derfor at Spalart-Allmaras krever noe høyere kvalitet på meshet for å konvergere. Ut ifra denne testen ble det bestemt at vi beholder K-Epsilon som fast turbulensmodell for analyser som ikke befatter steilet luftstrøm.

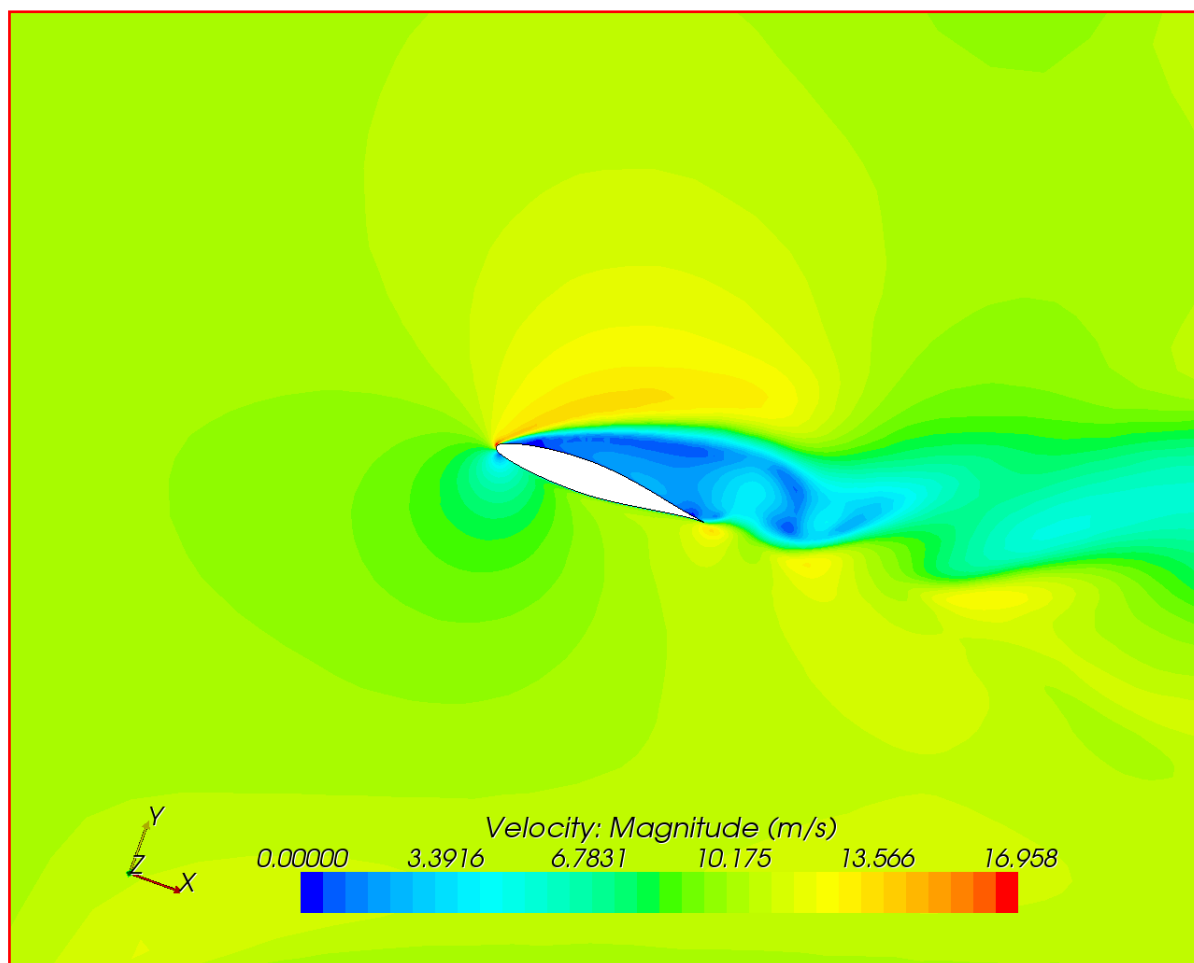
9.7 NACA 65₂-215 vingeprofil, steiling

For å gjøre oss kjent med turbulensmodellene for et steilet vingeprofil, ble samme oppsettet testet igjen, denne gangen med $\alpha = 20^\circ$. Vi ønsket å teste turbulensmodellen K-Epsilon opp mot Spalart-Allmaras, fordi programmets brukerveiledning gir inntrykk av at sistnevnte modell er en kraftigere modell. Vi antok altså at Spalart-Allmaras kan gi et bedre resultat der K-Epsilon ikke er god nok, som for eksempel ved kraftig steiling. Resultatene ble som følger:

**Tabell 9-6 Resultater ved bruk av
Turbulensmodell: Spalart-Allmaras**

Turbulensmodell	C_L	C_D
<i>Eksterne data</i>	1,05	N/A
K-Epsilon	0,95	0,33
Spalart-Allmaras	2,01	1,68

Resultatene viser at K-Epsilon-modellen gav best resultater. De verdiene som er oppgitt for K-Epsilon er middelerverdier, løsningen konvergente ikke mot en fast løsning. Selv etter å ha gått 6000 iterasjoner, viste resultatet klart hvilke verdier C_L og C_D svingte om. Grunnen til denne svingingen var klar da bildeserien fra analysen ble sett gjennom. Bilder ble tatt hver femte iterasjon av en skalarscene med hastighet som variabel. Disse viste klart at profilet var steilet, men avløsningspunktet endret seg kontinuerlig, noe som betyr at luftstrømmen aldri ble stasjonær (figur 9-5). C_D-verdien er satt til N/A fordi kurven i figur 8-3 er en dragpolarkurve, som ikke viser C_D ved steilet vingeprofil.

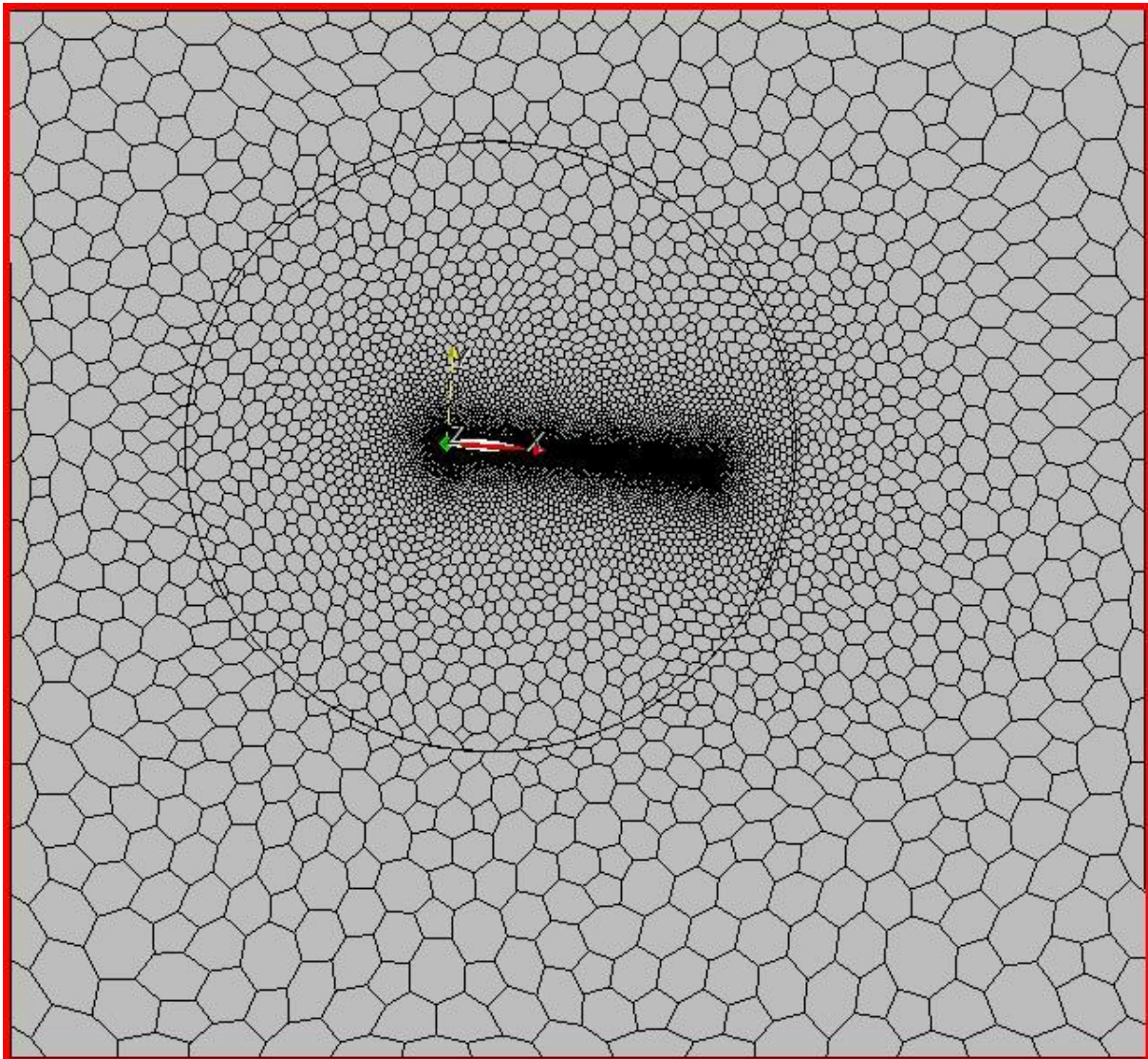


Figur 9-5 Hastighetsscene etter 3510 iterasjoner (CD Adapco Star View control, 2009)

Testen viser at K-Epsilon gir et mest korrekt resultat. Spalart-Allmaras traff dårlig på resultatet for verdiene, men denne analysen konvergente bedre, og luftstrømmen ble mer stabil. Med andre innstillinger kunne kanskje Spalart-Allmaras gitt et bedre resultat, residuals og skalar scenen viste uansett at Spalart-Allmaras og kanskje andre modeller kan være aktuelle for analyser der luftstrømmen er steilet.

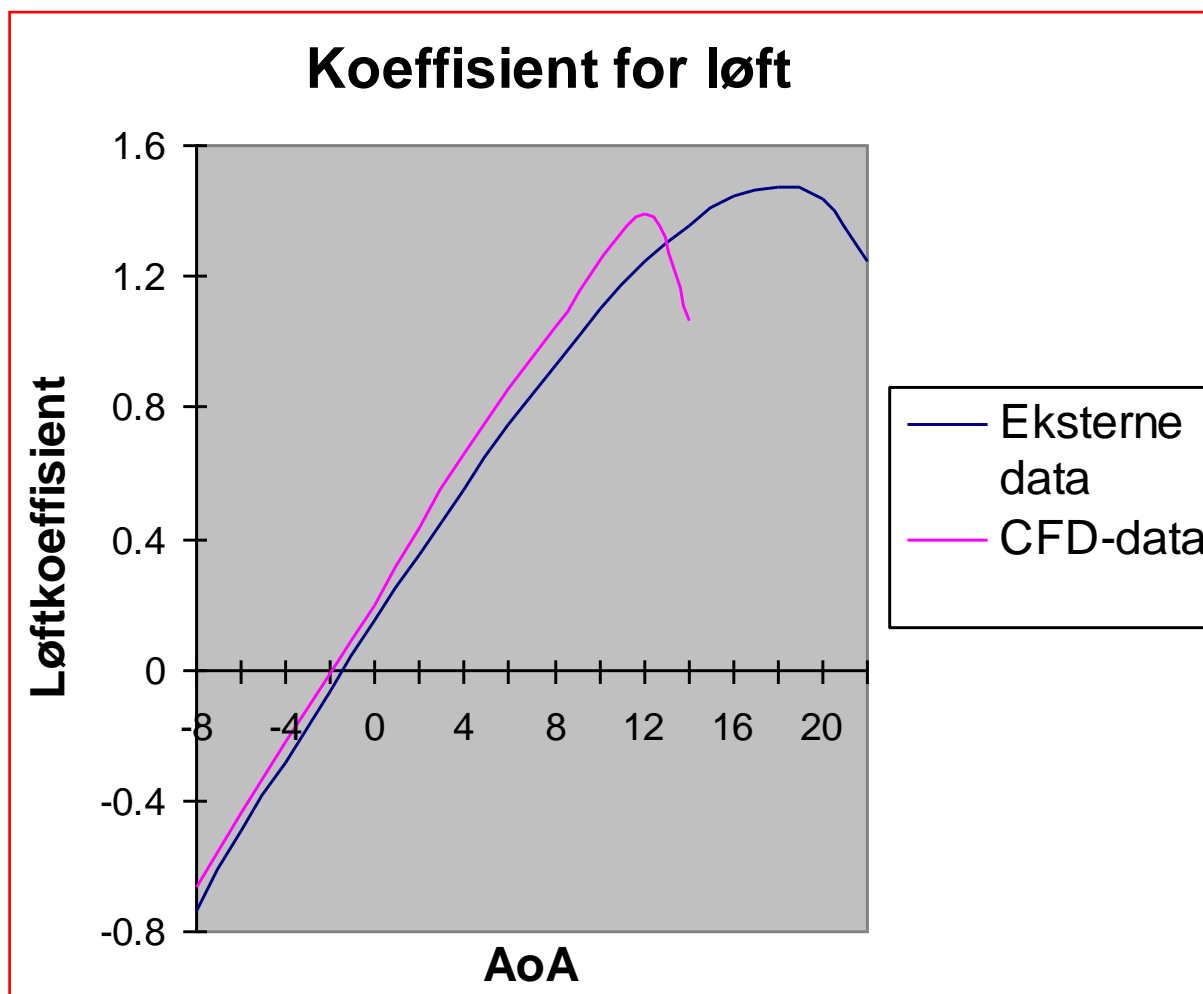
9.8 NACA 65₂-215 vingeprofil, tester av flere angrepsvinkler

Med et etablert oppsett fra innledende analyser, kunne vi nå gjennomføre analyser for forskjellige angrepsvinkler, og plote resultatene fra disse analysene sammen med eksterne resultater. Det ble gjennomført analyser for hver fjerde angrepsvinkel mellom -8° og 16° . Analysene ble foretatt i 2D, ved hjelp av funksjonen "Convert to 2D". Dette forenkler analyseringen betraktelig, slik at hver iterasjon tar kortere tid. Oppsettet av kontrollvolumet rundt vingegeometrien ble gjort på en slik måte at volumboksene rundt vingen ikke måtte flyttes hver gang vi roterte kontrollvolumet. Dette ble løst ved å rotere boksen rundt vingen, som igjen stod stille i et eget sylindervolum figur 9-6. Overflaten mellom denne sylindervolum og den innvendige kontaktflaten i boksen rundt ble forbundet med "Interface - In-place". Det ble også valgt funksjonen "Grow Prism Layer" langs denne forbindelsen. Dermed kunne angrepsvinkelen i teorien roteres uten at et nytt mesh måtte genereres fra gang til gang. På grunn av 2-dimensjonaliteten fikk vi riktignok små avvik for luftstrømmen over denne grenseflaten dersom vi ikke genererte nytt mesh hver gang. Uansett, dette var en god måte å gjøre seg kjent med oppsettet, som vi ønsket å implementere også på analysene av flyet. Dette vil kjøres i 3D, noe som tilsier at det ikke er nødvendig å generere nytt mesh fra gang til gang.



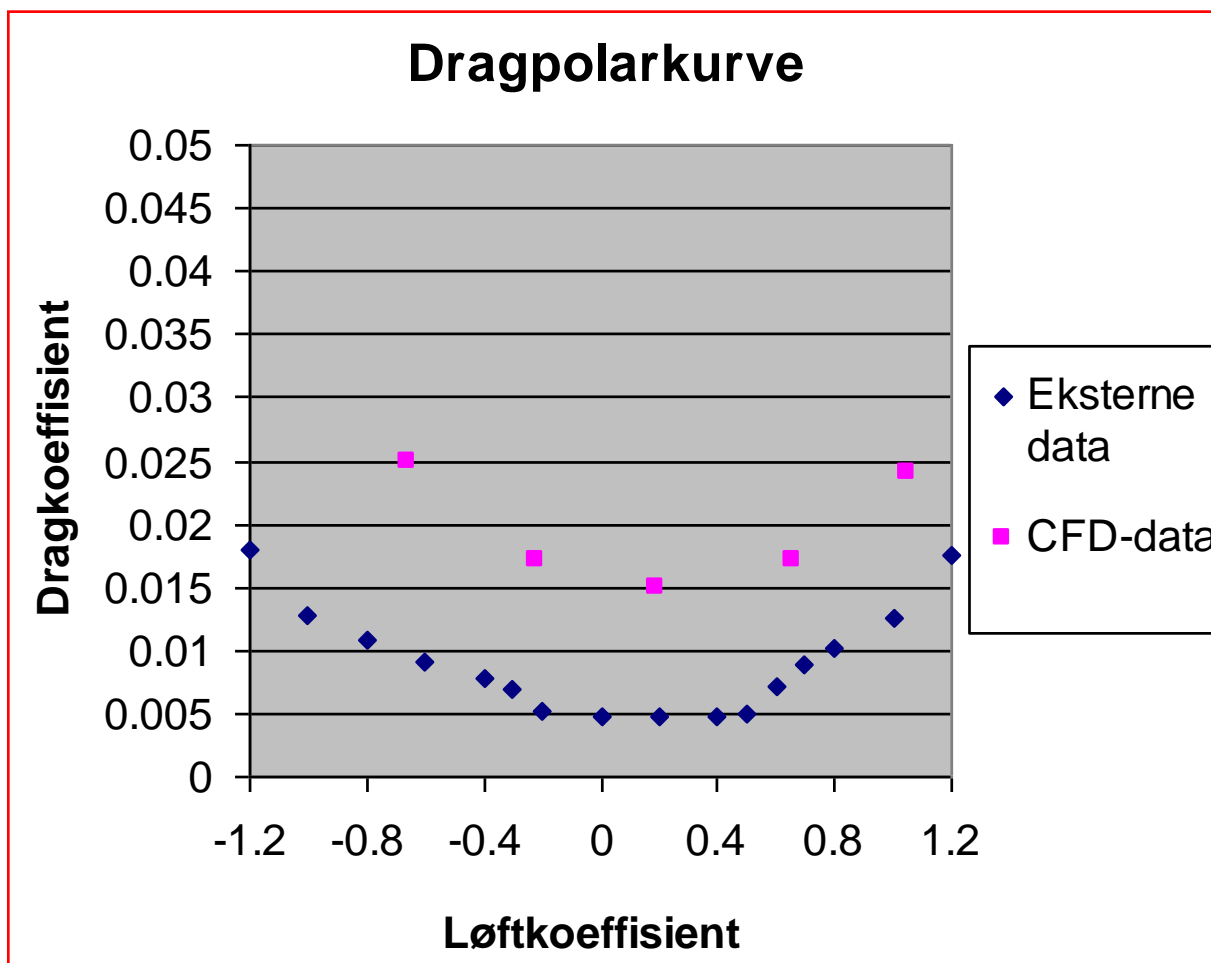
Figur 9-6 Vingeprofilet i sylindervolumet (CD Adapco Star View control, 2009)

Hver analyse genererte et resultat for C_D og C_L . Disse ble plottet i en C_L kurve og en dragpolarkurve.



Figur 9-7 C_L plottet som verdier av AoA

Resultatene for C_L ble ganske gode for AoA mellom -4° og 12° . Over 12° begynner luftstrømmen å separere seg fra vingens overflate. C_L ved $\alpha = 14^\circ$ ble 1,05, mens de eksterne dataene tilsa 1,46. CFD-koder klarer generelt ikke å takle den separerte luftstrømmen. Ut i fra dette ene forsøket, samt forsøket med sfæren, ser det ut som at også STAR-CCM+ har vanskeligheter med dette.



Figur 9-8 C_D plottet som verdier av C_L

Verdiene for C_D viste seg å bli for høye sammenlignet med de eksterne resultatene. Differansen ble riktignok jevn hele veien. Dette er et interessant resultat ettersom C_D for sfæren vi testet tidligere ble for lav.

10 Swearingen & Fairchild

Flytypen vi skulle analysere var fra produsenten Fairchild Aircraft Corporation, som tidligere var eid av Swearingen Aircraft. Fairchild kjøpte i 1971 opp 90 % av Swearingen Aircraft, dette gav det nye navnet Swearingen Aviation Corporation. Fairchild tok da også over store deler av utviklingen av de nye flytypene, som egentlig var videreutvikling av de eksisterende Merlin og Metro/Metroliner modellene. I 1979 ble produksjonen av Merlin IIIA erstattet med vår modell som er en SA226-T(B) Merlin IIIB. Denne ble produsert under utvikling av Fairchild Aircraft Corporation (Wikipedia; Swearingen Merlin).

Ulykkesstatistikk for Swearingen Merlin/Metro (Aircraft Crashes Record Office):

Produsert og utviklet i:	USA
Antall fly produsert:	901 (inkludert Metro)
Totalt antall havari:	55
Totalt dødsfall:	90

10.1 Anskaffelse av flymodell

Da dette flyet var fra tidlig 80-tallet var det vanskelig å få tak i en CAD-modell av flyet. Det vi derimot skulle få var tekniske data fra M7-Aerospace slik at vi kunne modellere et fly ut ifra disse dataene. I perioden mens vi avventet svar fra M7-Aerospace undersøkte vi om det fantes andre metoder å fremskaffe en CAD-modell på. Etter en del søk via internett viste det seg at det var vanskelig å vite hvordan man skulle søke. Dette flyet ble betegnet på veldig mange forskjellige måter, dette mest sannsynlig på bakgrunn av flyprodusentens historie som er nevnt tidligere. Vi fant fort ut at vi måtte systematisere metoder å søke på for å fremskaffe informasjon om dette flyet ved bruk av de hjelpemidlene vi hadde til rådighet, som blant annet internett. Noen av de søkene som gav flest relevante treff var:

- Swearingen Merlin IIIB
- Fairchild Merlin IIIB
- Swearingen Fairchild Merlin
- Swearingen SA226-T(B)
- Fairchild SA226-T(B)
- Fairchild (Swearingen) SA226-T(B) Merlin IIIB
- Swearingen Merlin SA-226 3B
- Fairchild Merlin SA-226 3B

Vi fant en ferdig CAD-modell av en Metroliner, som er en lengre utgave av Merlin, som ble brukt til et flysimulatorprogram. Denne kunne vi ikke bruke siden det var en annen flytype, samt at CAD-modellen var noe unøyaktig, da den kun var til visuelt bruk. Vi tok også kontakt med en rekke produsenter av radiostyrte modeller, i håp om at de brukte CAD-genererte modeller til produksjon. Da denne flytypen er lite attraktiv til slik bruk var det liten respons også her.

Da det viste seg å være vanskelig å få tak i ferdige CAD-modeller, begynte vi å se på andre løsninger. Det å modellere et helt fly fra bunn ville vært altfor tidkrevende i forhold til den tiden vi har til rådighet for hovedprosjektet.

Etter å ha undersøkt nærmere hvilke muligheter vi hadde til å lage en CAD-modell ved hjelp av det utstyret som var til rådighet på universitetet, bestemte vi oss for å få tak i en skalamodelle av flyet. Ved hjelp av 3D-skanneren vi har på universitetet, kunne vi skanne inn en fysisk modell for så å lage en CAD-modell ut fra denne.

Dette satte i gang en ny prosess slik at vi kunne anskaffe oss en flymodell på kortest mulig tid. Det viktigste for oss nå var å få tak i en modell som var så nøyaktig som overhodet mulig, spesielt med tanke på ytre geometri. Vi møtte de samme utfordringene som tidligere med tanke på hva vi skulle søke etter. Vi bestemte oss for å se etter en modell med 1:24 skala, da dette gav en forholdsvis grei størrelse på modellen. Samtidig regnet vi med at en større modell ville være mer detaljert. Den største utfordringen var å få tak i korrekt modell, og noen som kunne produsere den. Vi forsøkte først å få tak i en ferdig modell, men skjønte tidlig at modellen måtte spesialbestilles. Selv om vi i utgangspunktet var på utkikk etter en modell, holdt vi fortsatt mulighetene åpne for kanskje å få tak i en CAD-modell fra disse modellflyprodusentene. Ved alle forespørsler angående modell ble det spesifisert at vi skulle bruke modellen til test i vindtunnel/3D-skanning. Dette for å presisere vårt behov av modellens nøyaktighet.

Vi begynte med å innhente informasjon om hvilke selskaper som kunne levere det vi var ute etter. Et av de første stedene vi undersøkte var www.ThirtyThousandFeet.com. Her finnes en hel del flyrelatert informasjon. Herfra fikk vi blant annet informasjon om tilsvarende sider som www.airplanegeeks.com, <http://30000feet.blogspot.com> som igjen førte oss til <http://twitter.com/MaxFlight> hvor vi fikk en del informasjon om hvem vi skulle kontakte videre. Brukerne av disse webbloggene var flyentusiaster som var meget behjelpelig med informasjon. Her fikk vi også en del tips om hva slag type flymodell vi bør søke etter med tanke på produksjon og materiale.

Vi kom deretter i kontakt med Phil Johnson hos www.anticsonline.co.uk. De solgte kun modeller til bruk for visuell bruk og dimensjonene kunne ikke garanteres å være nøyaktige. Herfra ble vi anbefalt å ta kontakt med Erwin J.W. Stam hos www.aviationmegastore.com. Han var heller ikke sikker på hvor nøyaktige modellene deres var, men vi fikk kontaktinformasjon til Graphideco og Pacmin. Graphideco i Frankrike lager blant annet modellene til Airbus mens Pacmin lager modellene til Boeing i USA.

Tom Toomey hos Pacmin kunne bekrefte at de ikke kunne levere vår modell, men vi kunne høre med M7-Aerospace direkte om de visste om noen som hadde laget denne modellen. Kontaktpersoner hos M7-Aerospace var Tim Lynch eller Michael S. Potts. Vi fikk dessverre ikke noe mer informasjon fra dem heller.

Aircraft Models Corporation solgte modeller som var aerodynamisk unøyaktige, men så lenge leveringstid og penger var tilstrekkelig kunne de spesiallage en korrekt modell. Grunnen til at vi valgte bort tilbudet var en lang produksjonstid på over 90 dager. Kontaktperson hos Aircraft Models Corporation var Rafael Salonga.

Vi kunne også få spesiallaget modellen vår hos Spacemodels. For å få laget modellen trengte de blant annet 2D-tegninger, som vi på dette tidspunkt ikke hadde. Martin Hurworth hos Spacemodels anslo en pris på en slik modell til rundt 3000 dollar, som var altfor høyt i forhold til vårt budsjett.

Roger Jarman hos Atlantic Models Inc kunne også produsere en modell etter våre krav. Atlantic Models Inc. har blant annet laget laboratoriemodeller til Massachusetts Institute of Technology, og andre modeller til testing av radarsignatur samt vindtunneltesting. Vi kunne spesifisere absolutt alt av våre ønsker, men dette var avhengig av korrekte data rundt flyet. Dette førte til at vi måtte avslå tilbudet, da vi fortsatt ikke hadde fått svar fra M7-Aerospace angående CAD-tegninger og data på flyet.

Neste firma vi var i kontakt med var Justplanemodels, og Bennett Libes var vår kontaktperson. Han kunne forsikre oss om modellenes nøyaktighet og deres bruk av resinmodeller som kom fra støpeformer, tidligere har vært brukt til blant annet vindtunneltesting. Det som trakk de ned var ekstrem lang leveringstid, da støpeformen måtte lages fra bunnen av. De hadde en del ferdigmodeller, men ikke den flytypen vi var ute etter.

Tilfeldigvis kom vi over en eksakt skalamodelle av LN-SFT med modifikasjonene som samtidig var meget detaljert. Modellen var fra et 1:72 skala byggesett. Denne ble for liten til vårt bruk, som igjen fører til større grad av unøyaktighet. Da dette var den eneste modellen vi fant av flyet, valgte vi likevel å kjøpe den til eget bruk. I tillegg fikk vi kontaktinformasjon til Robert Vele som var ingeniøren bak designet på modellen. Vi forespurte han om det fantes noen CAD-modeller av flyet og/eller tekniske tegninger vi kunne bruke til hovedoppgaven vår. Dessverre fikk vi ikke noe svar på forespørselen vår, og måtte nøye oss med byggesettet i mellomtiden.

Etter ytterligere søk av modellen kom vi i kontakt med Rudy C. Lee fra Brucecrafts. De lagde eksakte skalamodeller etter bestilling. Modellene deres var laget av ekte Filippinsk mahogni og kunne være opptil 90-95 % lik en ekte modell. Det eneste de trengte var som alle andre, tekniske tegninger, bilder og eventuelt en CAD-modell. Da vi fortsatt enda ikke hadde noe av dette å tilby, ble det til at vi måtte avvente svar på om de faktisk kunne produsere en slik modell til oss. Kort tid etter at vi hadde bestemt oss for å kontakte et annet firma, fikk vi mail om at de hadde fått tak i nøyaktig nok bilder til å møte våre behov. Vi fikk også et prisoverslag på en modell ferdig fraktet til Norge som var på rundt 2-250 dollar. Men da vi allerede hadde kommet i kontakt med et meget profesjonelt firma i USA som møtte våre krav, avslø vi tilbudet fra Brucecrafts.

Med tanke på en ferdig CAD-modell, var vi i kontakt med blant annet Baker Aerospace Designs, som er et profesjonelt firma innen flydesign. De produserer CAD-modeller til bruk innen design og simulering. Grunnet høy pris på et slikt prosjekt vi var ute etter, lot vi det være. Vi var også i kontakt med RC-Cad, som lager CAD-modeller til bruk for produksjon av radiostyrte modeller. I tillegg var vi i kontakt med et annet firma i Polen som også produserte radiostyrte modeller. Vi fikk ikke bekreftet noe konkret svar disse to siste.

Dette førte oss videre til å treffe Mike James fra Mike James Media. Han hadde noe erfaring med å lage CAD-modeller av fly fra før. Etter å ha sett på hans tidligere designarbeid, skjønte vi at vi kunne få litt hjelp til å søke etter det vi trengte. Han kunne også hjelpe oss med å modellere, men dette ville ha kostet oss 25 dollar per time. Vi bestemte oss for å modellere på egenhånd, men Mike hjalp oss med å skaffe en 3-planskisse av flymodellen. Denne tegningen inneholdt også skaleringsmål, som viste seg å komme til stor nytte for videre modellering. Samtidig fikk vi hjelp til å komme i kontakt med Factory Direct Models i USA.

10.2 Bestilling av modell

Detaljerte og forholdsvis nøyaktige modeller koster en del. Vi forespurte SHT om de kunne være behjelpelige med å dekke eventuelle utgifter til en slik modell, før vi bestemte oss for å bestille. Da vi kom i kontakt med Factory Direct Models (FDM) Inc. i USA, viste det seg at firmaet kunne levere det vi trengte til en forholdsvis overkommelig pris, men viktigst av alt på rimelig kort tid sammenlignet med andre leverandører. Måten vi kom i kontakt med dette firmaet på var blant annet via anbefalinger fra andre leverandører, pluss at vi fant en modell de tidligere hadde laget på deres hjemmesider. Det var den første bordmodellen vi hadde sett av denne flytypen, og dermed fikk vi et inntrykk av hva vi kunne vente oss, se figur 10-1.



**Figur 10-1 Fairchild SA-226T Merlin IIIB
(Item#: FD9-1048) (Factory Direct Models)**

Første kontakten vi fikk med firma var via Mike Gibson. Han forsikret oss om at modellen kunne spesialbestilles med de krav vi stilte. De kunne levere svært detaljerte modeller i ønskelig skala. Prosessen før modellen ble godkjent tok noe tid da det var basert på mail. Tidsforskjellen mellom Norge og USA ble også en betydelig faktor. Det tok gjerne en til to dager å få svar på et spørsmål. Etter at gruppen hadde fått sett på utallige muligheter for detaljer på modellen, kom vi frem til at vi ønsket å ha modellen i to konfigurasjoner. Halve flykroppen skulle være i cruisekonfigurasjon mens den andre siden skulle ha landingskonfigurasjon. Dette var med tanke på at vi kunne skanne halve kroppen av gangen i tillegg til at vi kunne sammenligne begge konfigurasjonene på samme modell. I tillegg til konfigurasjonene ønsket vi hele flyet i blank hvit farge, inkludert alle deler, da det viste seg at noen farger var vanskeligere å skanne enn andre. Vi valgte å gå for en 1:24 skala modell, da denne mest sannsynlig var mer detaljert og lettere å skanne.

Med landingskonfigurasjon betyr dette understell nede og flaps i landingskonfigurasjon. Nesehjulet skulle også være utfelt. Dette skulle ikke være noe problem ifølge produksjonssjef Elmer Samiento hos FDM. Vi ble også lovet god oppfølging underveis i produksjonen, med bilder av modellen som måtte bli godkjent underveis før de kunne gå videre med produksjon figur 10-2 til figur 10-5.



Figur 10-2 Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models)

Dette var første bildeserien vi fikk av modellen vår den 4.2.2009.

Disse bildene måtte godkjennes før modellen kunne jobbes videre med. Det var også rom for eventuelle endringer underveis. Vi var meget fornøyd med modellens utseende til nå, og ventet i spenning på neste bildeserie med understell på plass.



Figur 10-3 Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models)

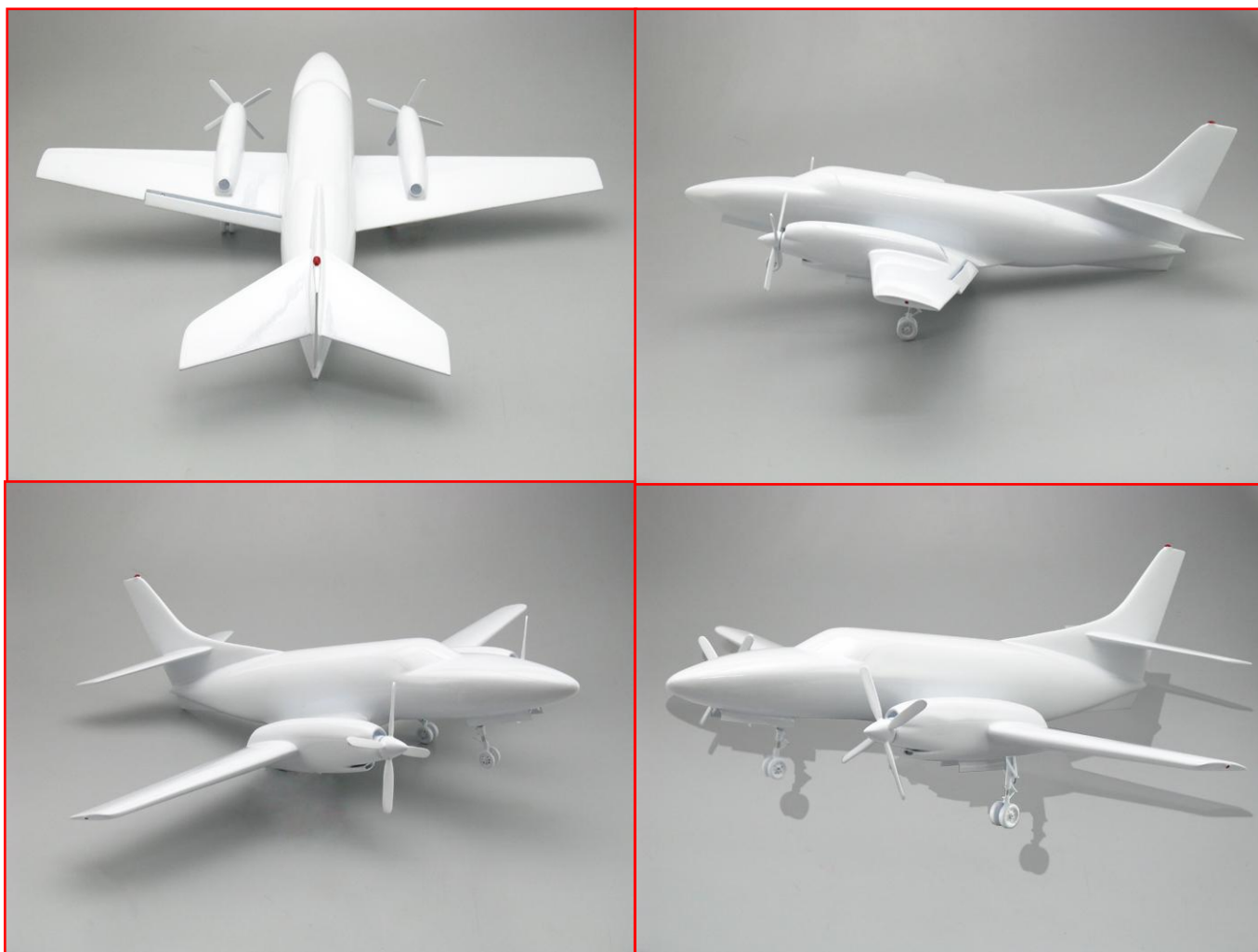
Neste bildeserie med understell ble mottatt 18.2.2009.

Her la vi merke til at dekkene på flyet var sorte, og måtte endres til hvite. Dette skulle bli tatt hånd om og siste bildeserie måtte bli godkjent før forsending. Hank Morrison var nå vår kontaktperson videre i prosessen.



Figur 10-4 Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models)

Siste bildeserie ble godkjent og modellen sendt den 20.2.2009.



Figur 10-5 Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models)

På bildene over vises modellen slik den så ut da vi fikk den 25.2.2009.

11 Valget av å bruke en 3D laserskanner.

Vi valgte å bruke en 3D laserskanner for å skanne inn en skalamodelle av flytypen vi skal se på (Fairchild SA226-T(B)). Dette fordi arbeidet med å modellere opp en 3D-modell fra bunnen av ville kreve mye tid og det er en stor sjanse for at resultatet kunne blitt unøyaktig. Vi hadde på forhånd av prosjektet undersøkt med skolen om hvilke muligheter vi hadde for å skaffe en CAD-modell uten å måtte lage den fra tegninger og andre mål.

Vi var i kontakt med Roy W. Folgerø, overingeniør på maskinlaben, for å høre om han visste om noen måter å gjøre dette på. Han tipset oss da om en laserskanner som skolen hadde gått til innkjøp av. Denne er av typen FARO laser ScanArm, og er et meget godt verktøy som brukes til bl.a: 3D-skanning og 3D målinger/sammenligninger. Dette brukes i selskaper som: Airbus, Boeing, BMW og mange flere, som krever god og pålitelig nøyaktighet (FARO Technologies).

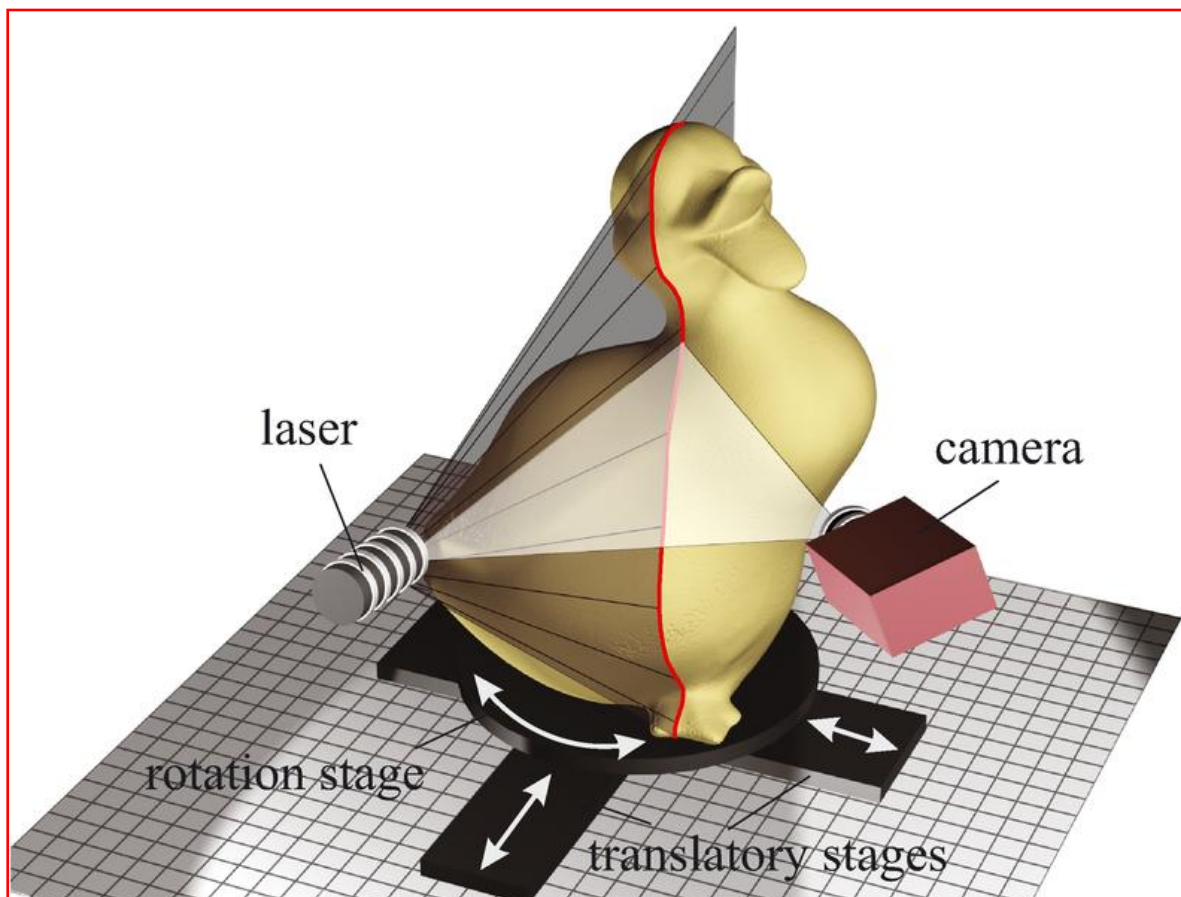


**Figur 11-1 FARO Laserskanner montert på bevegelig styrearm
(FARO Laser ScanArm)**

Da vi har en oppgave som krever høy nøyaktighet på 3D-modellen for å gi oss korrekte verdier ut fra CFD-analyser, sjekket vi med veilederne våre for å høre om dette var en metode vi kunne bruke videre. Etter å ha fått klarsignal fra veiledere og SHT, bestilte vi en skalamodelle (som beskrevet i avsnittet over) etter våre spesifikasjoner fra et firma i statene.

11.1 Hvordan fungerer en laserskanner

En laserskanner sender ut og mottar lysfotoner. Selve laseren kan sende ut flere millioner lysfotoner som treffer flaten man skanner, men bare noen få lysfotoner kan faktisk bli mottatt av optikken igjen. En lyskilde sendes ut, og reflekteres tilbake til et kamera som registrer og plotter disse i punktskyer.

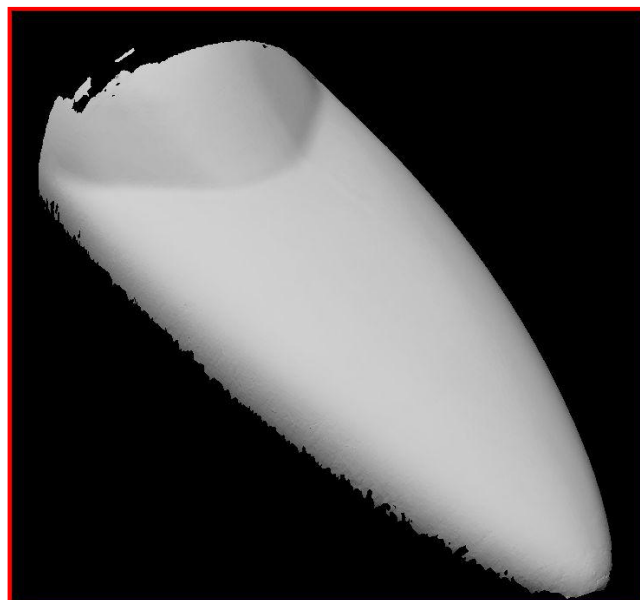


Figur 11-2 Prinsippet bak laserskanning (Wikipedia; Laser Principle)

Det er disse punktskyene som gir en mulighet til å lage en 3D-modell. Ettersom du skanner genereres det mange punkter ut fra overflaten på objektet som blir skannet. Disse punktene gir da overflaten som en datafil, videre ut fra dette kan man utlede flater mellom punktene. Dersom det er mye forstyrrelser på det som skannes; støv, hakk, fettmerker osv, kan 3D-modellen bli unøyaktig og punktene vil ikke ligge på overflaten.



Figur 11-3 Punktsky generert fra et skann
(PolyWorks, 2009)



Figur 11-4 Flate generert fra punktskyen
(PolyWorks, 2009)

11.2 Bruk og tilvenning av skanneren

Vi brukte ukene før skalamodellen kom på å bli kjent med skanneren og programvaren knyttet til skann og post-prosessering. Vi stod veldig mye på egenhånd når det kom til å lære seg hvordan man skal bruke skanneren. Det var kun Roy W. Folgerø og Geir Hovland som hadde satt seg litt inn i bruken av skanneren. Begge har under hele prosessen vært veldig hjelpelige.

De første skannene vi gjorde, var av relativt enkle objekter som f. eks treklosser, sylindere og andre ting som vi enkelt kunne se resultatet på. Dette var en veldig fin måte å bli vant til skanneren på. Vi fant også ut at enkelte farger var vanskeligere enn andre å skanne. Mørke og matte farger absorberer laserlyset fra skanneren godt, men sender veldig lite tilbake igjen. Vi fant ut at blank hvit gav best resultat. Etter å ha eksperimentert med forskjellige lysforhold, fant vi ut at mørke rom er det beste. Dette er fordi objektet som skannes kan avgi andre reflekser i lyse rom. Det øker igjen sjansen for å få uønsket ”støy” på 3D-modellen. I et mørkt rom er det kun laseren som avgir en lyskilde, derfor er det også bare denne som blir reflektert og avlest av programmet.

En annen mulighet man har med skanneren, er å sette inn verdier for laserkameraet manuelt. Dette bestemmer punktmengden skanneren tar med. Disse verdiene endres avhengig av hva man skal skanne inn. Det er også her man definerer fargen og overflaten som skanneren kommer til å lese av. Vi har kalibrert den for blank hvit, som er fargen vi også bestilte hele skalamodellen i.

Noe av det som viste seg å være et stort problem, var mangelen på datakraft. Vi fikk ofte problemer med datamaskinen på skolen når vi oversteg en million punkter i skannet (en relativt liten mengde, et fullverdig skann inneholder et titalls millioner punkter). Vi bestemte oss derfor for å installere programvaren på en våre egne kraftige datamaskiner. Dette viste seg å være en stor forbedring, og skanningen gikk mye lettere etter dette.

11.3 Selve gangen i skanneprosessen.

Det har vært en veldig stor oppgave i seg selv å få skannet inn flymodellen. Vi måtte gjøre mange forberedelser før vi i det hele tatt kunne sette i gang skanningen. Vi skal her prøve å beskrive arbeidsprosessen vi hadde med skanningen, fra begynnelse til slutt:

1. Forberedelser
2. Skanning
3. Etterarbeid

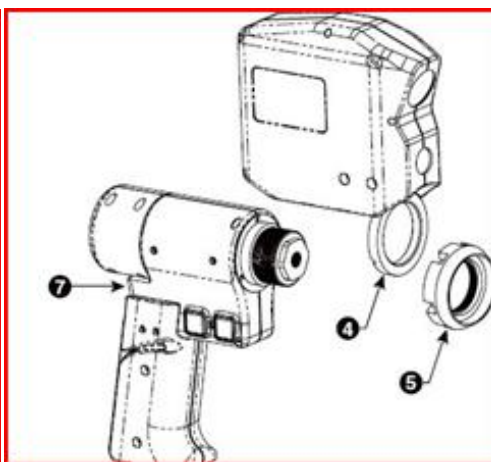
11.3.1 Forberedelsene

For å få mest mulig nøyaktig skann trengs det nøye forberedelser før man setter i gang å skanne. Det er viktig å ha et solid bord å montere skanneren på, dette skal helst være i stål eller solid stein (granitt). Dette er for å unngå at selve laserarmen skal flytte på seg mens man skanner. Det gir også en solid flate å gjennomføre kalibreringstester på. Vi kjørte gjennom kalibreringstestene for "Ball point probe". Denne proben er en metallkule som presses mot overflaten som skal måles. Denne kalibreringen gjorde vi delvis for å bli kjent med programvaren og litt fordi vi en periode tenkte på å bruke den til å dra ut tverrsnitt fra flykroppen. Vi prøvde også å kalibrere laserskanneren, men klarte dessverre ikke dette. Vi gjorde flere forsøk på dette, men fikk samme resultat hver gang. Problemet var at vi hadde lite kjennskap til skanneren når vi prøvde dette, så vi kan ha holdt den feil, eller brukt feil innstillinger på lyseksposering.

Vi hadde noen problemer med å kalibrere "Ball point probe" også, dette fordi trykkplaten vi skulle presse føleren ned mot stod løst på et trebord. Vi festet denne etter beste evne med klemmer til bordet, men ideelt sett skulle den nok vært skrudd fast i et stålbord. Dette finnes ikke på skolen. Allikevel fikk vi gjennomført kalibreringen, det viste seg at målingene ble gode nok da vi var påpasselige med å legge mindre trykk på proben.



Figur 11-5 Ball point probe
(FARO User Manual, 2007)



Figur 11-6 Laserskanner
(FARO User Manual, 2007)

Vår skannerarm var montert på en stor og meget solid tripod som stod støtt på et betonggulv inne på maskinlabben. Vi tok veldig mange testskann her med andre modeller og objekter. Ulempen med å stå på maskinlabben var at den stengte kl 1600, og vi hadde ofte behov for å bruke skanneren lengre enn dette. Vi måtte dele dagen inn i to da en annen gruppe også brukte skanneren.

Etter hvert fikk vi lov til å ta med oss skanneren inn på flylabben. Da kunne vi selv styre hvor lenge vi ville jobbe og det ble lettere å jobbe to grupper sammen. Det ble ikke minst et mye triveligere arbeidsmiljø, da det var lite støy og mindre gjennomgang.

11.3.2 Skanneriggen og plassering

For å gjøre skanningen enklere og for å sikre at modellen stod støtt, bygde vi en rigg som modellen kunne stå på. Denne bestod av en kameratripod som Knut W. Næss fra multimedia var så snill å låne til oss. Fordelen med å ha modellen stående på en bevegelig tripod er at det var mye enklere å sette modellen i forskjellige vinkler for å lette arbeidet med skanningen. Vi begynte med å bøye til en metallplate på 10,5 ganger 4 cm. Denne skulle ligge an på flykroppen, omtrent ved flyets tyngdepunkt. Dette var for å unngå at det skulle gå for mye bøyekrefter i skruen som vi brukte til å feste i flyet. På denne sveiset vi 1,5 ganger 1,5 cm firkanttrør som vi skrudde fast i kameratripoden.



Figur 11-7 Feste til tripod og flyet
(Cannon EOS 350D, 2009)

Metallplaten ble dekket med en mikrofiberflate for å unngå skader på modellen. I modellen boret vi et hull der vi limte fast en gjenget metallhylse. Flyet kunne da lett skrues av tripod for å legges tilbake i transportkassen for å unngå unødvige skader.



Figur 11-8 Flyet festet på tripod
(Cannon EOS 350D, 2009)

Bildet viser laserskanneren ved siden av den ferdige riggen med flyet montert på. Det er viktig at høyden til bunnplattformen skannerarmen står på, er lik høyden på det som skal skannes. Etter at vi satt opp alt utstyret på flylabben, gikk det veldig greit å skanne. Vi satt som regel fire timer i strekk og skannet, før den andre gruppen tok over. Da hadde vi en grei fordeling av skanneren, og det ble lettere å drive med redigering på kvelden.

11.3.3 Toleranser

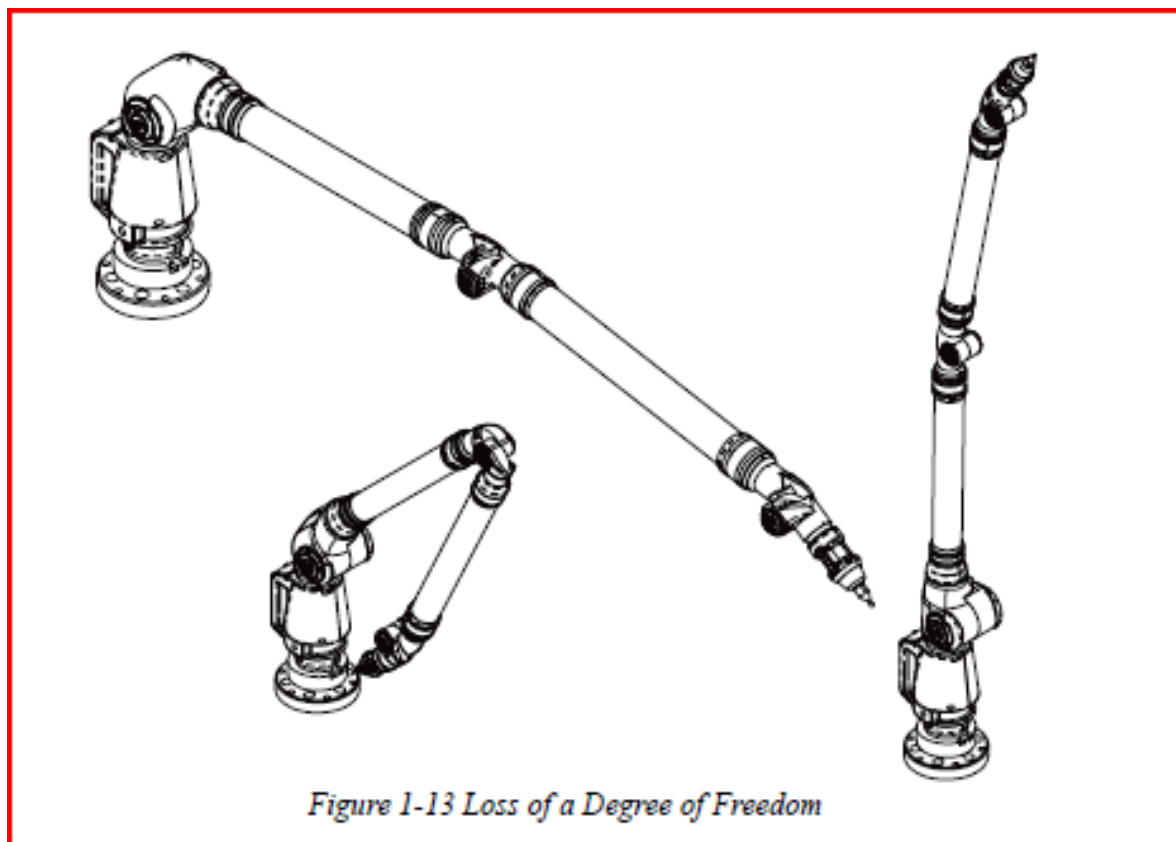
Skanneren er meget nøyaktig og krever også å bli korrekt satt opp for at den skal gi bra resultater. Skanneren har en volumetrisk toleranse på 0,064 mm. Det er viktig at man følger enkle retningslinjer for at man skal klare å opprettholde like gode resultater jevnt over.

Temperatur: Før man begynner å skanne skal man la skanneren varme seg opp til en stabil temperatur på +/- 5° som den kan holde i minst 5 min. Vi lot den som regel stå på i 20 til 30 minutter før vi begynte skanningen.

Linse: Det er viktig at kameralinsen er helt fri for støv og smuss. Er det noen forstyrrelser på linsen kan dette bli tatt med som støy på 3D-modellen. Vi sjekket derfor linsen før bruk, og hadde et trekk over laseren etter at vi var ferdig.

Stabilt miljø: Skanneren skal helst stå et sted der det er lite vibrasjoner. Dette er for å unngå at den skal flytte seg mens skanningen pågår. Selv den minste forflytning kan skape store avvik på modellen som blir skannet.

Overbelastning av ledd: Leddene i armen skal først beveges i alle retninger og frihetsgrader. Etter dette er det viktig at man ikke overbelaster de utenfor bruksområdet. Skjer dette skrur skanneren seg midlertidig av, og det kommer en feilmelding om at man er utenfor bruksområdet.



Figur 11-9 Begrensninger i ledd (FARO User Manual, 2007)

11.4 Skanneprosessen

Vi hadde veldig mye prøving og feiling før vi fant rett måte å skanne på. Metodene vi prøvde var i hovedsak:

- skann med mange punkter
- skann med få punkter, men satt sammen av flere filer
- skanning med relativt rolig fart for å få detaljerte skann av vinkler osv.
- kun raske sveip med skanneren over objektet for å redusere antall punkter
- skann fra forskjellige vinkler

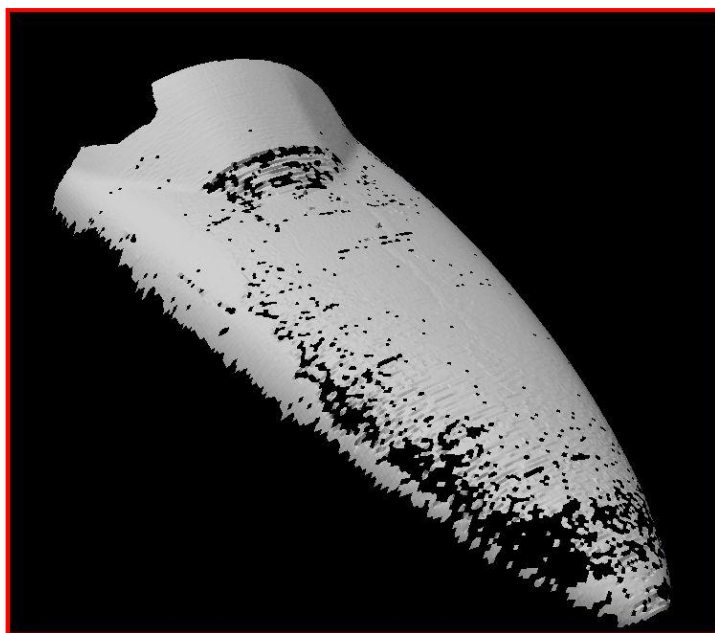
Det tok lang tid før vi fant den rette kombinasjon å skanne på. Vi prøvde hele tiden å lese manualer og se instruksjonsvideoer fra produsenten, men disse var ofte lite utfyllende og vanskelige å tolke.

Vi endte opp med veldig varierende resultat etter de forskjellige måtene å skanne på. Vi skal nå prøve å fortelle litt om hva som fungerte og ikke, og hvorfor vi endte opp med den metoden vi brukte.

11.4.1 Skann med mange punkter

I begynnelsen antok vi at et stort antall punkter ville gi en fin og detaljert overflate. Bakgrunnen for denne tanken er at ved å sveipe over overflaten flere ganger, vil vi få med flere punkter og samtidig få dekket området bedre.

Resultatet var en ruglete overflate med mange hull som ikke kunne brukes videre. Den eneste mulige forklaringen vi har på dette problemet er at flaten blir overdefinert av punkter. Skannet på bildet inneholder ca to millioner punkter. Det er alt for mange punkter på en så liten del. Hvis vi skulle skannet hele flyet på denne måten, hadde vi endt opp med en fil som hadde blitt

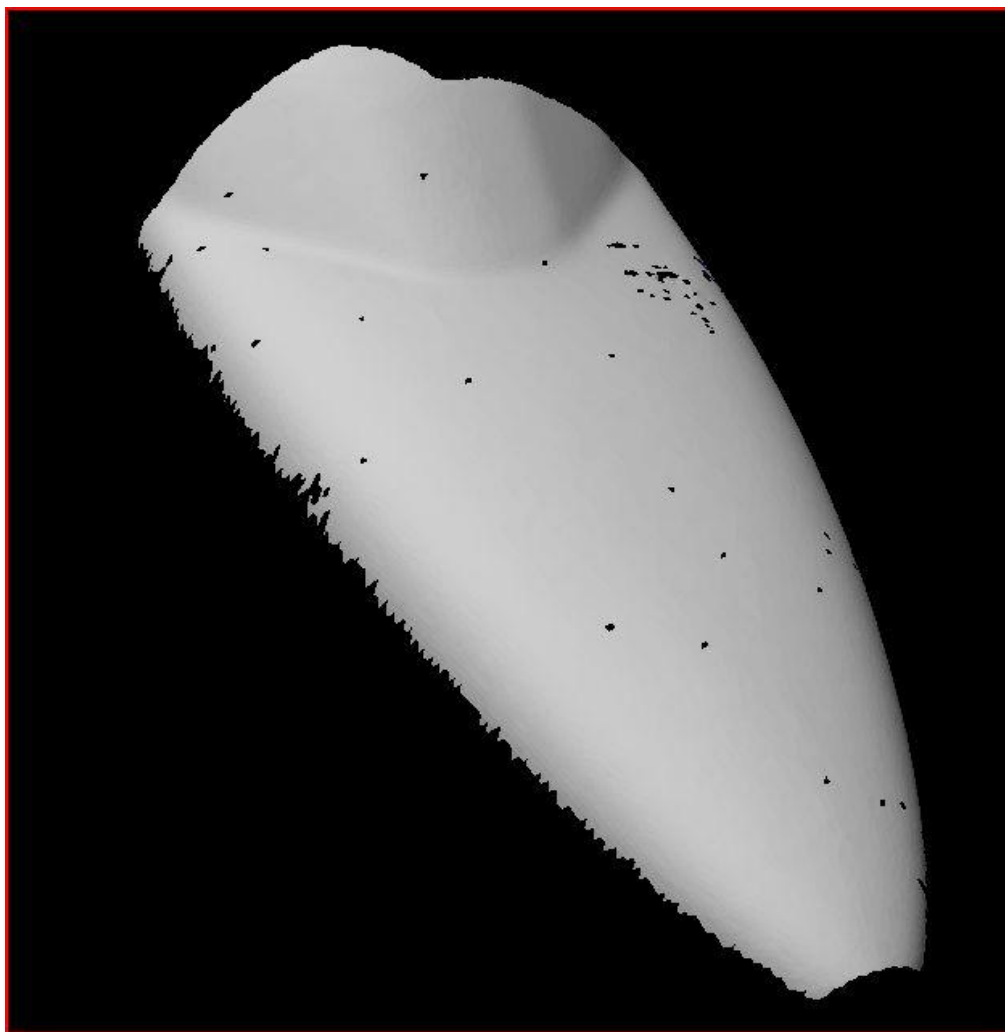


for stor å redigere. Det krever også at man setter sammen flere skann i post- prosesseringsprogrammet PolyWorks. Det er en tidkrevende prosess som krever mye datakraft. Vi prøvde metoden med mange punkter på flere forskjellige flater, men fikk det samme dårlige resultat hver gang. Dette var veldig overraskende, men viste seg også å bli en utfordring videre, fordi noen flater lå plassert sånn at vi ofte skannet samme stedet flere ganger. Vi fikk da som regel en fin fil med unntak av de områdene der skanneren hadde dekket samme sted flere ganger.

Figur 11-10 Skannerresultat med mange punkter
(PolyWorks, 2009)

11.4.2 Skann med få punkter

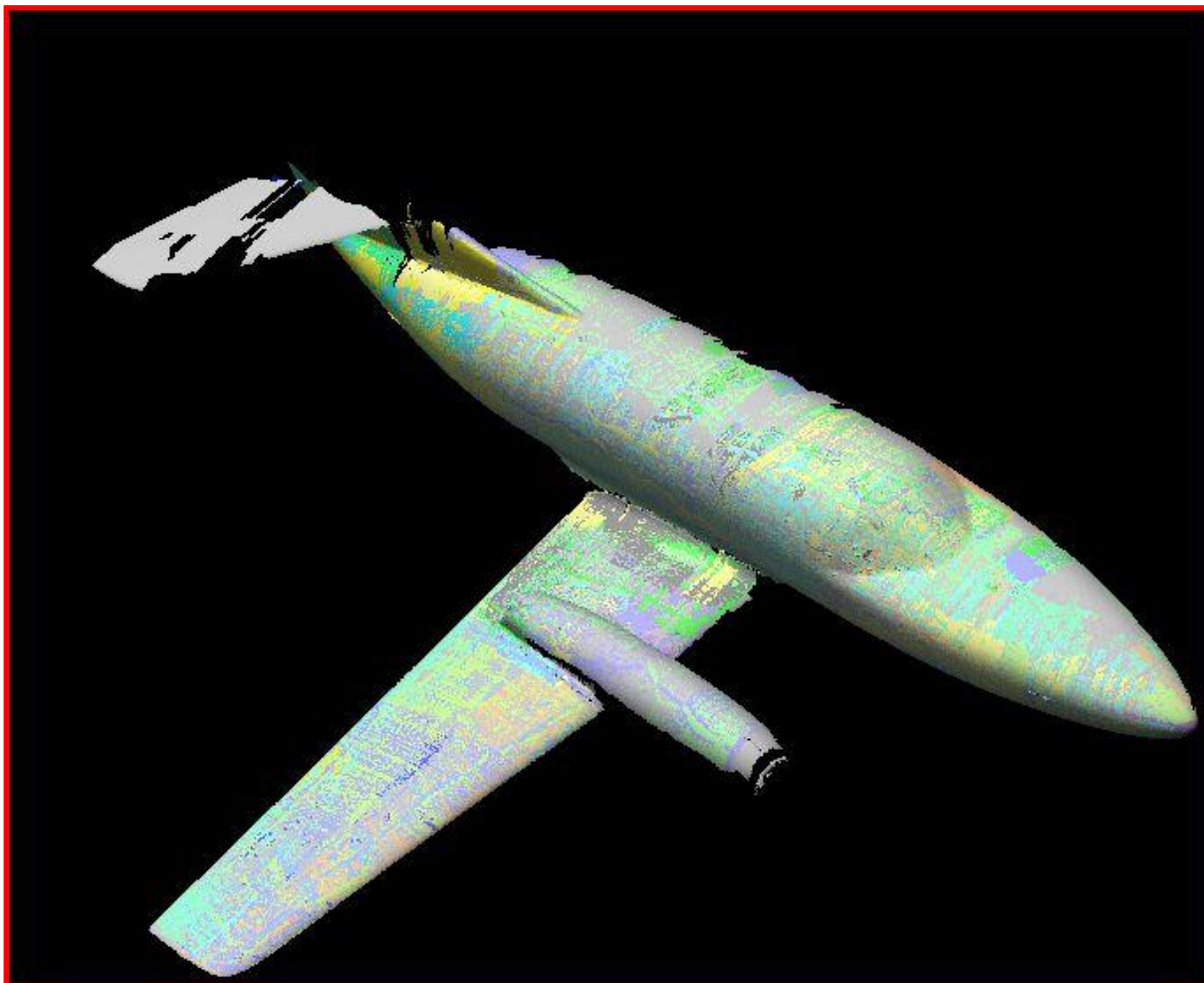
Etter å ha sett hvor mye datakraft de store skannene trengte, samt hvor dårlig resultatene ble, prøvde vi flere raske skann for å unngå overdefinering av flatene. Dette var en veldig rask måte å skanne på og vi slapp problemene med for store filer. Som regel havnet vi mellom 100 000 til 300 000 punkter for hver fil. Dette gjorde også sammenstillingen av filer enklere. Vi satt sammen to til ti forskjellige skann for hver del. Disse ble igjen flettet sammen til det som til slutt dannet hele flyet.



Figur 11-11 Skannerresultat med få punkter (PolyWorks, 2009)

Som man ser ut fra bildet, kom ikke tuppen av nesen på flyet med. Dette skyldes at det var for lite eksponering av lys rundt dette området, og for lite refleksjon på grunn av overflatens høye kurvatur. Laseren klarer rett og slett ikke å dekke dette lille området. Riktignok ble området nesten dekket da vi til slutt satt sammen flere skann. Det som ikke kom med, kunne man senere fikse i redigeringsfunksjonen senere. Som man kan se fra figur 11-11, er ikke flaten helt dekket. Dette kan skyldes forstyrrelser som støv og refleksjoner. Etterhvert som vi skannet flere ganger ble disse flatene mer og mer dekket. Når vi var fornøyd med resultatet, tok vi den skannede biten videre inn til post- prosessering.

På bildet under har vi satt sammen flyet med forskjellige flater. Totalt er det ca 110 flater som bygger opp hele flyet. Det er en tidkrevende prosess å rette inn flatene så de ligger i kontakt og parallelt med hverandre. Allikevel gav denne måten oss gode resultater og var veldig nøyaktig. De forskjellige fargene viser der flatene overlapper hverandre, dette reduserer vi senere for å kunne få minst mulig overlapping. Mindre overlapping minsker filstørrelsen.

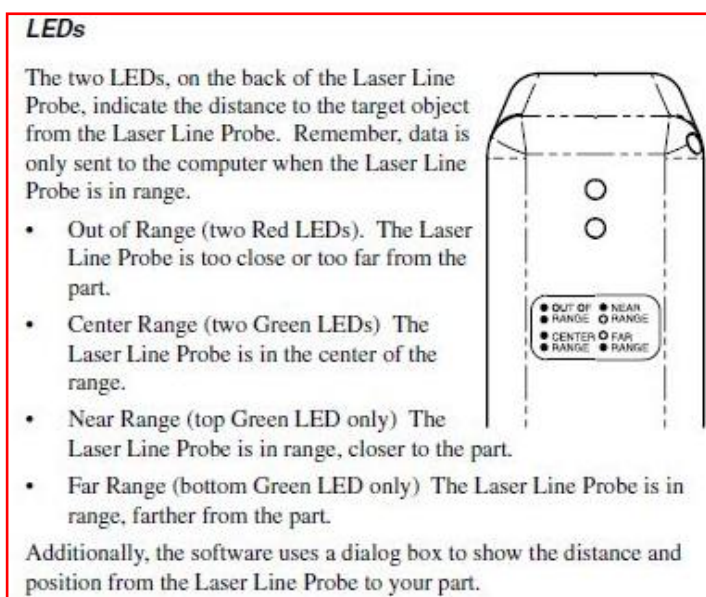


Figur 11-12 Sammenstilling av flere flater fra skann (PolyWorks, 2009)

11.4.3 Skanning med relativt lav hastighet

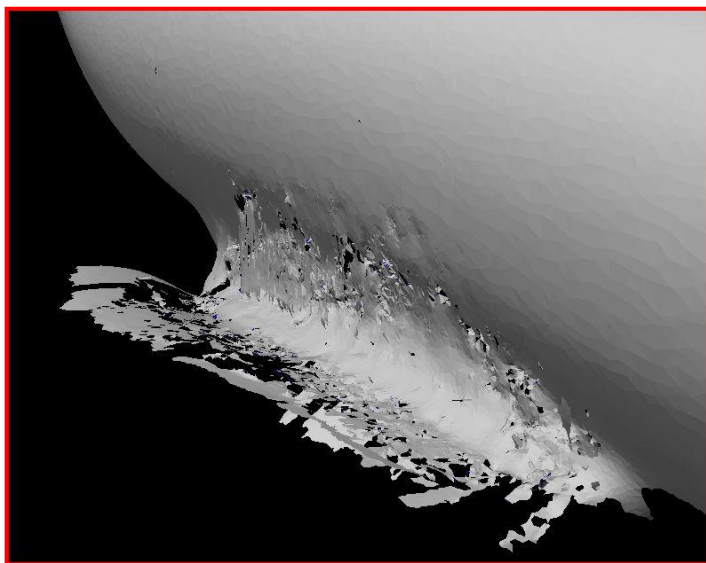
Vi hadde ofte problemer med å få dekket detaljer som vingerot, motorer, haleseksjon osv. De vanskeligste stedene var rundt forskjellige vinkler. En av måtene vi prøvde for å få med vingeroten var å skanne over med rolig hastighet.

Det var veldig vanskelig å posisjonere laserlyset rett, da vingeroten ligger i en 90 graders knekk. Laseren er også avhengig av å være i korrekt avstand fra objektet som skannes. Området som definerer korrekt avstand fra laseren til overflaten som skannes, er relativt liten, ca tre centimeter hver vei. Det gjør at den som skanner må være stø på hånda når man følger overflatens kurver. Denne avstanden vises i to LCD-lamper på skanneren (figur 11-13).



En av fordelene med å skanne sakte var at det gikk enklere å posisjonere skanneren normalt på overflaten, som er viktig for resultatet. Jo fortere vi prøvde å skanne, desto vanskeligere ble det å få rett eksponering og avstand fra objektet. Ulempen med rolig skann ble at vi fikk ganske mange punkter på enkelte områder. Det vi oppdaget var at områdene rundt (for eksempel vingeroten) ble bra definert, mens selve området vi ville skanne ble ødelagt.

Figur 11-13 Beskrivelse av avstand på laseren (FARO User Manual, 2007)



Figur 11-14 Problemområdet rundt vingeroten (PolyWorks, 2009)

Veldig mange av de første skannene vi tok, ble seende ut som vist i figur 11-14. Vingeroten og haleseksjonen viste seg å bli den største utfordringen å skanne. Vi prøvde mange metoder for å få til skann vi kunne bruke videre. Vi endte opp med en kombinasjon av flere måter å skanne på. I området ved vingerota var det veldig viktig å skanne normalt på flaten. Dette var ikke så enkelt da området vi skannet ligger i en 90 graders knekk, og vi samtidig måtte holde laseren i rett avstand.

11.4.4 Raske skann over hele flyet

Til å begynne med skannet vi detaljerte områder av for eksempel nese, kropp, vinger og hale. Hvert område definerte vi ved å ta mange små skann, hvert med et felles referansepunkt for senere sammensetting. Disse skannene satt vi så sammen til en stor fil av hele flyet. Denne metoden fungerte veldig fint, og skannene var enkle å sette sammen. Det viste seg riktig nok at det var vanskelig å vite om hele flaten var dekket av alle de små skannene, og da vi satte disse sammen, oppdaget vi at noen områder manglet. Vi måtte da gå tilbake å skanne over de områdene som manglet, for så å sette disse inn på flymodellen.

En metode vi gikk mer over til, var å ta et raskt skann av hele flyet. Først skannet vi det vi kunne på oversiden, så snudde vi det rundt og tok grovt undersiden. Disse filene ble forholdsvis små og tok ikke mye lagringsplass. Når disse filene var ferdig skannet, var det enkelt å se hvor vi manglet flater. Som regel var dette i områder med vanskelige vinkler og steder det var vanskelig å posisjonere skanneren. Vi sparte mye lagringsplass ved å skanne på denne måten fordi vi ikke trengte å skanne over områder som allerede var bra. Det var også enkelt å se hvor vi manglet flater da det første skannet er hvitt, og resten legger seg med andre farger over.

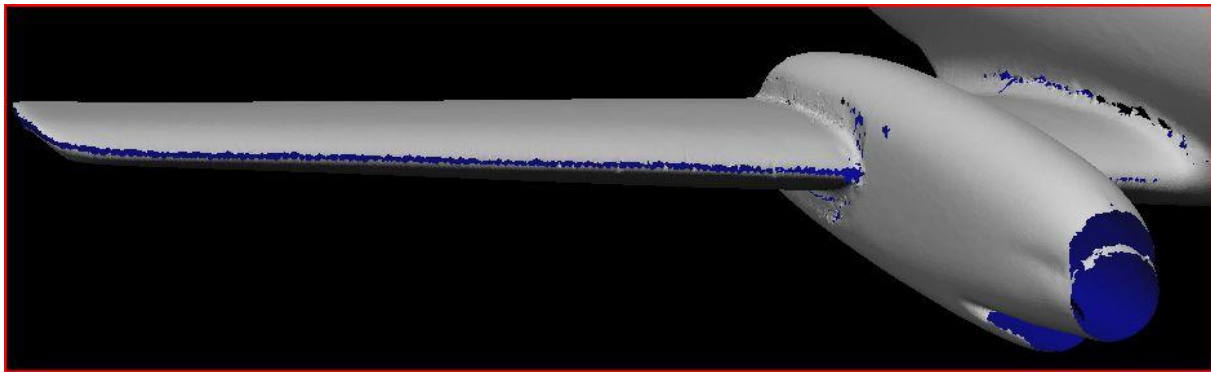
Vi har valgt å ikke skanne haleseksjonen og vingen på høyre side. Grunnen til dette var at vi hadde data om vingeprofil på haleseksjonen og vingen, det var derfor enklere å modellere disse opp i SolidWorks. Det er også mye mer nøyaktig å modellere ut fra NACA-profiler enn det var å stole på skannet vi gjorde. Vingene og haleseksjonen på skalamodellen vi bestilte bestod ikke av reelle vingeprofiler, men var bare tilnæringer.

Vingen ble også kappet av flyet, for så bli modellert opp i SolidWorks og satt sammen igjen på kroppen. Dette kommer vi mer tilbake til senere, når vi beskriver flatemodelleringsmetodene vi gjorde.

11.4.5 Skanning fra forskjellige vinkler

Som tidligere beskrevet er det viktig at laserstrålen treffer normalt på overflaten som skannes. Flyet består av mange forskjellige vinkler og kurvede overflater, særlig områdene rundt motordekslet og hjulbrønnen. Det var enkelte områder vi ikke klarte å skanne; forkant og bakkant av vingen, samt hjulbrønnen med landingsunderstellet.

Grunnen til at vi ikke klarte å få med forkanten, tror vi kommer av at det er så kurvet og tynn flate at laseren ikke klarer å lese den av, på grunn av for lite refleksjon. Uansett om vi holdt skanneren rett inn mot flaten for å la hele laserlyset dekke forkanten, eller om vi roterte den 90° for å få med kurven, fikk vi ikke noen gode resultater. Det er veldig vanskelig å skanne rett på denne flaten. Det som gav oss best resultat var å skanne over- og undersiden av vingen. Vi fikk da ikke med forkant og bakkant, men dette var uansett ikke så prekært da vingen skulle modelleres opp i SolidWorks.



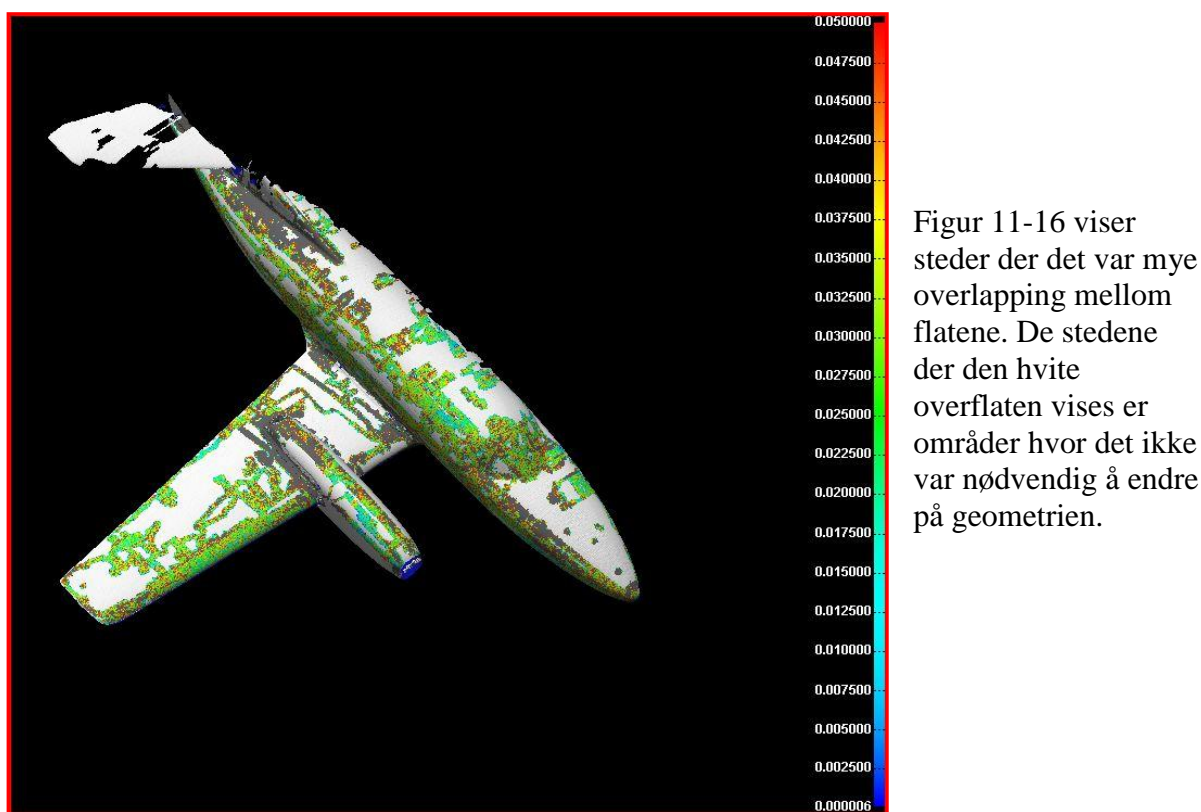
Figur 11-15 Redigeringsfunksjonen IMedit (PolyWorks, 2009)

Landingsunderstellet klarte vi heller ikke å få med. Vi fikk et dårlig skann av lukene, men disse falt vekk når vi gjorde polygonalmodellen om til en flatemodell. Selve landingsunderstellet er lite og veldig detaljert, det er derfor også vanskelig å få med disse små detaljene. Antageligvis kunne vi satt oss mer inn i innstillingene på laseren, for å justere mengden av lyspunkter og størrelsen på disse. En mulig årsak til at vi ikke fikk med oss disse detaljene kan være at laseren var kalibrert til de store hvite overflatene på kroppen.

11.4.6 Sammenligning av "Onepoint-" og "Npoint alignment"

Det er to måter å sette sammen en modell på. Begge går på det å sette flere skann sammen ved hjelp av like punkter på de forskjellige flatene. "Onepoint" er den mest tidkrevende og resurstunge måten å gjøre det på. Denne gir deg mulighet til å sette sammen flere skann til en fil som dekker området fint. Når du åpner opp denne menyen, vises hver flate i hvert sitt vindu ved siden av hverandre. Man velger da et punkt på hvert skann som er likt på begge flater. Programmet setter da flatene sammen ut fra kurvaturen til de forskjellige flatene. Dette innebar å sette sammen i overkant av 110 forskjellige flater. Vi begynte da med selve grovskannet av flyet, som en flate vi "lappet" videre på. Alle filene var på dette tidspunktet skannet, så det gikk mer på å pusle det sammen til en modell.

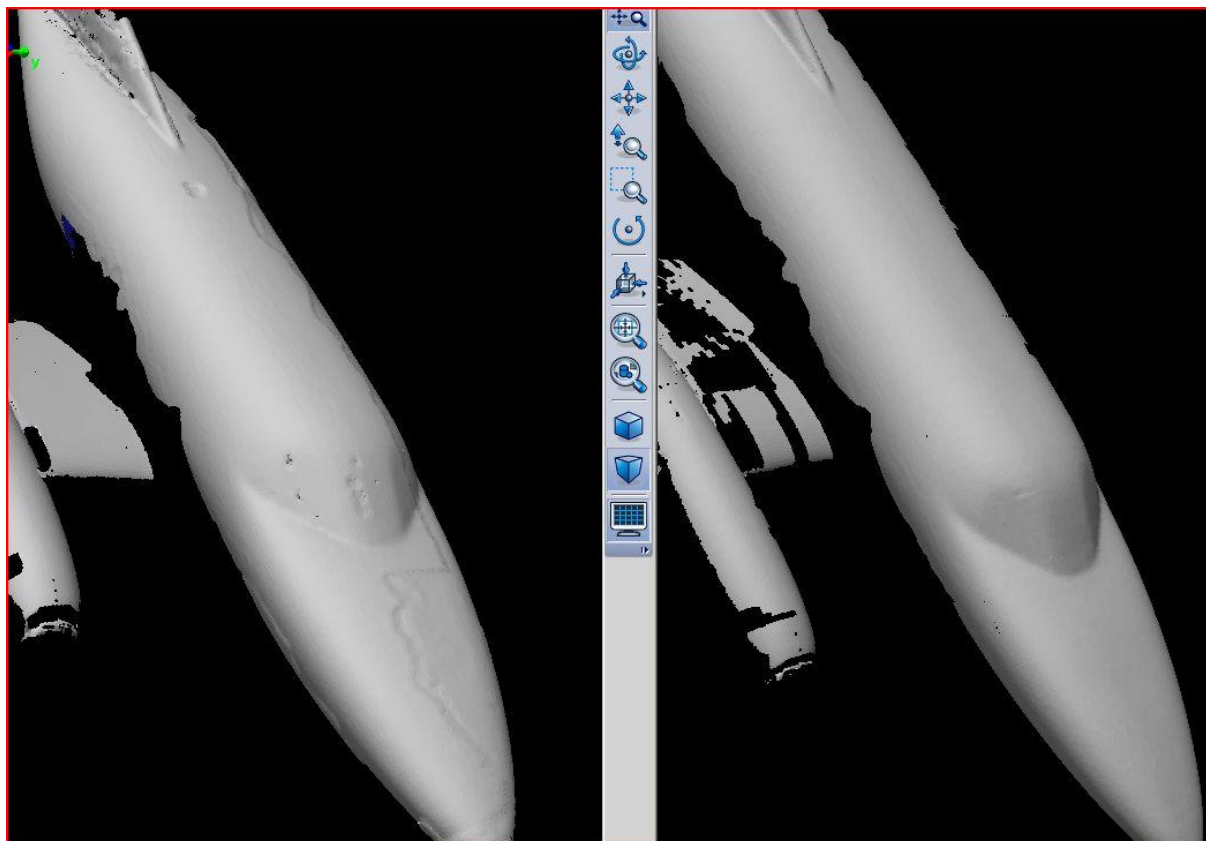
Noe av det som krevde mest detaljer var områdene ved motoren, haleseksjonen og vingeroten. Disse områdene brukte vi flere skann på å sette sammen til noe som så fornuftig ut. Det gjør ikke noe å sette sammen flere flater over hverandre, da vi uansett reduserer overlappen av disse. Det vil si at antall skann som ligger over hverandre blir redusert til ett.



Figur 11-16 Overlapping mellom flatene (PolyWorks, 2009)

"Npoint alignment" er basert på å sette sammen flere prosjekter til en ferdig fil. "Npoint" kan også brukes til å kun sette sammen en og en flate. Dette fungerer ved å velge minst to punkter på flatene som skal settes sammen. Programmet setter da flatene sammen basert på disse punktene, og ikke basert på flategeometri. Dette gir deg frihet til å sette opp flater på frihånd, men det er veldig vanskelig å få flatene til å ligge nøyaktig overens.

Ved å skanne et område flere ganger uten å stoppe mellom hvert skann, vil flatene automatisk legge seg riktig i forhold til hverandre. Deretter lagres skannet etter at et område er definert, som for eksempel vingen. Når vi hadde lagd flere prosjekter som vinge, kropp, hale osv, var tanken å sette disse sammen ved hjelp av "Npoint alignment". Dette ble igjen for unøyaktig da "Npoint" kun baserer seg på de punktene vi selv velger, og ikke flategeometrien. Det vi erfarte var at flatene la seg noenlunde rett over hverandre, men det var hele tiden et lite avvik. Dette ble veldig tydelig når vi lagde en punktskymodell av flatene.



Figur 11-17 Sammenligning av "Npoint-" og "Onepoint alignment" (PolyWorks, 2009)

Figur 11-17 viser en sammenligning av "Npoint-" og "Onepoint alignment". Modellen på venstre side er satt sammen av flere prosjekter ved hjelp av "Npoint", og filen på høyre side er satt sammen ved hjelp av "Onepoint alignment". Dette er den beste måten å se hvor unøyaktig "Npoint" er i forhold til "Onepoint". Dette er rett og slett fordi det er nærmest umulig å treffe tre like punkter på to flater. Det som gjør "Onepoint" så grei å bruke er at den setter flatene sammen ved å se på geometrien til de to flatene, og ved hjelp av dette lager en felles flate.

Vi gjorde noen forsøk med "Npoint" før vi gikk tilbake til "Onepoint" igjen, dette fordi det er veldig tidsbesparende måte å skanne og sette sammen filer på. Det kunne vært at det hadde hjulpet og lagt mer tid i det, men vi fikk ut veldig gode resultater med den andre teknikken, derfor gikk vi raskt tilbake til dette.

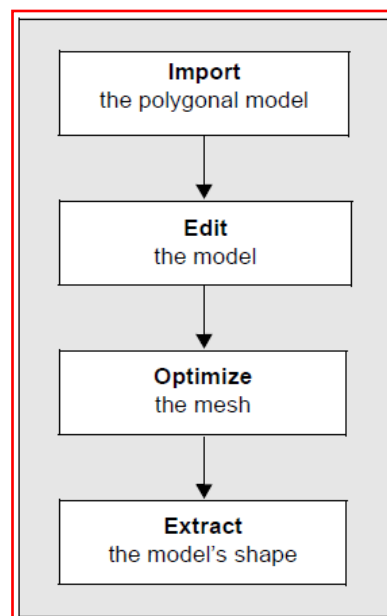
Når vi hadde flatene satt sammen og var fornøyd med resultatet kunne vi gå videre til IMMerge funksjonen. Der gjør vi om punktskymodellen til en polygonalmodell vi kan jobbe videre med i redigeringsfunksjonen IMEdit.

11.5 Postprosessering

Etter at alle de forskjellige skannene var satt sammen til en modell, gikk vi i gang med postprosesseringen. Dette er en jobb som gjøres i PolyWorks, før modellen overføres videre til et kraftigere redigeringsverktøy, i vårt tilfelle programmet SolidWorks. Redigeringen vi her skal se nærmere på er av stor viktighet for at det skannede produktet skal bli så bra som mulig.

11.5.1 IMEdit

Før modellen lastes inn i IMEdit, skal den være ferdig skannet, satt sammen og kjørt gjennom IMMerge. Da har man et så godt utgangspunkt som mulig for å kunne redigere de flatene som ikke er bra nok. Dette gjøres i IMEdit ved hjelp av forskjellige verktøy. En typisk arbeidsprosess der modellen importeres i IMEdit og frem til den er ferdig behandlet i PolyWorks er vist i figur 11-18.



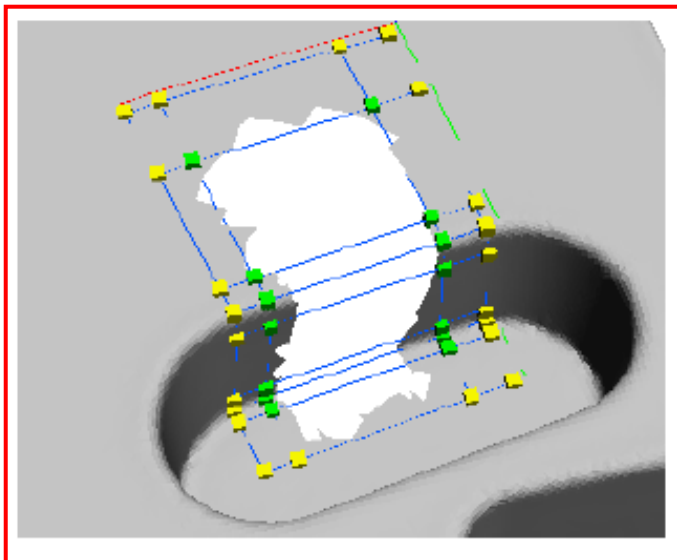
Figur 11-18 Arbeidsprosessen i PolyWorks (PolyWorks, 2009)

Når modellen importeres fra arbeidsrommet som en .pqk-fil blir det også gjennomført en forbedring av den polygonale modellen. Eventuelt blir det også dannet "Nurbs"-overflater, men dette kan også gjøres senere i prosessen.

Som tidligere nevnt var det vanskelig å definere overflatene ved skanningen av områder med liten radius og høy kurvatur. Etter ekstra fokus på skanning av disse områdene fikk vi stort sett gode overflater. Dersom disse overflatene allikevel ikke ble gode nok, måtte andre tiltaket tas i bruk. Dette gikk ut på å godta at små områder ikke ble dekket, for så å bygge de opp fra bunnen av i SolidWorks.

11.5.2 "Surface creation"

PolyWorks er også ment å behandle dette problemet med sitt eget verktøy, "Surface creation". Dette bygger på "Bézier"-overflater, der tilstøtende overflater som er definert brukes for å definere området som mangler (figur 11-19). Bruksområdet for "Bézier"-overflater er innviklede hull med store geometriske endringer underveis. Kravene sett fra vårt ståsted er imidlertid at de tilstøtende overflatene er veldig fine og godt definert. Det er da viktig at området som mangler, følger formen til de tilstøtende overflatene. Vi implementerte dette verktøyet blant annet ved vingeroten, men fordi vi ikke klarte å fylle kravene som er beskrevet over, ble resultatene ubrukelige.



Muligheten til å skape "Bézier"-overflater kan gi gode resultater på enkle maskindeler, men viste seg å bli utilstrekkelig for overflater med innviklede kurver, som vår flykropp.

Figur 11-19 Eksempel på bruk av "Bézier"-overflate (PolyWorks, 2009)

11.5.3 "Fill holes"

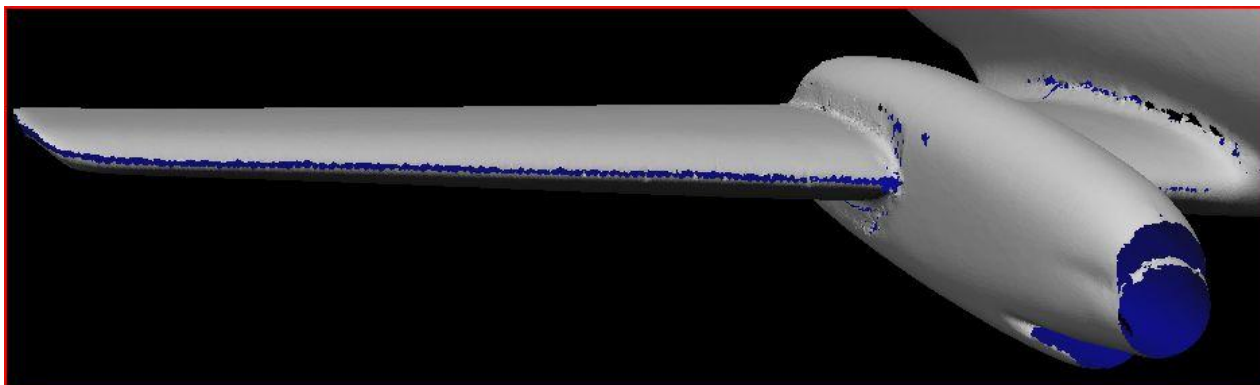
"Bézier"-overflater brukes for å dekke relativt store mangler i overflaten. For mindre hull brukes "fill holes", et langt enklere verktøy. Denne hadde vi stor suksess med, fordi vi hadde mange områder med små hull.



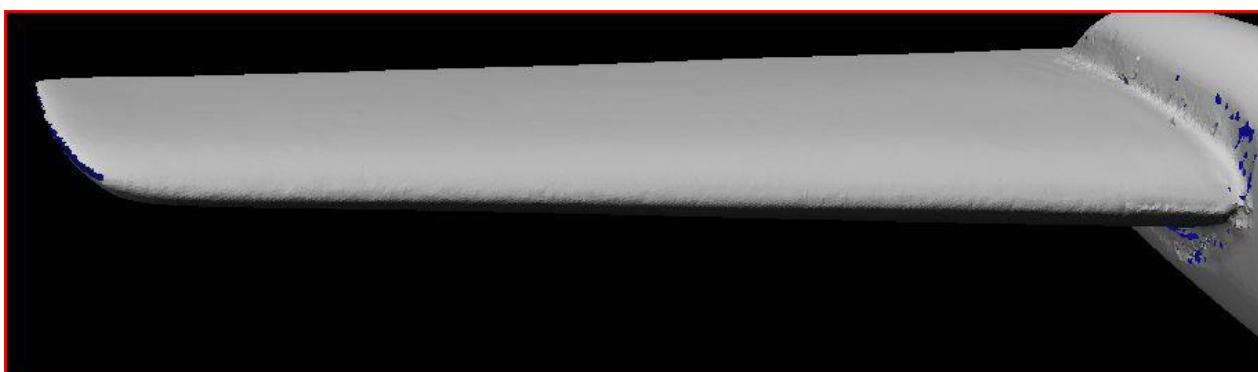
IMEdit har en funksjon hvor man kan fylle alle hull automatisk. Denne funksjonen må brukes med stor forsiktighet, fordi programmet fort blir overlastet av arbeid dersom det er mange hull å fylle. Vi valgte derfor å gjøre operasjonen manuelt, da hadde vi også mulighet til å velge bort de fyllingene som viste seg å bli for store og unøyaktige for "fill holes"-verktøyet. Disse måtte repareres i SolidWorks. Vi fylte hull over hele kroppen med gode resultater. Funksjonen ble også brukt for å reparere vingerot foran og bak, her med et delvis godt resultat. Eksempel på vårt bruk av funksjonen er som vist på figur 11-20, her representert med et skann fra nesepartiet.

Figur 11-20 Eksempel på områder funksjonen "fill holes" ble brukt (PolyWorks, 2009)

For å lappe sammen større hull som gikk over store områder, måtte vi bruke en egen teknikk. Vi markerte ut området som skulle fikses, deretter valgte vi "fill holes" manuelt rundt dette området. Ved flere områder var hullene så store at det ikke gikk an å fikse disse automatisk, eller ved å klikke over de. Vi måtte da bruke en egen teknikk vi utviklet. I programmet er det muligheter for å markere ut enkelte områder manuelt. Vi markerte da deler av de store områdene som skulle fikses, deretter valgte vi "fill holes" manuelt rundt dette området



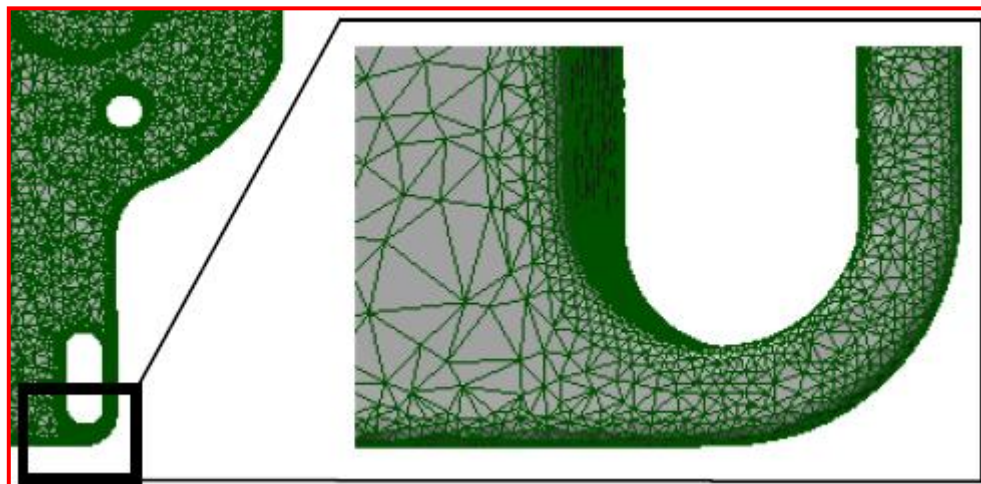
Figur 11-21 Forkanten på vingen før "fill holes" funksjonen ble brukt (PolyWorks, 2009)



Figur 11-22 Forkanten på vingen etter å lappet over hullene (PolyWorks, 2009)

11.5.4 "Smooth surface"

Den skannede overflaten vises som en grå overflate, men er egentlig definert ved et trekantformet mesh som bygges opp av verktøyet IMMerge.



IMMerge setter sammen alle skannene og produserer et intelligent mesh som definerer den nye overflaten. Dette muliggjør editering av modellen i IMEdit.

Figur 11-23 Mesh som vises ved bruk av verktøyet IMMerge (PolyWorks, 2009)

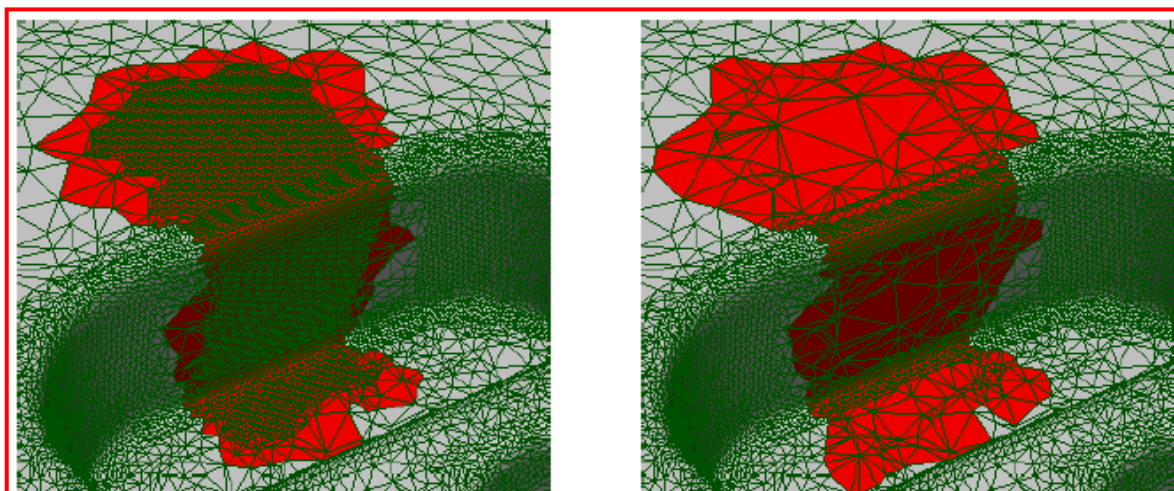
Ved å bruke verktøyet "smooth surface" kan en relativt ru overflate glattes ut ved at trekantene tilnærmer seg å ligge på samme plan. Dette verktøyet kan påføres globalt, på valgte regioner eller ved hjelp av musepekeren som forandres og brukes som en slags kost. Tidlig i redigeringen brukte vi denne funksjonen mye, men ble aldri helt fornøyd med resultatet. Store ujevnheter i overflaten ble påvirket og bedre, men ikke helt glattet ut. Flere steder var flatene så dårlige at det var vanskelig å reparere det som var av hull og ujevnheter. En teknikk vi brukte for å fikse disse områdene var å markere flatene rundt det dårlige området, for så å slette disse. Det vi da kunne gjøre var å bruke den fine geometrien rundt til å tette igjen hullet. Etter dette brukte vi "optimize mesh" funksjonen lokalt over disse områdene. Selv om resultatet ikke ble hundre prosent nøyaktig, ble det mye bedre enn de dårlige flatene som var der, samt at vi fikk gjort de om til "NURBS" flater senere.

11.5.5 Siste del av IMEdit

Etter at overflaten er blitt så glatt som mulig brukes funksjonen ”optimize mesh”. Her brukes vinkelbetraktninger til å dreie trekantene slik at de ligger optimalt i forhold til skarpe vinkler på figuren. Dermed skapes et optimalt mesh som blir glattere ved vinkelendringer.

Redigeringen som er beskrevet over går som sagt ut på å endre trekantene som bygger opp modellen. Men når endringer blir gjort, skapes det langt flere trekkanter lokalt enn hva som er nødvendig for å definere overflaten nøyaktig, uten å forringe modellen (figur 11-24).

Verktøyet ”reduce mesh with IMCompress” reduserer antall trekkanter ved flate områder og beholder antallet ved områder med skarpe kurver slik at modellens kvalitet og nøyaktighet ikke forringes. Verktøyet kan også her brukes globalt eller på valgte områder.

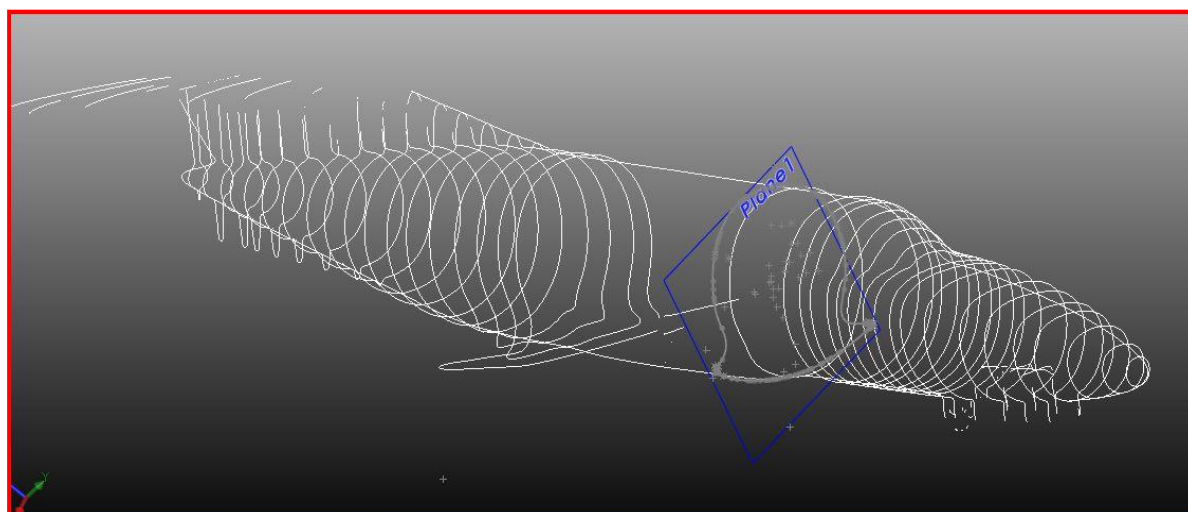


Figur 11-24 Illustrasjon av resultat ved bruk av "optimize mesh" (PolyWorks, 2009)

11.6 Hente ut seksjonskutt av modellen

For å få en modell i SolidWorks som vi kunne jobbe videre med, hentet vi ut informasjon fra PolyWorks, enten ved å eksportere hele overflaten som en .iges-fil, eller ved å hente ut seksjonskutt ved hjelp av verktøyet "cross-section". Selv om vi valgte å gå ikke bruke seksjonskutt videre, skal vi se litt nærmere på denne gode funksjonen. Tanken vår var at nøyaktige seksjonskutt fra tilstrekkelig mange kutt langs x-aksen ville gi oss nok informasjon til å generere flyet som flater i SolidWorks.

Vi begynte operasjonen ved å velge *edit*→*cross-section*→*create numerically*. Dette gav oss et editerbart antall seksjonskutt langs en av aksene i aksesystemet. Dette skapte første utfordring, fordi modellen ikke lå rettet etter aksesystemet på dette stadiet. Videre kunne vi ikke påvirke forskjellig antall seksjonskutt i detaljerte områder, antallet fordeles nemlig kun jevnt langs aksene. Da vi så disse begrensningene bestemte vi oss for å prøve noe annet og vente med å rette inn aksesystemet til vi fikk eksportert modellen til SolidWorks. Løsningen for å fortsette med seksjonskutt ble å sette de ut manuelt. Dermed kunne vi variere mengden seksjonskutt innenfor områder med mange detaljer. Denne funksjonen fungerte bedre, og vi eksporterte seksjonskuttene til en .iges-fil, som vi videre kunne redigere i SolidWorks.



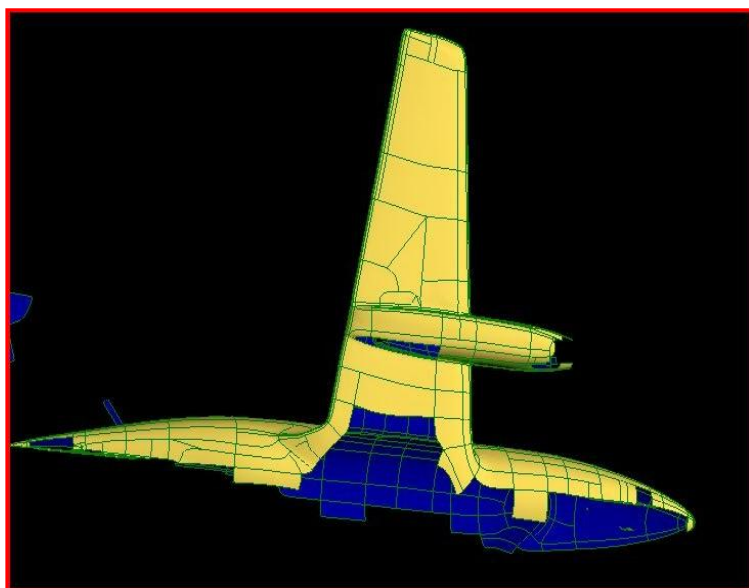
Figur 11-25 Seksjonskutt fra PolyWorks til SolidWorks (SolidWorks, 2009)

11.7 Lage "NURBS"-overflater for eksportering av modellen

Eksportering av den skannede modellen til en filtype som er godkjent for CAD-programmer (.iges eller .step) gjøres enten ved å lagre modellen direkte, eller ved å generere et kurvesett som brukes for å danne "NURBS"-overflater. Grunnen til at vi i utgangspunktet ville unngå å generere kurvesettet var for å bevare mest mulig av den opprinnelige geometrien. Når man gjør om polygonalmodellen til flater, er disse lagd ut fra et gjennomsnitt av den gamle geometrien. Derfor ønsket vi å lagre filen direkte som .iges.

Mangel på minne stoppet denne operasjonen. Det viste seg etter mye ventetid der datamaskinen jobbet med å omdanne filen til .iges, at internminne på vår bærbare maskin ikke strakk til. Feilmeldingen fortalte oss at våre 3,4 GHz DDR2 internminnet var for lite. Hvor mye som manglet kom ikke fram av feilmeldingen, men vi besluttet at vi ikke ønsket å jobbe videre med en fil som krevde så mye internminne. Det viste seg at filstørrelsen før feilmeldingen kom opp var oppe i omtrent 100 MB, noe som definitivt var langt over det vi ønsket oss. Dette skyldes at flater som inneholder flere millioner av polygoner, tar opp stor lagringsplass. Når man gjør om dette til flere større flater som definerer flymodellen, sparer man veldig mye plass. Derfor gikk vi over til å generere et kurvesett som vi kunne konvertere om til "NURBS"-flater, noe vi håpte gav en god nok fil av mindre størrelse.

Det viste seg fort at vi hadde hellet med oss, god kvalitet på den skannede modellen er ytterst viktig for at generering av kurvenettet skal foregå enkelt. Vi valgte å bruke funksjonen "Create Curve Network from Curves", som genererer kurvene automatisk. Dersom modellen er dårlig definert, vil også kurvenettverket bli dårlig. Resultatet ble stort sett veldig bra, men vi måtte ta enkelte tiltak før vi var fornøyd.



Som tidligere forklart skannet vi kun halve modellen. Det betyr at overflatene på kroppen ble brått avsluttet omtrent på midten av flyet. Dette skapte problemer for genereringen av kurvenettverket, som tydeligvis liker pent avsluttede overflater. Store deler av kroppen som vi trengte for å lage flater av modellen ble ikke definert. Se figur 11-26.

Løsningen var å ta i bruk skanneren igjen og fullføre flere flater av flykroppen, slik at kurvenettverket ble definert for de områdene som manglet.

Figur 11-26 Flatene som ble generert av kurvenettverket med skann av halve flyet (PolyWorks, 2009)

Da vi igjen genererte kurver på den utbedrede modellen, fikk vi det resultatet vi ønsket oss. Dermed kunne vi gå videre med kurvenettverket og definere "NURBS"-overflater. Funksjonen "Create NURBS from Curve Network" gjennomfører denne operasjonen ut fra det kurvenettverket som er utviklet. Dermed har vi gått fra en polygonal modell av betydelig størrelse, til en modell definert av kurver og overflater av betydelig mindre størrelse. For å lagre den nye modellen i et filformat gjenkjent av SolidWorks, må "NURBS"-overflatene eksporteres før de igjen lagres, for eksempel som .iges. Av en noe merkelig grunn var denne funksjonen ikke aktiv i vår PolyWorks -versjon 10.1.4, som skolen innehar. Den fremstod som grå, altså ikke valgbar. Etter mye prøving antok vi at funksjonen ikke var installert i denne versjonen. Dermed fikk vi ikke eksportert ut "NURBS"-flatene av programmet, og ville ikke få en fil av passende størrelse som kunne leses av SolidWorks. Løsningen ble å få tak i en annen versjon av PolyWorks, åpne vår fil der og forsøke eksporteringen derfra. En eldre versjon viste seg å være mulig å anskaffe gjennom andre kanaler, nemlig versjon 10.0. Ved å bruke denne versjonen til eksporteringen fikk vi en fil på .iges som kun målte 13 MB i størrelse.

Dermed hadde vi en modell av halve flykroppen som vi kunne modifisere i SolidWorks. Selv om vi til slutt skannet hele kroppen hadde vi brukt klart mest ressurser på høyre side, venstre side ble skannet kun for å generere et fint kurvenettverk på hele høyre side.

Vi gjorde også en del forsøk på å speile modellen i PolyWorks. Ettersom modellen er symmetrisk ville en speiling av høyre side skape det beste resultatet. I PolyWorks gjøres dette ved å speile valgte overflater om et definert plan. Vi definerte planet ved hjelp av tre punkter på flyet, ett i nesene, ett i halen og ett på halefinnen. Alle flater til venstre for denne ble slettet, og høyre side beholdt. Planet ble nå vårt xz-plan, og etter at vi speilet flyet om dette planet var det nå symmetrisk.

Dessverre ble ikke planet vi brukte helt rett, det var veldig vanskelig å definere punktene og når vi speilet flyet fikk vi det aldri rett. Dette så vi som regel veldig godt ved vingeroten der flatene pekte vekk fra hverandre, og også bak ved halen der vi ikke klarte å få til en hel flate.

Vi gikk derfor videre med en halv modell til SolidWorks. Der var det mye enklere å definere et plan som stod rett på flaten. Vi brukte dette planet til å redigere vekk de dårlige flatene for så å speile modellen.

12 Ferdigstillelse i SolidWorks

Modellen manglet nå disse områdene: vinger, haleseksjon, modifikasjoner, understell, flaps og forbedring av flater som ikke var gode nok fra skannet. Videre trengte vi flyet i forskjellige konfigurasjoner, og vi besluttet at vi måtte definere disse fire modellene:

- Flyet i cruise, uten modifikasjoner
- Samme som over, med modifikasjoner
- Flyet i landingskonfigurasjon, uten modifikasjoner
- Samme som over, med modifikasjoner

Først skulle vi definere flyet i cruise. Alt dette skulle gjøres i 3D-modelleringsprogrammet SolidWorks. Den versjonen vi hadde tilgjengelig via skolen var en 2008-versjon av programmet. Dette programmet har vi hatt en del erfaring med fra tidligere. Her er det muligheter til å designe deler og sammenstille de fra bunnen av eller modifisere deler fra andre programmer. Ferdig genererte modeller kan sammenstilles, animeres, lage tekniske tegninger av og mye mer. Med andre ord et fullverdig modelleringsprogram. Det som var nytt og lærerikt for vår del var å bruke SolidWorks til å jobbe med flater og flatemodellering. Flatemodellering viste seg å være utrolig nyttig for oss med tanke på å importere modellen fra skannet.

Alle delene vi har modellert fra bunn, følger med som vedlegg med tekniske tegninger, samt alle fire konfigurasjonene som 3-planskisser.

I denne perioden var vi også i kontakt med M7-Aerospace, for å få tilgang til teknisk data slik at vi kunne modellere og dobbeltsjekke dimensjonene. Vi ble satt i kontakt med M7-Aerospace via SHT slik at vi kunne forespørre om de opplysninger vi trengte. Vår første kontaktperson var *Senior Technical Support Representative*, Eddie Martinez. Han forsikret oss om at vi kunne ta videre kontakt med Paul Carver, som var *Performance Engineer* under produksjonen av denne flytypen. Siden store deler av ingeniørtjenestene hos M7-Aerospace var innleid, kunne vi ikke belage oss på at ressursene var tilgjengelig til enhver tid, men vi kunne ta kontakt for å forhøre oss hvilke muligheter det fantes underveis.

Vi fikk ingen respons fra Paul Carver, og prøvde på nytt å ta kontakt med Eddie Martinez. Etter en liten stund fikk vi tilbakemelding på vegne av Mark Provost, *Director M7-Aerospace Engineering department*, om at informasjon var tilgjengelig og kunne bestilles. Prisen for å innhente denne type informasjon oversteg vår og SHTs budsjetttramme for dette prosjektet. Dermed valgte vi i samarbeid med SHT å avslå tilbudet, og innhente nødvendig informasjon på andre måter.

12.1 Importering og forbedring av kroppen

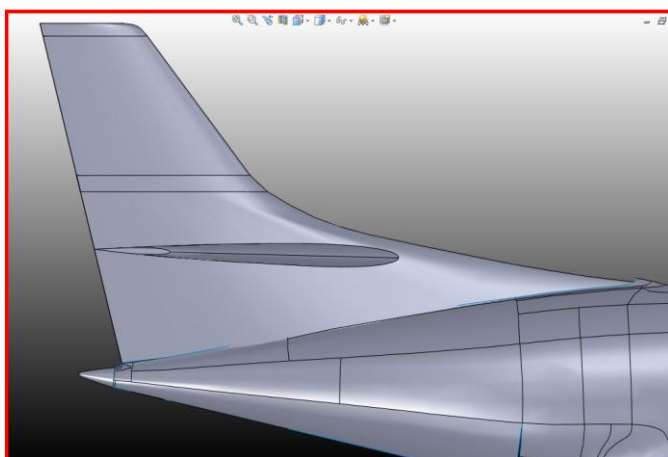
Filen som ble eksportert i PolyWorks ble nå importert i SolidWorks. Der ble den presentert som et nettverk av mange små overflater. Disse flatene er i utgangspunktet ikke mulig å redigere, men ved først å bruke funksjonen "Surface offset" og naturlig nok velge 0 mm som avstand mellom gammel og ny overflate, kan man redigere med SolidWorks' vanlige overflatefunksjon. Etter at dette var gjort ble enkle mangler i overflaten fylt med "Surface fill" og større glipper fylt med "Loft surface". I forbindelse med "loft" måtte vi jobbe en del med linjene vi brukte for å definere den nye overflaten, blant annet med "Composite curve". Nye overflater måtte så knyttes sammen med resten av modellen med funksjonen "Knit surface". Nå tok vi tak i de overflatene vi ikke var fornøyd med fra skanningen. For å beholde hovedkurvaturen, kunne vi ikke fjerne for store områder. Når vi ville fjerne de dårlige områdene, omringet vi nøyaktig de dårlige områdene med funksjonen "Split line". Nå kunne vi slette overflaten og bygge den opp på nytt ved hjelp av "Loft surface". Etter at modellen var god nok, ble den skalert opp til full størrelse. Ettersom vi skannet en flymodell i størrelse 1:24, skalerte vi med en faktor på 24. Målet var til enhver tid å få tettet så mange flater som mulig, slik at kroppen kunne bli dannet til en solid. Solider er generelt enklere å håndtere samt modifisere. Det er også enklere å detektere eventuelle feil som kan dukke opp. Vi ble også anbefalt å gjøre flatene så nøyaktig som mulig, for så å omgjøre flykroppen til en solid da flatemodeller har en tendens til å dra med seg småfeil i STAR-CCM+. Mye av denne måten å jobbe på var som sagt helt nytt for oss, og vi fikk hjelp fra veileder til modellering. Eneste ulempen her var at det ble jobbet med to forskjellige versjoner av SolidWorks. Det gikk fint å gå fra den eldre utgaven, som vi hadde, til den nye, men ikke motsatt. Løsningen på dette var å importere modellen som parasolid-fil. Dette viste seg å fungere bra.

12.1.1 Vingemodellering

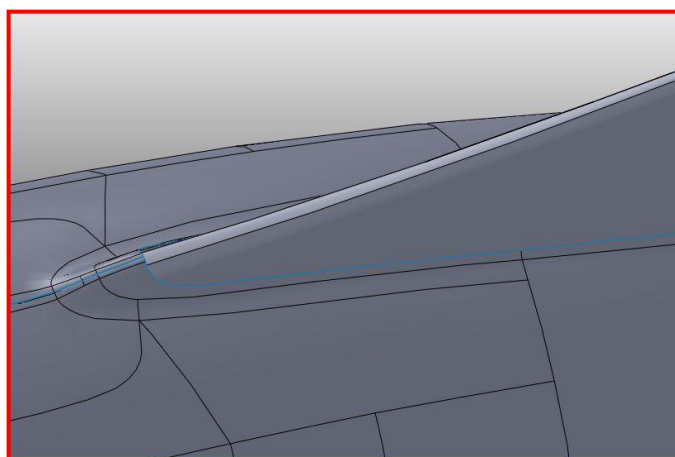
Vi modellerte vingen som en egen del i SolidWorks. For å få inn profilet til vingen definerte vi alle punktene i x- og y-verdier i Excel. Ettersom Excel ikke klarer å håndtere punktum, og importfunksjonen i SolidWorks ikke håndterte komma, måtte dette gjøres om i Wordpad. Vi importerte alle verdiene til vingeprofilplottet fra Excel til Wordpad og erstattet disse til punktum. Deretter importerte vi punktene inn i SolidWorks ved hjelp av funksjonen "Generate curves from x, y, z". Oversiden og undersiden ble importert og lukket med en linje. Deretter ble den komplette tegningen skalert til en størrelse som passet vingeroten på modellen i full størrelse. Vingespennet ble gjenskapt ved å definere et nytt plan en viss lengde unna og parallelt med det planet vi tegnet vingeroten i. For å definere vingetuppen ble tegningen fra vingeroten konvertert ut til det nye planet og skalert til vingetuppens størrelse. Ettersom vingen er definert relativt enkelt med en jevn avtagning (eng. tapering) fra roten til vingetuppen, krevdes kun disse to tegningene for å definere vingen. Men samtidig som vingen avtar jevnt, roterer den også jevnt utover (eng. geometric twist) slik at forskjellen mellom kordelinjen mellom profilet ved vingeroten og vingetuppen er 2° , moturs, sett fra vingetuppen og inn (Swearingen Aircraft Corporation, 1979). Denne egenskapen ble definert ved å rotere tegningen ved vingetuppen 2° om et punkt på bakkanten. Dermed var egenskapene definert, og vingen ble gjort om fra to 2D-profiler til 3D ved funksjonen "Loft boss/base". Til slutt ble det gjort endringer av vingetuppen for å gi den en korrekt avslutning.

12.1.2 Haleseksjon og antenne

Disse ble modellert opp som en del i SolidWorks på samme måte som vingen, men uten geometrisk tvist. De symmetriske horisontalprofilene på haleseksjonen ble satt i 0° trim og modellert etter NACA-profilet 0009. Den symmetriske vertikalfinnen ble ført fra toppen og ned til høyde med horisontalfinnene. Deretter ble vertikalfinnens form tegnet opp etter skjønn for å gjenskape den langstrakte finnen som er på flyet. Det er tydelig at dette ikke kan være NACA-profilet 0011, dette ville gitt en altfor kraftig nedre del av finnen. Bilder og diskusjoner med oppdragsgiver ble derfor lagt til grunn for å definere formen på den nedre delen av finnen. Ventralfinnen (vertikalfinnens fortsettelse under buken på flyet) ble fysisk målt og modellert etter disse målene. Hele haleseksjonen ble i ettertid satt på selve flykroppen. Selve flykroppen måtte endres noe, da den skannede delen hadde en annen geometri i overgangen til haleseksjonen, figur 12-1. Dette gjaldt både for ventralfinnen og vertikalseksjonen. Til rådighet hadde vi et ferdigprogrammert 4-sifret NACA-profil regneark i Excel. Her kunne vi legge inn NACA-verdier for profilene og få opp konturene til profilene.

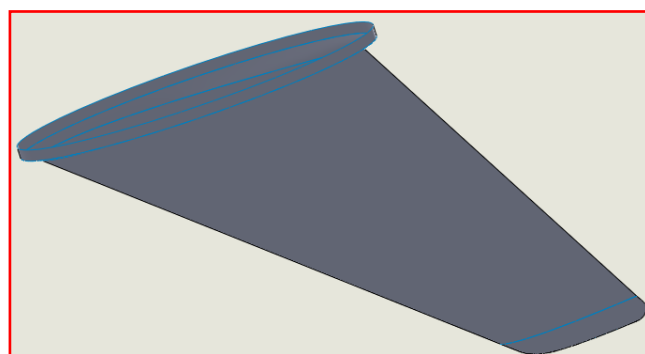


Figur 12-1 Overgang mellom haleseksjon og flykropp
(SolidWorks, 2009)



Figur 12-2 Avviket i forkant av haleseksjonen
(SolidWorks, 2009)

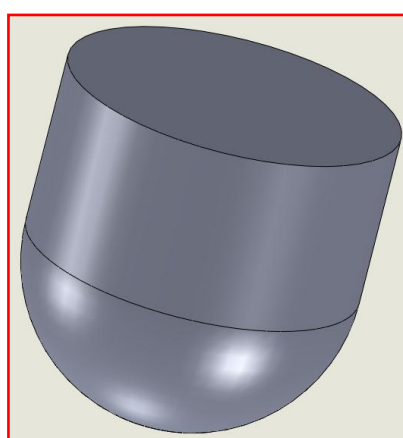
Antennen ble modellert etter fysisk oppmåling og med det symmetriske NACA-profilet 0012. Vi unnlot å bruke denne i sammenstillingen av flyet, da den hadde brukt unødvendige dataressurser, og ville gitt et meget lite utslag i sammenheng med resten av modellen. Til rådighet hadde vi et ferdigprogrammert 4-sifret NACA-profil regneark i Excel. Her kunne vi legge inn NACA-verdier for profilet og få opp konturene til antennen.



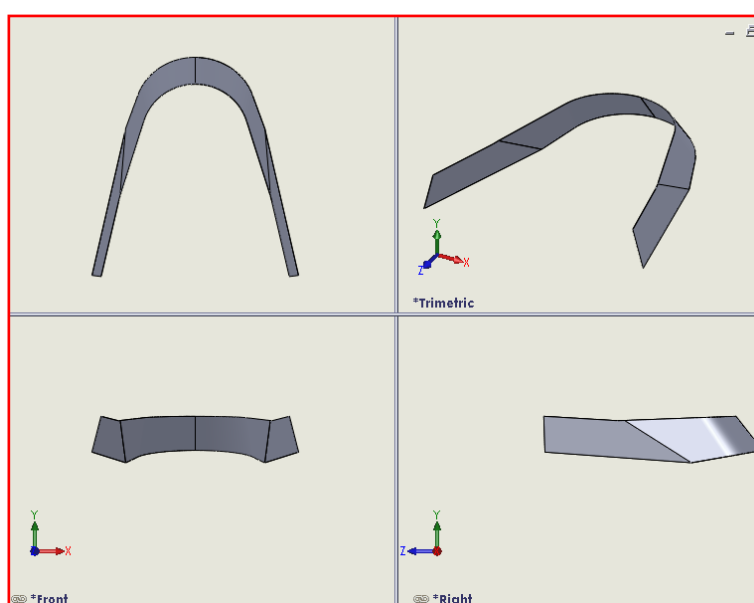
Figur 12-3 Antenne NACA-profil 0012
(SolidWorks, 2009)

12.1.3 FLIR

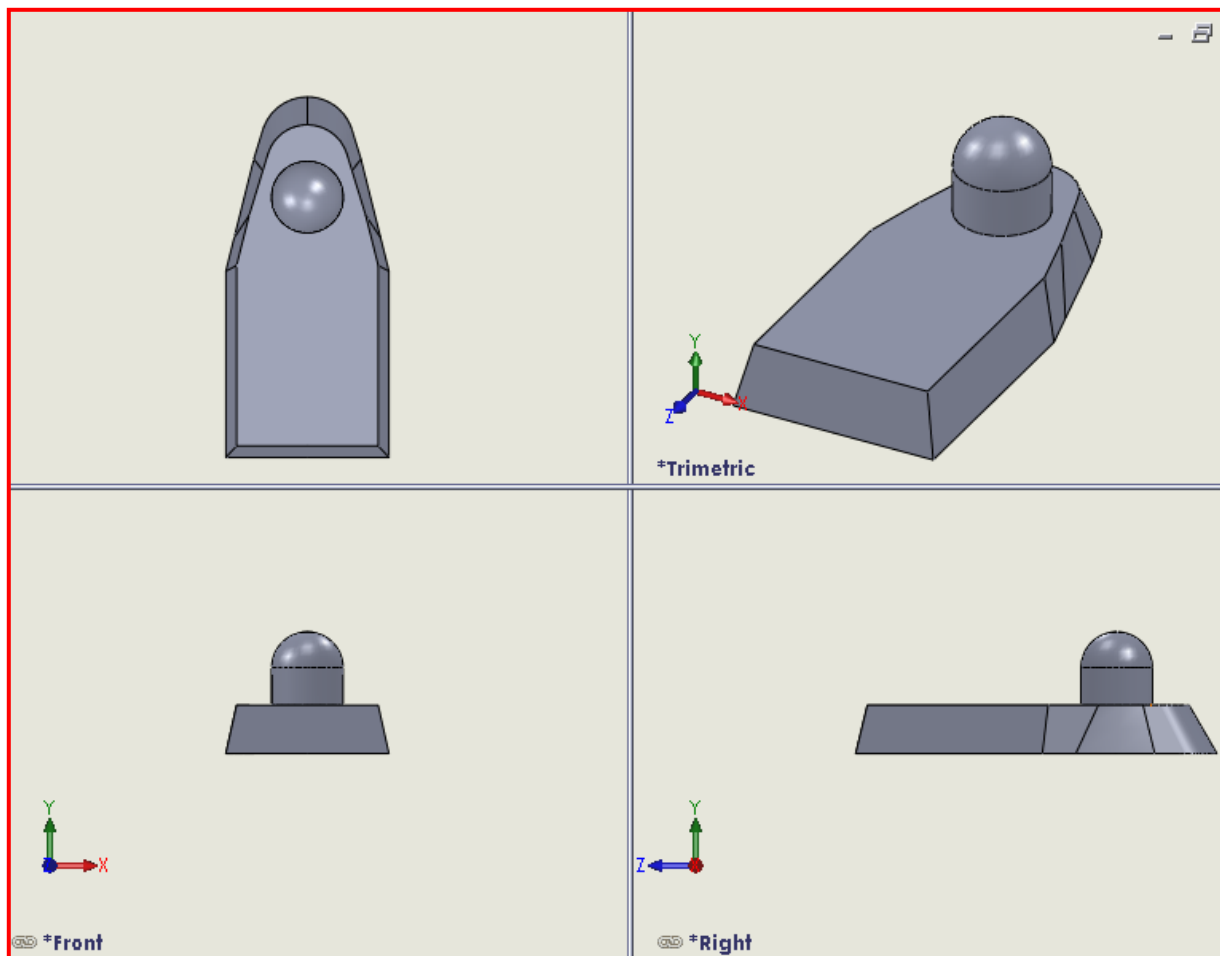
Ettersom modifikasjonene var ettermontert i Norge, fikk vi nok informasjon, teknisk data og tekniske tegninger på FLIR (Forward Looking Infrared) av SHT til å modellere de. Rundt FLIR sitter det et deksel (fairing) som dekker denne, figur 12-5. Denne fikk vi teknisk tegning av, men på grunn av dårlig trykk og liten skrift var målene til tider vanskelig å tyde. Siden flyskroget vårt var skannet og derfor avviket noe fra virkeligheten, var det vanskelig å få en fin overgang (interface) mellom dekslet og flykroppen. I tillegg var det i virkeligheten et lite mellomrom mellom dekslet og FLIR som tilsvarte ca 2,24 cm. Tilnærmingen vi gjorde her, var å bygge et nytt deksel som en solid, og ekstrudere FLIR ut fra denne, figur 12-6. Dette gjorde det også mulig å lage dekslet noe lengre, slik at den skar gjennom flykroppen. Dermed kunne vi få en sammenstilling til flyet uten mellomrom mellom flykroppen og FLIR-sammenstillingen.



Figur 12-4 FLIR
(SolidWorks, 2009)



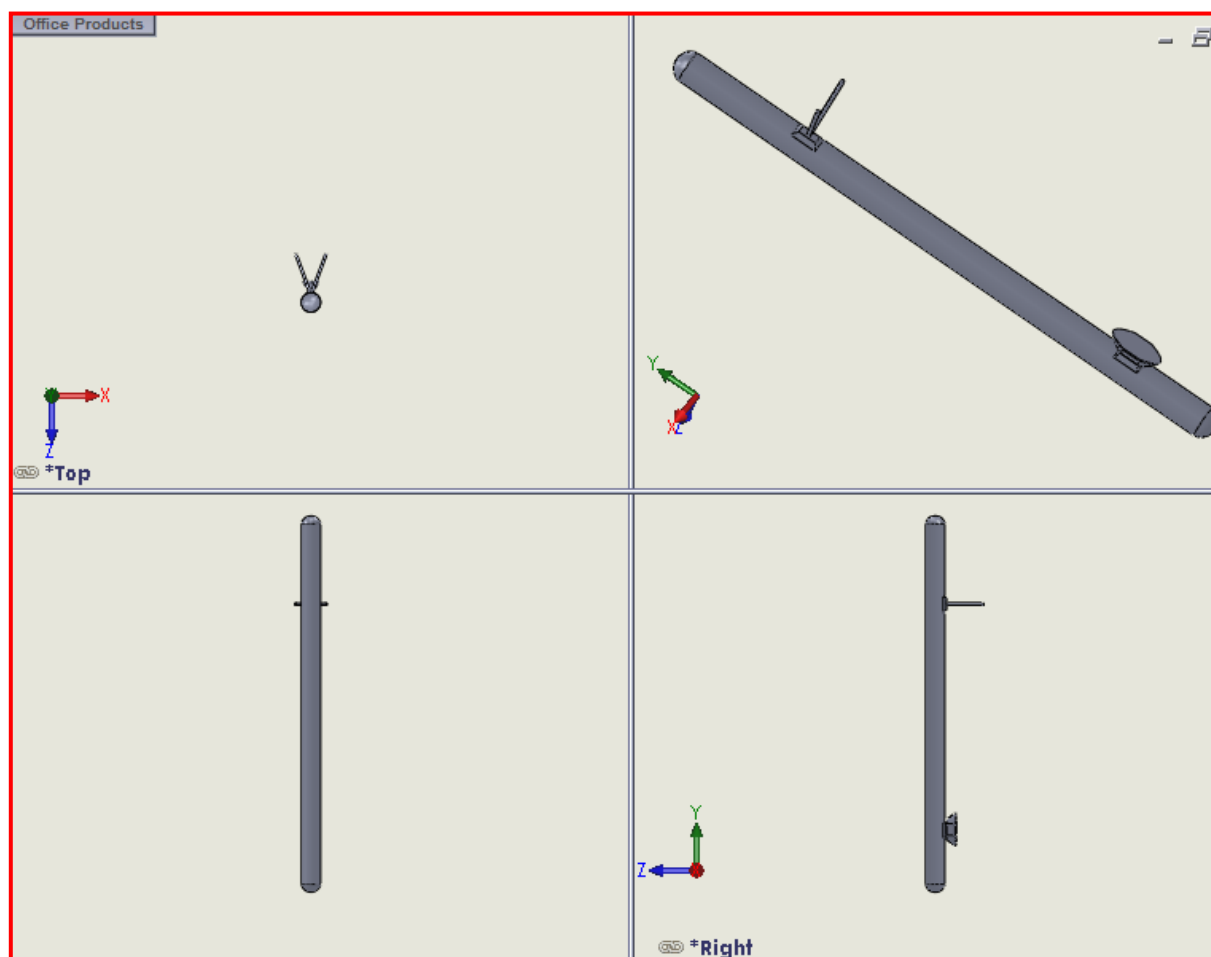
Figur 12-5 FLIR deksel
(SolidWorks, 2009)



Figur 12-6 FLIR sammenstilling (SolidWorks, 2009)

12.1.4 SLAR

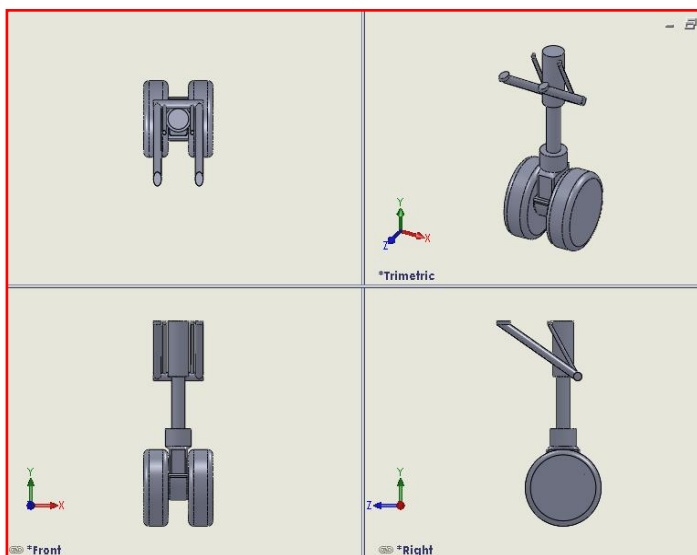
Målene på SLAR (Side Looking Apperature Radar) måtte vi belage oss å få fra oppmåling av SLAR i full størrelse. Bilder av LN-SFT og en tegning med stasjonsnummer ble brukt for riktig plassering på flyet. Vi hadde samme utfordring her med å få disse delene til å passe på undersiden av vår modell, som tross alt er skannet og rettet opp etter beste evne, noe som kan gi små variasjoner mellom vår modell og flyet. SLAR ble først modellert som en sammenstilling bestående av selve SLAR-bommen og festebraketter som ble satt på den. Disse festebrakettene ble så satt på festestengene og festet til selve flykroppen. Samme løsning som tidligere ble valgt her, ved å modellere festene inn mot flykroppen noe lengre, slik at de stakk gjennom kroppen, for å eliminere eventuelle glipper. Da det oppstod problemer med en del celler i STAR-CCM+ ved importering av modellen, måtte vi omsider modellere om denne sammenstillingen også. Løsningen var å lage en ny del i sammenstillingen ved å bruke funksjonen "insert component => new part". Deretter valgte vi alle delene sammenstillingen bestod av og brukte funksjonen "join parts". Her huket vi av for "hide" som gjør at de originale delene blir gjemt. Vi huket også av for "force surface contact", som gjør at flatene blir tvunget til kontakt mellom hverandre. Disse operasjonene gjorde at vi kunne eksportere sammenstillingen som én del fra SolidWorks.



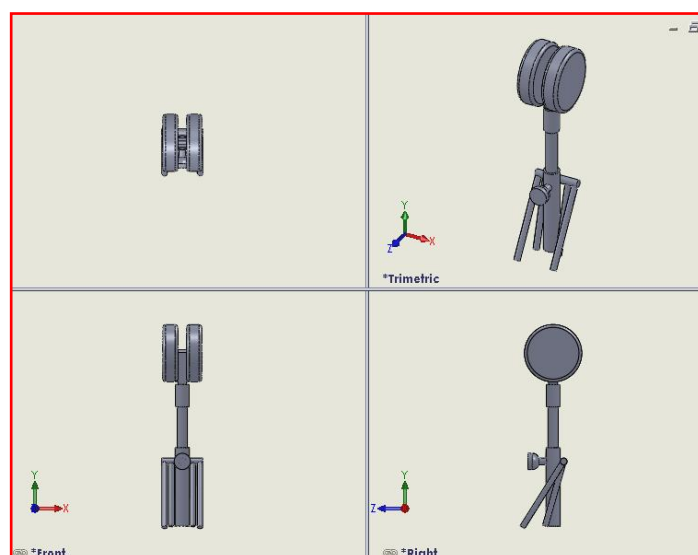
Figur 12-7 SLAR sammenstilling (SolidWorks, 2009)

12.1.5 Understell

Enkelte deler har for mange detaljer til at det er tilrådelig å modellere de nøyaktig, og meshet i STAR-CCM+ vil være for grovt til å definere de minste detaljene. Dette gjelder spesielt for understellet. Derfor ble det modellert opp med korrekte hovedmål, men uten de minste detaljene. Understellet ble først modellert som separate deler i en sammenstilling. En sammenstilling for neseunderstellet og et for hovedunderstellet. For neseunderstellet inneholdt den hovedavstiverne (struts), dekk, felg og landingslyset, mens for hovedunderstellet var det kun avstiverne, dekk og felg. Disse to forskjellige sammenstillingene viste seg også å skape problemer i STAR-CCM+ ved importering. Vi fikk feilmelding på de flatene som lå inntil hverandre i sammenstillingen, slik som dekk og felg. Vi bestemte oss for å modellere de på nytt, men denne gangen som én del (figur 12-8 og figur 12-9). Her brukte vi en annen metode enn det vi gjorde med modifikasjonene. Vi brukte samme tankegang som i "top-down" prinsippet, altså modellerte øverste del og jobbet oss nedover, og til slutt hjulene. Alt dette ble gjort i partmodus, slik at alt ble ekstrudert fra eksisterende flater, og ved å huke av for "merge result" blir ekstruderingen også en del av parten.

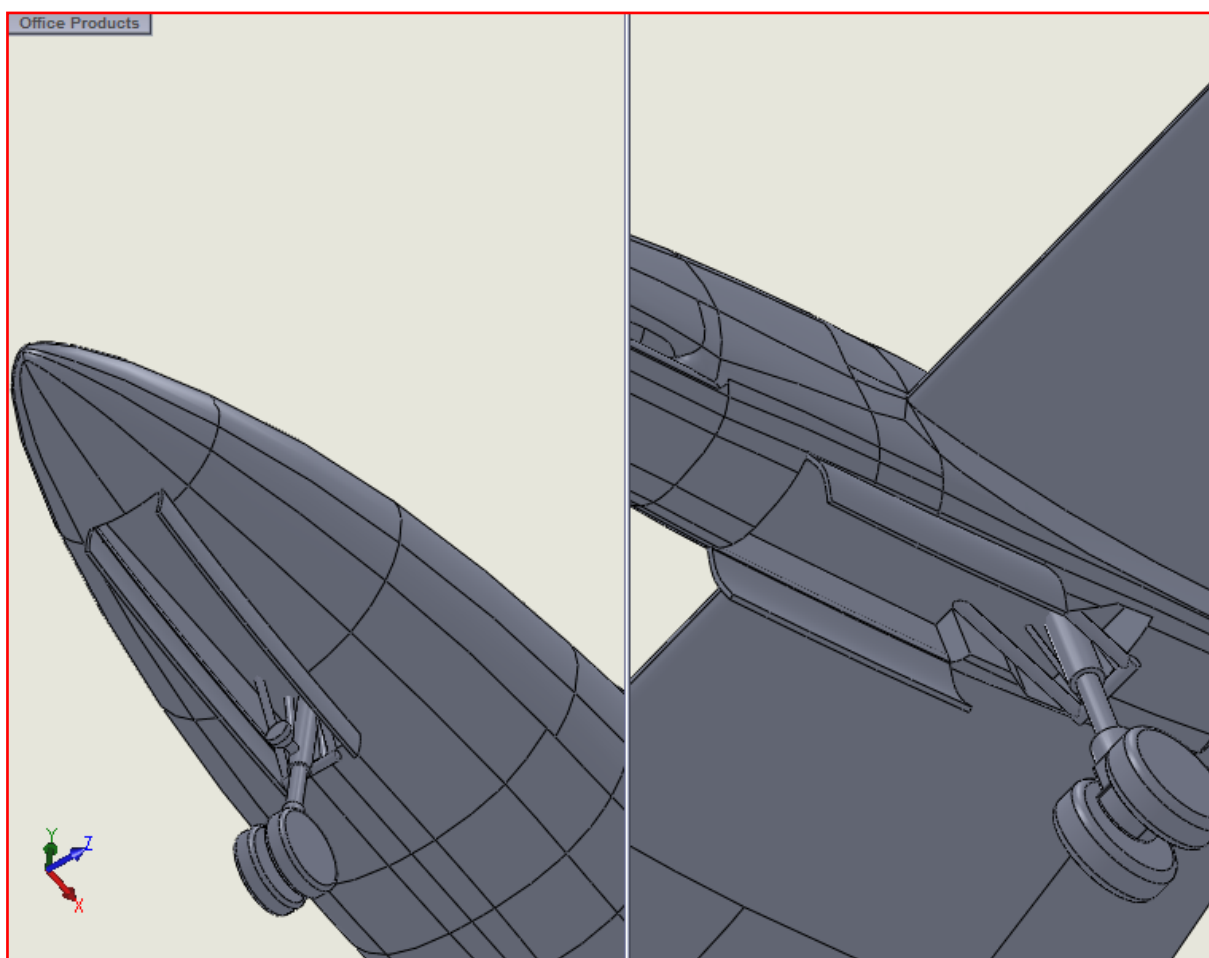


Figur 12-8 Hovedunderstell (SolidWorks, 2009)



Figur 12-9 Neseunderstell (SolidWorks, 2009)

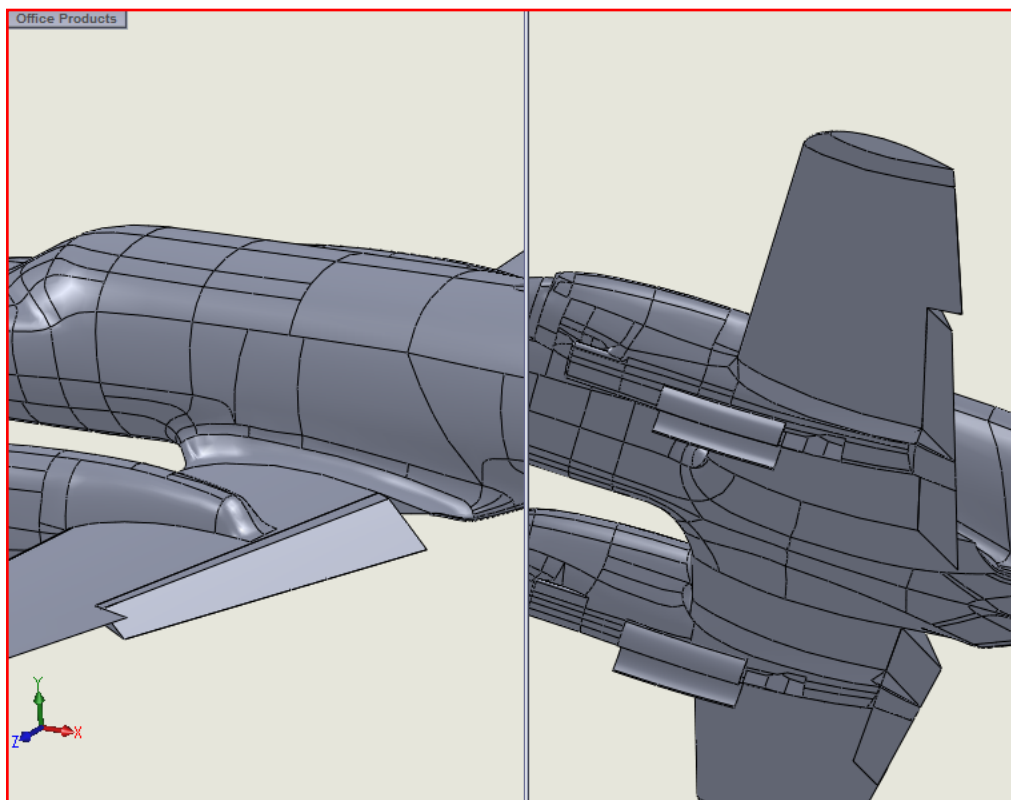
I de første sammenstillingene laget vi også egne konfigurasjoner som var med og uten hjulbrønn. Tanken var at vi kunne sammenstille hjulbrønnen til flykroppen i landingskonfigurasjon. Dette viste seg å bli vanskelig da overgangen mellom hjulbrønn og selve flykroppen ble vanskelig å få tett. Løsningen ble å lage selve hjulbrønnen i flykroppen. Dette gjorde vi ved å lage to forskjellige konfigurasjoner på flykroppen, en i normal flukt og en i landingskonfigurasjon. Hjulbrønnens mål ble tegnet i et topplan, deretter ble den projisert til en overflate slik at vi kunne splitte undersiden av flykroppen ved bruk av ”split-line”. Etter å ha ekstrudert hull til hjulbrønnen, tegnet vi skissene til lukene. Disse ble loftet som en solid med feste inni selve kroppen, og kurvaturen til buken ble brukt som ”guide-line”. Deretter brukte vi funksjonen ”join” i sammenstillingsmodus for å få flykropp og luker som kun en del, figur 12-10. I cruisekonfigurasjon blir understellkonfigurasjonen undertrykt og vil ikke vises.



Figur 12-10 Nese- og hovedunderstell med hjulbrønn og luker (SolidWorks, 2009)

12.1.6 Flaps

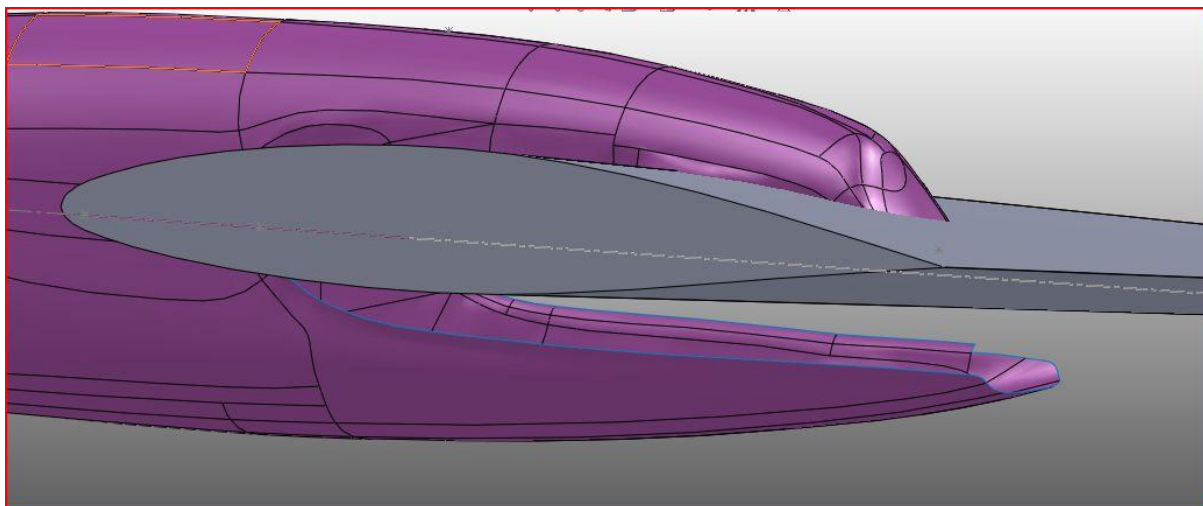
Mellomrommet mellom flaps og vinge skapte noen diskusjoner. Vår veileder argumenterte med at dersom vi skulle modellere dette mellomrommet, måtte det være nøyaktig. Dette hadde vi ingen gode tegninger eller bilder av, men ved en tilfeldighet skulle SHT til Værnes lufthavn, der LN-HTD befant seg. LN-HTD er en tilsvarende flytype som LN-SFT. Vi fikk raskt tilsendt gode bilder på mellomrommet ved flaps og andre områder vi ønsket. Det viste seg at mellomrommet bestod av små detaljer for å lede luftstrømmen i ønsket retning. Etter å ha rådført oss med veileder besluttet vi å lukke mellomrommet, fordi det ville bli vanskelig å oppnå nøyaktig data for dette området i en senere strømningsanalyse, både fordi det ville krevd et finere mesh enn vi hadde mulighet til å sette og fordi modelleringen ville krevd nøyaktige tegninger av mellomrommet. Vi besluttet derfor å bruke vingens bakre geometri som utgangspunkt for flapsmodellering. Siden vingen hadde en geometrisk tvist, var det utfordrende å lage et midtplan som skar vingen midt på. Dermed ble planet definert noenlunde midt på, og flaps-dimensjonene ble deretter brukt som "split-line" for å skille flaps og vinge fra hverandre. Dette ble gjort ved å bruke funksjonen "split part". Dette gjør at man kan ha to forskjellige deler i et "part"-dokument. Nesten som en minisammenstilling i partmodus. Neste utfordring var å få riktig utslag på flaps i landingskonfigurasjon. Ved å bruke "move/copy bodies" funksjonen valgte vi kanten som ble dannet av splitten med flaps, til å rotere 36^0 om denne linjen. Dette var ifølge "flightmanualen" flapsutslaget i landingskonfigurasjon. Det er viktig å få med at denne endringen ble utført i samme landingskonfigurasjon som med hjulbrønnen. Det vil si at flaps også var undertrykt i konfigurasjonen til flykroppen i normal flukt (Swearingen Aircraft Corporation, 1979).



Figur 12-11 Flaps med 36^0 utslag (SolidWorks, 2009)

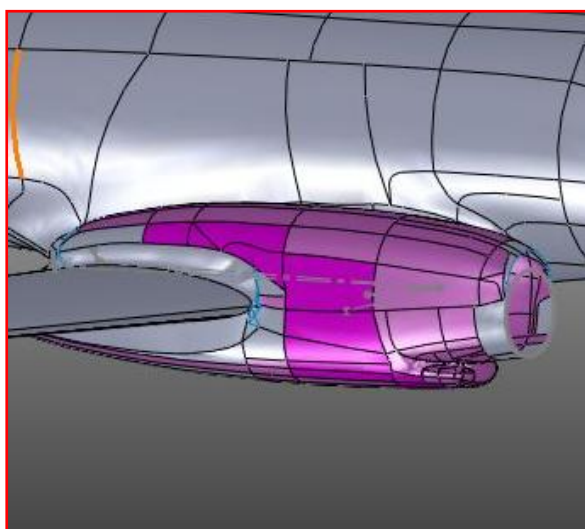
12.1.7 Motoren

Dette var en del vi valgte å bruke fra skannet. Utfordringen var å få overgangen fra den skannede motoren til å passe vingeprofilet vi modellerte. Vingeprofilet fra den skannede modellen og vårt NACA-profil hadde noe avvik (figur 12-12).

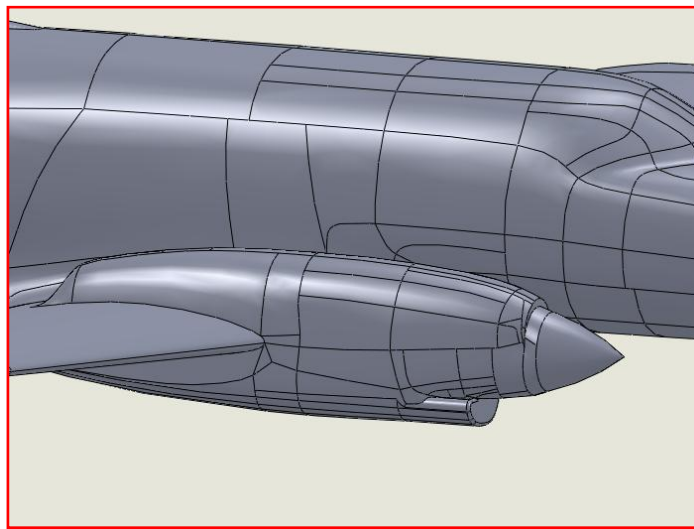


Figur 12-12 Avviket mellom motor og vingeprofilet (SolidWorks, 2009)

Vi skalerte så motoren med 23 ganger istedenfor 24, for å få den til å passe vår CAD-modell. Motoren fra modellen var laget for stor, og etter kontrollering viste det seg at den var i skala 1:23. Overgangene måtte bearbeides for å få en jevn overgang fra motor til vinge. I tillegg prøvde vi å gjenskape avslutningen til motoren under vingen, som går helt til bakkant av vingen. Vi gjorde også en del forbedringer i buklete flater i forkant av motoren i form av små detaljer som var vanskelig å skanne. Dette innebar blant annet modellering av ”spinner”, luftinntak i tillegg til at eksosuttaket måtte tettes igjen. Alt som er grått på figur 12-13, er modellert i SolidWorks, mens det lilla er fra skannet.



Figur 12-13 Redigert overgang mellom motor og fly
(SolidWorks, 2009)



Figur 12-14 Motoren ferdig modellert
(SolidWorks, 2009)

12.1.8 Verifisering av modellens hovedmål

De forskjellige delene som nå var modellert ble deretter satt sammen med flymodellen i en sammenstilling. Først brukte vi eksisterende punkter og plan til å sette opp delene i riktig posisjon, deretter brukte vi "Split line" for å gjøre overgangene mest mulig ryddig før vi til slutt igjen brukte funksjonen "Loft surface" mellom kroppen, haleseksjonen og vingen. Nå merket vi bakdelen med å bruke en håndlagd modell som skannes og forstørres. Selv om mål og former så veldig riktige ut, viste det seg at modellen ikke var helt nøyaktig. Spesielt vingeprofilet skapte utfordringer. Vi hadde riktignok modellert en vinge som hadde riktig profil, men der vår vinge skulle festes til kropp og motorer, så vi hvor unøyaktig vingeprofilet på den skannede modellen var. Det krevde mye jobb å få delene til å passe sammen på en skikkelig måte. Etter mye finpuss av sammensetningen ble den endelig god nok. Dermed kunne vi måle opp hovedmål for å verifisere vår egen SolidWorks -modell. Resultatet ble som følger (alle mål i millimeter):

Tabell 12-1 Sammenligning av dimensjoner

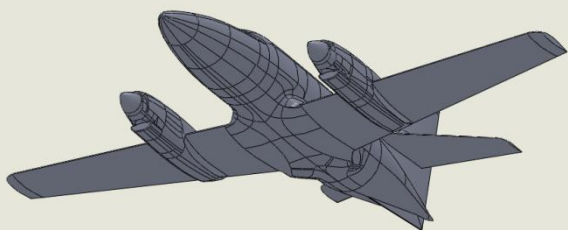
Data (mm)	Våre data	Eksterne data	Differanse
Lengde	12538	12850	-312
Vingespenn	14009	14097	-88
Bredde, haleseksjon	4823	4862	39

Etter å ha oppdaget hvor mange tilnærminger som var gjort med modellen på forskjellige områder, syntes vi disse resultatene ble gode nok. Hvor mye disse differansene vil ha å si for analysen er usikkert, men ettersom vi kun skal sammenligne med interne analyser og ikke eksterne data, vil differansene i praksis ikke ha noe å si.

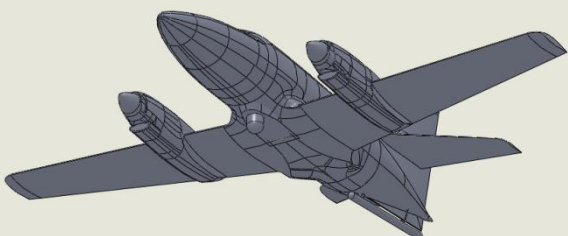
Flyets massemidtpunkt (Center of Gravity, CG)

For at vi kunne definere momentkoeffisienten, ønsket vi å definere koordinatsystemets origo i flyets massemidtpunkt. Ved flyets vekt på 12 500 pund, kunne vi lese av en verdi på 21,5 % av MAC (mean aerodynamic chord) som tilsvarte 1,94 meter. Dette førte til at vårt origo måtte plasseres 5,051 meter fra flyets nese og bakover (Swearingen Aircraft Corporation, 1979).

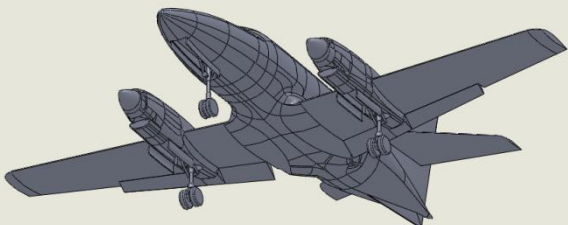
12.1.9 Ferdigstilling av de fire konfigurasjonene



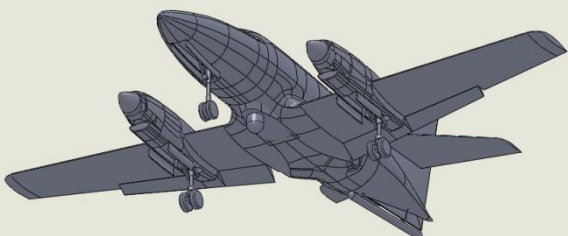
Konfigurasjon 1:
Flyet i cruise



Konfigurasjon 2:
Flyet i cruise
med modifikasjoner



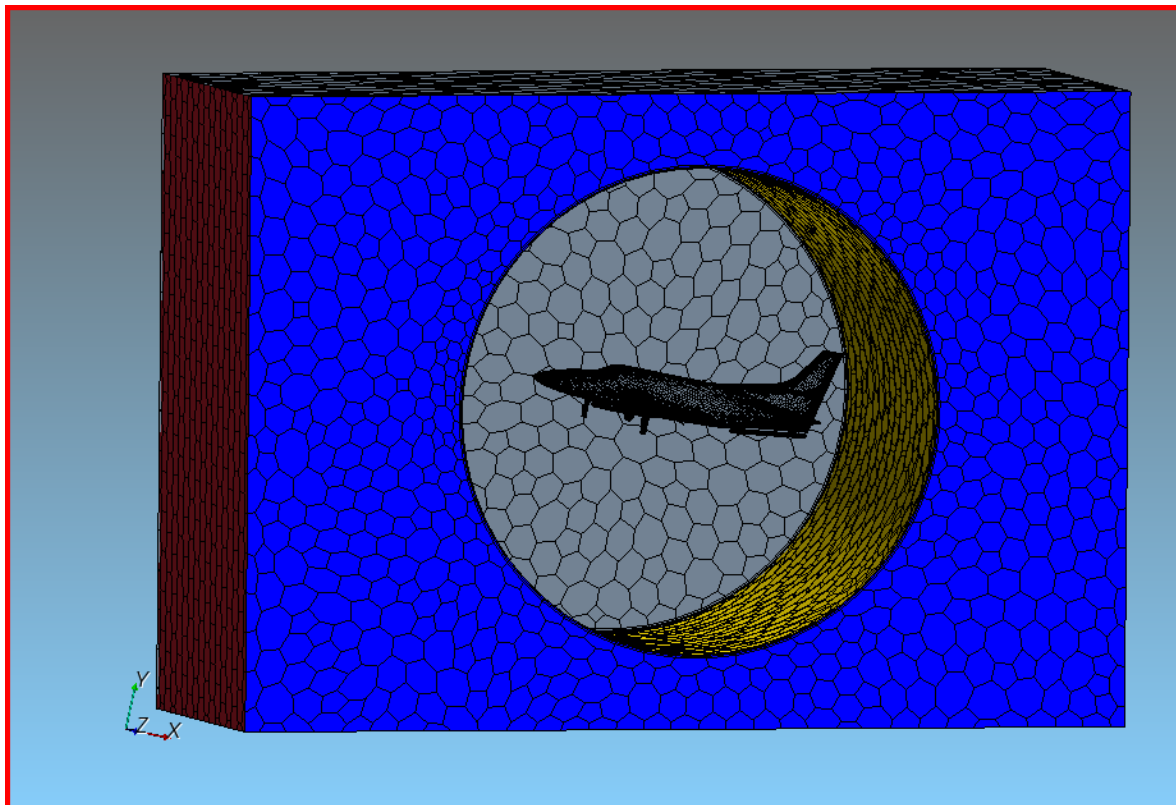
Konfigurasjon 3:
Flyet i landingskonfigurasjon



Konfigurasjon 4:
Flyet i landingskonfigurasjon
med modifikasjoner

13 Numerisk strømingsberegning på LN-SFT

STAR-CCM+ godtar geometrier i filformatet `.x_t`, bedre kjent som "parasolid". Dette er kompatibelt med blant annet SolidWorks, og etter at alle de fire konfigurasjonene var ferdigstilt i SolidWorks, ble de eksportert til STAR-CCM+. For å gjennomføre analysen ble flyet satt opp med et kontrollvolum rundt, deretter ble et mesh utarbeidet og tilslutt ble de aktuelle fysiske modellene valgt og definert. Framgangsmåten for oppbygningen av kontrollvolumet var det samme som for vingen som ble analysert, unntaket var at det nå ikke ble gjort klart for å konvergeres til 2D.



Figur 13-1 Kontrollsvolumet for halv modell (CD Adapco Star View control, 2009)

På figur 13-1 vises modellen med modifikasjoner i landingskonfigurasjon. AoA er 12° . Blå vegg er symmetriveggen som definerer halv modell (grunnen til at vi valgte å gjennomføre analysene med halv modell, beskrives senere). Den gule sylindringen som kan skimtes innvendig er overgangen mellom sylindringen og den ytre boksen. Denne er valgt til "Interface – In Place". I bakgrunnen ses den grå vegg, som definerer ytre vegg for volumet. Den røde vegg er inntaket, mens det på motsatt side er et utløp.

Klargjøring av analysens oppsett tar en stor del av den totale tiden hver analyse krever. Spesielt tidkrevende er utvikling og gjennomkjøring av meshet. Her sparte vårt oppsett oss for mye ekstra tid, da vi kun måtte rotere strømningsvolumet for å endre AoA (figur 13-1). Dermed kunne vi beholde meshet.

Flyet er plassert i en sylinder i midten av volumet. Ved å rotere den ytre boksen blir flyet stående i ro. Dermed beholder de volumetriske boksene sin relative posisjon til flyet. Det ble valgt "Interface – In Place" for overgangen mellom den ytre boksen og den indre sylinderen, og med et valgt prismelag på hver av disse, unngikk vi også å måtte bygge et nytt mesh hver gang vi roterte. Her må man passe seg litt, for de cellene mellom den ytre boksen og den indre sylinderen som ligger overens før man roterer, vil mest sannsynlig ikke ligge overens etter man har rotert. Riktignok kan dette skape problemer for programmet, fordi cellene ikke passer overens etter at volumet er rotert. Et fint mesh i overgangen mellom geometriene vil som regel gjøre at cellene passer godt nok sammen. Vår konfigurasjon fungerte bra, det var kun en gang programmet gav feilmelding med dette oppsettet. Overgangen hadde da blitt for grov, og cellene i meshet på hver side av overgangen passet for dårlig sammen. På grunn av disse glippene vi fikk mellom geometriene kunne ikke programmet beregne strømming fra den ene geometrien til den andre. Løsningen var dermed å lage et nytt mesh for denne simuleringen.

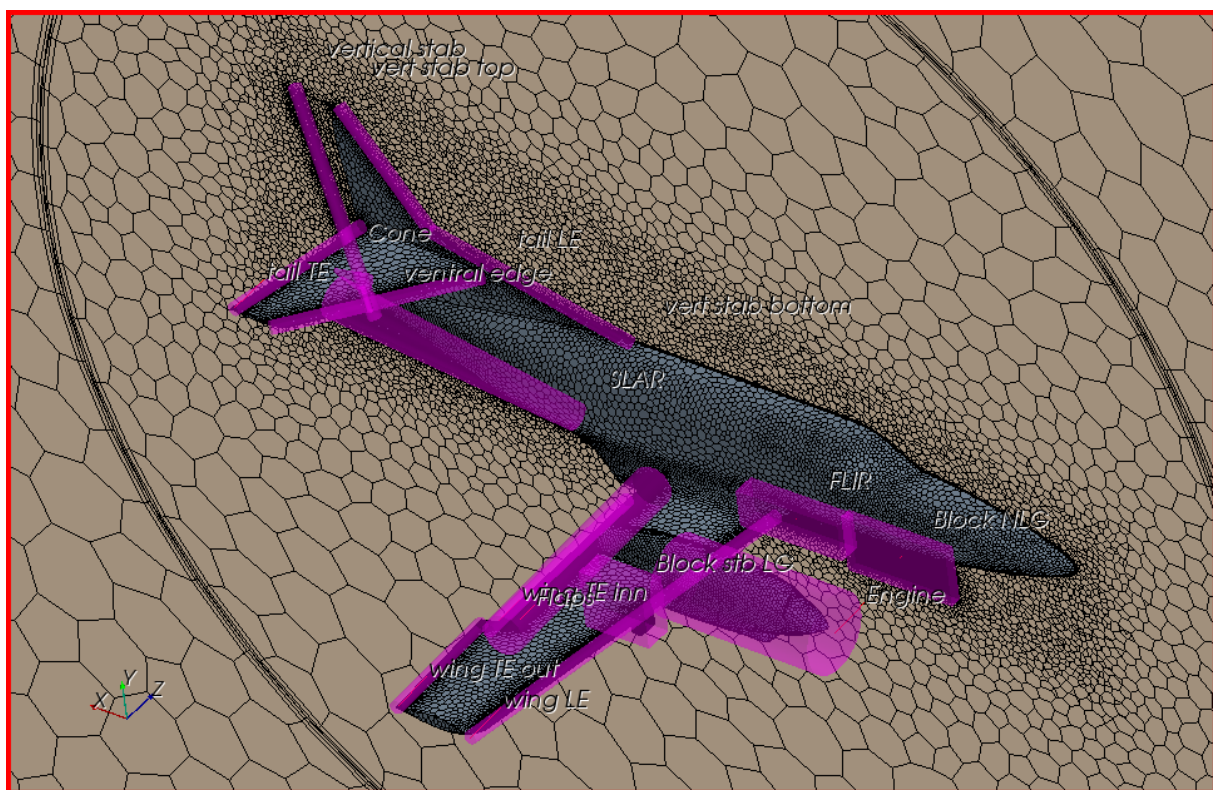
Modellen var definert som et massivt legeme i SolidWorks. Dette betyr at modelleringen er av så høy kvalitet at modellen ikke har hull og derfor er omgjort fra flater til et massivt legeme. Dette forenkler prosessen når man skal sette opp et mesh på modellen. En modell med lav kvalitet må omdefineres slik at den får bedre kvalitet. Dette gjøres med funksjonen "Surface Wrapper". Da modellen vår allerede var god nok, trengte vi imidlertid ikke å bruke denne funksjonen. Vi valgte derfor "Surface Remesher" direkte. I sammenheng med denne, valgte vi også "Polyhedral Mesh" og "Prism Layer Mesh".

Tabell 13-1 Meshverdier på flyet i STAR-CCM+

Reference Node Name	Property Name	Value
Base Size	Value	1.3 m
Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	2
Prism Layer Stretching	Prism Layer Stretching	1.5
Prism Layer Thickness>Relative Size	Percentage of Base	10
Surface Curvature	# Pts/circle	36
Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	1.3
Surface Size>Relative Minimum Size	Percentage of Base	4.0
Surface Size>Relative Target Size	Percentage of Base	100

Dette skapte et godkjent mesh rundt og i kontrollvolumet, der cellene fylte kravet til størrelse fra verdiene "Base Size" og "Relative Target Size". Vi var avhengig av et mye finere mesh på flykroppen. Dette ble oppnådd blant annet fordi kroppen har en kurvatur som ikke finnes på det kvadratiske kontrollvolumet. Ved at "Relative Minimum Size" ble satt til 4, ble cellene over alle kurvede overflater finere. Hvor mange punkter som skal defineres rundt kurvatur, styres ved "Surface Curvature". De områdene som ikke hadde tilstrekkelig kurvatur, som over- og underside av vingene og enkelte deler av kroppen, fikk ikke det detaljerte meshet. Derfor tok vi i bruk kontrollvolumer for disse. Disse bestod av en kon som dekket kroppen og halen, og en boks som dekket vingen. Disse ble også brukt for å spesifisere at flyet skulle ha et fint prismemesh som skulle ta opp grensesjiktet og avløsning av luftstrømmen.

Enkelte detaljer av flyet trengte et finere mesh enn selv flykroppen. Det finere meshet burde velges for alle detaljer som påvirker luftstrømmen spesielt mye. Det ble derfor satt opp en gruppe med kontrollvolumer rundt vingen, motoren, modifikasjonene, understellet, flapsen og haleflatene (figur 13-2). Det ble valgt et spesielt oppsett for hver av disse boksene, og etter at vi hadde sammenlignet flere forskjellige mesh, kom vi fram til et vi ønsket å gå videre med.



Figur 13-2 Volumetrisk kontroll (CD Adapco Star View control, 2009)

For å spesifisere et detaljert mesh på enkelte deler, finnes det en annen mulighet i tillegg til å velge kontrollvolumer. På regionnivå kan enkelte deler skilles ut og gis lokale betingelser. Dette valgte vi å gjøre med alle stag med en diameter på fire cm eller mindre. Dette gjaldt da de mindre stagene på landingsunderstellet, samt festestagene til SLAR.

13.1 Oppsett av fysikkmodeller på LN-SFT

For å kunne bestemme hvilket fysikkoppsett vi skal velge, trenger vi å bestemme en del ting først. Vi må vite hvilken hastighet som skal brukes, for å kunne bestemme hvilken strømningsform vi skal bruke. Det er også relevant å se om det er snakk om turbulent eller laminær luftstrøm. Vi skal nå redegjøre for valget av vårt fysikkoppsett.

13.1.1 Hastighetsanalyse

Analysene av LN-SFT kommer til å finne sted ved inkompressibel strømming (under Mach 0,3). Vi har tatt utgangspunkt i en hastighet på 180 knop for flyet "clean" og med modifikasjoner ved en angrepsvinkel på 4°. Dette tilsvarer 92.6 m/s. For å verifisere at vi ligger innunder definisjonen inkompressibel luftstrøm, regner vi ut lydhastigheten og deretter Mach-tallet.

Mach-tallet er gitt ved $Ma = \frac{V}{a}$ der V er luftas hastighet og a er lydhastigheten.

Lydhastigheten beregnes ut fra følgende formel $a = \sqrt{\gamma RT}$

der γ = er den adiabatisk inndelingen for luft, 1,4 for kald luft.

R = Gasskonstanten for tørr luft, oppgis som 287.058 J kg⁻¹ K⁻¹

T = Temperaturen, målt i kelvin

Vi regner ut luftas hastighet etter ISA (International Standard Atmosphere) der vi bruker en temperatur på 15°C, som tilsvarer 288K.

Lydhastigheten blir da $a = \sqrt{(1,4 * 287,058 * 288)}$ som blir 340.2 m/s. Dette gir oss et Mach-tall på $\frac{92,6}{340,2} = 0,272$. Vi holder oss da under Mach 0,3 og er innfor inkompressibel strømming (Conway).

Fordelen med å velge en litt lavere cruisehastighet er at vi fortsatt kan hente ut relevante opplysninger om lift og drag, uten å bruke tunge beregningsmodeller for kompressibel strømming.

13.1.2 Angrepsvinkler og hastighet

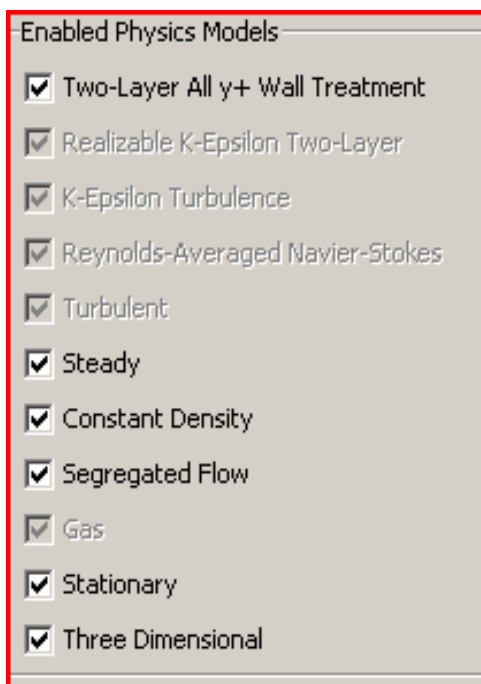
Vi har valgt å kjøre analyser for fire forskjellige angrepsvinkler. Vi har først to moderate vinkler på 4° og 8° som vil gi oss gode verdier på lift og drag, da det mest sannsynlig vil være en jevn luftstrømning over flyet. For å se hva som skjer med flyet nær steilegrensen har vi valgt 12° og 16°. Ut fra data vi har, kan vi anta at vingen er helt utsteilet ved 16°. Ut fra dette har vi satt følgende hastigheter ved de forskjellige vinklene.

Tabell 13-2 Hastighetsfordeling ved de forskjellige angrepsvinklene.

AoA/Configuration	Vcruise	Vcruise m/mod	Vlanding	Vlanding m/mods
4°	180 knots	180 knots	130 knots	130 knots
8°	150 knots	150 knots	116 knots	116 knots
12°	103 knots	103 knots	89 knots	89 knots
16°	103 knots	103 knots	89 knots	89 knots

Hastighetene har vi hentet ut fra ”flight manual” seksjon 2-1 og 2-2. 103 knop er steilehastigheten for flyet ”clean”, med landingsunderstell og flaps oppe. Fra diagrammet i ”flight manual” seksjon 5-13, fant vi ut at 89 knop er steilehastigheten med landingsunderstell og flaps nede. Vi skal bruke 12500 pund som vekt på flyet. For flyet i landingskonfigurasjon er flaps nede, hastigheten (”calibrated airspeed”) blir lest av. Denne gjelder kun for flyet i landingskonfigurasjon, og ved vinklene på 12° og 16° (se vedlegg) (Swearingen Aircraft Corporation, 1979).

13.2 Valg av de forskjellige modellene.



Figur 13-3 Fysikkoppsett for LN-SFT (CD Adapco Star View control, 2009)

Slik ser listen med valg av fysikkmodeller ut. Denne blir gjeldende for flyet i alle konfigurasjoner.

Vi har valgt en tredimensjonal løsning av flyet, for å få det vi trenger av opplysninger om lift, drag og strømningsmønster.

Stasjonær betyr at flyet står stille i forhold til luftstrømmen. Vi bruker da et kontrollvolum rundt selve flyet. Her velger vi da et innløp der vi kan regulere strømmingen inn på flyet.

”Gas” vil si at vi kjører en analyse med gass som viskøst medium. Her kan man også velge vann eller et ikke-viskøst medium. Vi har da spesifisert luft med alle dens fysiske verdier.

Basert på utregningene vi gjorde over, ser vi at ”segregated flow” er tilstrekkelig å bruke til våre analyser. Denne modellen er veldig egnet for strømninger som er inkompressible, der det ikke er snakk om noen sjokkbølger. Brukes i sammenheng med konstant tetthet.

Vi har valgt å kjøre en ”steady” simulasjon, selv om vi har vortex avløsning. Dette kan føre til at løsningene bruker lenger tid på å konvergere, men samtidig ser vi hele veien hvordan strømmingen oppfører seg. Denne simuleringsformen går hele tiden mot en fast løsning, mens en tidsavhengig løsning (”Implicit Unsteady”) varierer med hensyn på tiden.

Når det kom til valg av turbulensmodeller gikk vi for den mest utprøvde og vanlige modellen, K-epsilon. Denne turbulensmodellen løser turbulensegenskapene med hensyn på gjennomsnittsstrømning og diffusjon, og også produksjon og ødeleggelse av turbulensen. De to ligningene som brukes er; en for turbulent kinetisk energi k , og en for dissipasjonsraten til turbulensen ε (Versteeg & Malalasekera, 1995).

Vi bruker også ”Realizable K-Epsilon Two-Layer” da denne er den mest fleksible modellen. Den er godt egnet til fine mesh, og gir minst unøyaktighet ved mellomfine mesh. Denne brukes også dersom det er tvil om hvilken turbulensmodell man skal bruke (Versteeg & Malalasekera, 1995)

Noen fordeler med K-Epsilon-turbulensmodell (Versteeg & Malalasekera, 1995):

- En av de enkleste modellene tilgjengelig på markedet, trenger kun initial og/eller grensebetingelser for å kjøre
- God ytelse for mange forskjellige industrirelevante strømninger
- Godt etablert på markedet

Ulemper:

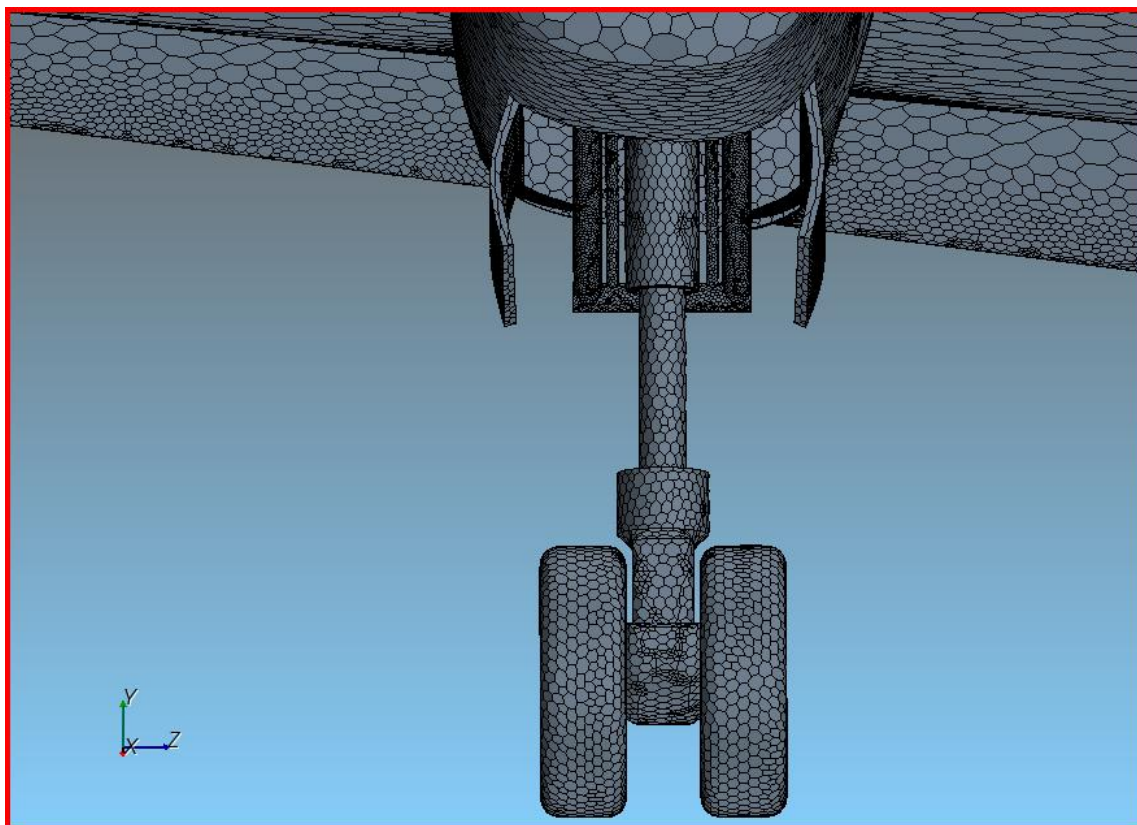
- Krever noe mer datakraft enn f. eks ”mixing length modell”, løser med to ekstra differensialligninger
- Dårlig ytelse ved enkelte problemstillinger som:
 1. Uinnskrenket strømning
 2. Strømninger med kurvede grensesjikt og virvelstrømmer
 3. Roterende strømninger
 4. Fullt utviklede strømninger i kanaler

13.3 Gjennomføring av analysene

Vårt mål var å gjennomføre alle testene med et helt fly. Derfor gjennomførte vi den tidkrevende jobben med å sette opp alle analysemodellene med hele fly. Kravene til datakraft vokste parallelt med prosjektet, og det ble etter hvert klart at våre relativt moderne bærbare datamaskiner ikke kunne håndtere den store datamengden vi jobbet med. Vi hadde etter alt hell fått anmodet at vår veileder, Hans Jørgen B. Mørch med sitt firma CFD Marin AS, var villig til å låne oss den datakraften vi kunne komme til å få bruk for. Firmaet ligger i Tvedestrand, og ettersom analysene ville komme til å bli tidkrevende, ønsket vi å se på muligheter for å gjennomføre de på universitetet. (Se vedlegg om datakraft for detaljene). Etter å ha installert STAR-CCM+ på en av de kraftigste datamaskinene på universitetet som vi kunne få bruke på deltid, skjønte vi at vi ville trenge en datamaskin ved den daglige arbeidsplassen som vi kunne disponere på heltid. Løsningen ble å leie en god maskin fra et firma i Grimstad. Denne gav oss muligheten til å sette opp analyser og lage overflatemesh, men de tyngre oppgavene som å lage volummesh og å analysere modellen ble for store også for denne maskinen. Derfor gjennomførte vi de første oppbygningene av volummesh og de første analysene i Tvedestrand. Disse var satt opp etter beste evne, men det viste seg at volummeshet måtte endres noe før vi kunne analysere, det var blant annet for fint på selve kroppen, og for grovt på haleseksjonen og modifikasjonene. Etter å ha endret oppsettet en del, satt vi igjen med klart mindre celler totalt, selv om kvaliteten på volummeshet hadde blitt bedre.

Etter mye lærdom rundt oppsettet vi hadde valgt, samt at vi gjennomførte de første analysene av flyet i cruise-konfigurasjon, returnerte vi til Grimstad og diskuterte inntrykkene. Det viste seg at analysene ville ta veldig lang tid å gjennomføre, noe som passet dårlig for begge parter. Løsningen på dette kom fra Hans Jørgen B. Mørch, han ønsket at vi delte alle konfigurasjonene av flyet i to, og analyserte videre med symmetri definert ved et midtplan. Gruppens mål om å analysere alle konfigurasjonene i hel størrelse måtte altså fravikes, og vi ønsket å verifisere at dette var rette veien å gå. Analysene av en sfære og modifikasjonen FLIR ble gjennomført både for hel og halv geometri, slik at vi kunne sammenligne resultatene. Analysen av FLIR fortalte oss at symmetri kunne implementeres som et tidsbesparende tiltak, og vi bygde opp alle modellene på nytt med halv modell og symmetriplan. Disse nye oppsettene reduserte antall celler med nesten 50 %. Dette betydde ikke bare at analysene ville gå fortere unna i Tvedestrand, men at vi nå med liten margin hadde nok datakraft på vår leide maskin til å lage volummesh og å analysere filene. Det tok riktignok lang tid å gjennomføre analysene på vår leide maskin, men ettersom det nå var mulig, kunne vi hente ut informasjon og gjøre enkelte analyser på vårt faste arbeidssted.

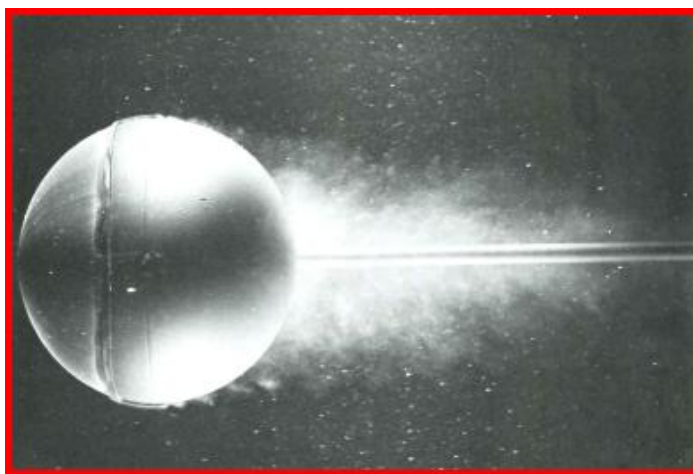
Analysene av cruise-konfigurasjonene gjennomførte vi med oppsettet vi nå hadde kommet fram til. Da vi skulle analysere landingskonfigurasjonene så vi at løsningen hadde store problemer med å konvergere. Etter i underkant av 100 iterasjoner divergerte løsningen totalt. Det var tydelig at understellet var for detaljert (figur 13-4). Vi besluttet at vi skulle gå tilbake i SolidWorks og endre understellet. Løsningen ble å fjerne understellet og lukke igjen hjulbrønnlukene i SolidWorks, for så å designe et forenklet landingsunderstell i STAR-CCM+.



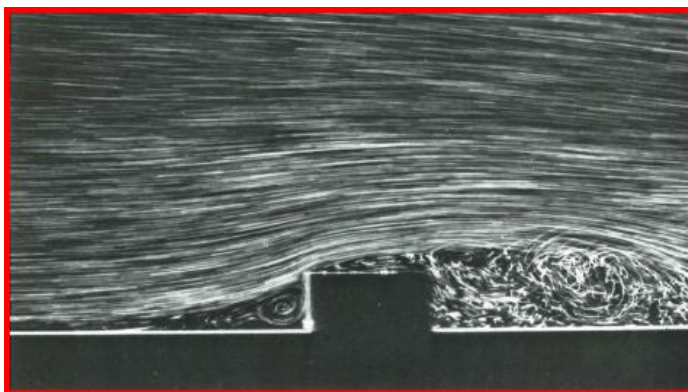
Figur 13-4 Originalt landingsunderstell (CD Adapco Star View control, 2009)

Da vi ble tvunget til å fjerne det detaljerte landingsunderstellet, måtte vi avgjøre hva som skulle erstatte disse. På dette tidspunktet var vi i tidsnød, vi hadde allerede avtalt når vi igjen skulle få låne datakraft hos CFD Marin AS i Tvedestrand. Ideelt sett burde vi her gjennomføre analyser av landingsunderstellet og de formene vi vurderte å bruke som erstatning. Dette ville gitt oss muligheten til å velge en form som gav nøyaktig like verdier som det detaljerte understellet. Vi valgte derimot å legge beregninger og logikk i grunn for valgene, noe som etter vår mening gir gode nok resultater. Vi var tross alt ikke ute etter å undersøke strømmingene rundt understellet spesielt. Ved hjelp av SolidWorks fant vi landingsunderstellenes planareal, altså det arealet luftstrømmen møter. Videre måtte vi bestemme oss for hvilken form det forenklete understellet skulle ha. Det stod mellom en sylinder og en strukket, firkantet boks.

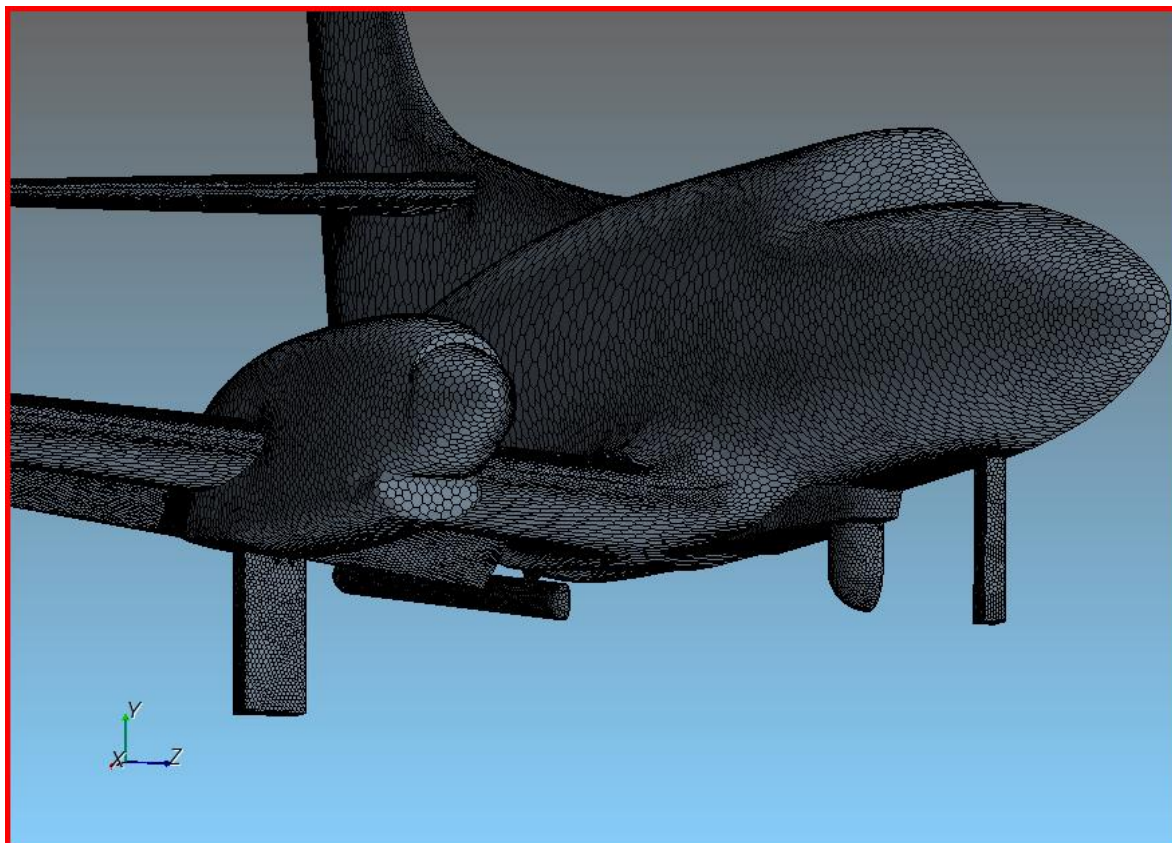
Landingsunderstellet er en detaljert konstruksjon, som skaper mye turbulens med sine sylindre, rør, ledninger og innfestninger. Spesielt i øvre del av hvert understell finnes det mange detaljer som virker forstyrrende på strømmingen. Figur 13-5 viser avløsningen fra en sylinder ved et Reynoldstall på 30000. Denne har avløsningspunkt relativt langt bak, ved hjelp av en "trip wire" på fremre halvkule. En såkalt "trip wire" skaper turbulens. På samme måte vil en sylinder i kombinasjon med et høyt Reynoldstall skape turbulent strømming og sen avløsning. Reynoldstallet for den formen vi velger som landingsunderstell vil være høyt på grunn av luftstrømmens høye hastighet. Derfor valgte vi en boks som forenklet landingsunderstell, fordi denne gir en høyere grad av turbulens i bakevjen (figur 13-6).



Figur 13-5 Avløsning fra sylinder (Dyke, 2007)



Figur 13-6 Avløsning fra kloss (Dyke, 2007)



Figur 13-7 Modifisert landingsunderstell (CD Adapco Star View control, 2009)

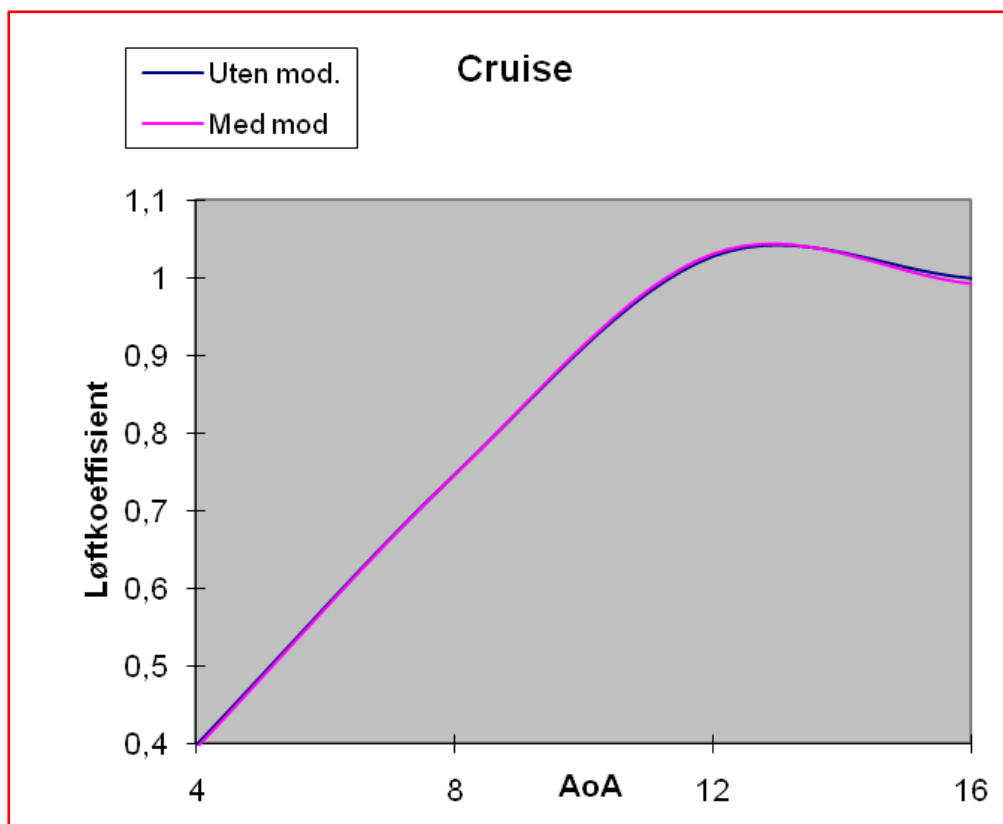
Vi hadde nå oppnådd en enklere modell med det nye understellet. At det fungerte så vi da vi igjen kjørte analysene i Tvedestrand, ettersom analysene nå ikke lenger divergerte. Samtidig som C_D for det nye understellet er relativt likt, gir det mye turbulens i bakevjen. Dette er spesielt viktig for NLG (nose landing gear), ettersom dette påvirker FLIR og SLAR.

13.4 Resultater

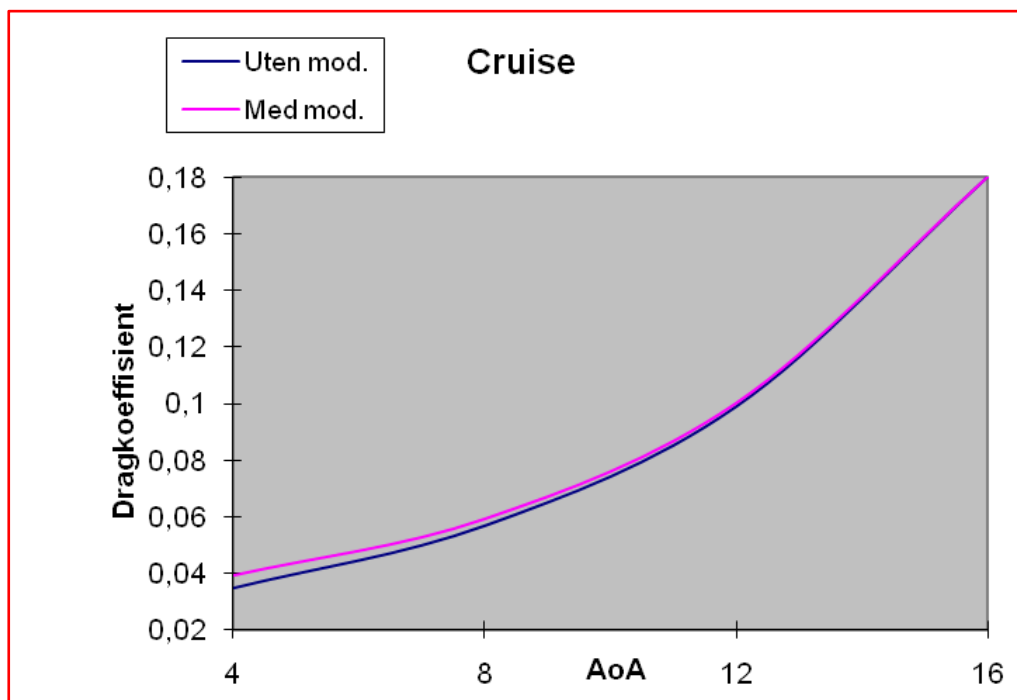
Analysene ble i hovedsak gjennomført på datamaskinen i Tvedestrand. Riktignok gjennomførte vi også noen analyser på vår leide maskin, men ettersom det tok omtrent en hel natt å gjennomføre hver analyse, rakk vi ikke å gjennomføre så mange før de resterende var ferdige i Tvedestrand. Resultatplottene for C_L , C_D og C_M er illustrert på de neste sidene.

Resultatene for 4° og 8° AoA gav godt konvergente svar. For 12° og 16° var resultatene mer ustabile, men svarene kunne hentes ut da løsningene svingte svakt om faste punkt. For analysene i landingskonfigurasjon med 16° AoA var resultatene noe ustabile. Grunnen til dette er som forklart under sfære- og vingetestene. Luftstrømmen over krevende geometrier har en krevende avløsning som STAR-CCM+ ikke takler på en fullgod måte. Dette gjelder spesielt for flaps, landingsunderstell og modifikasjoner.

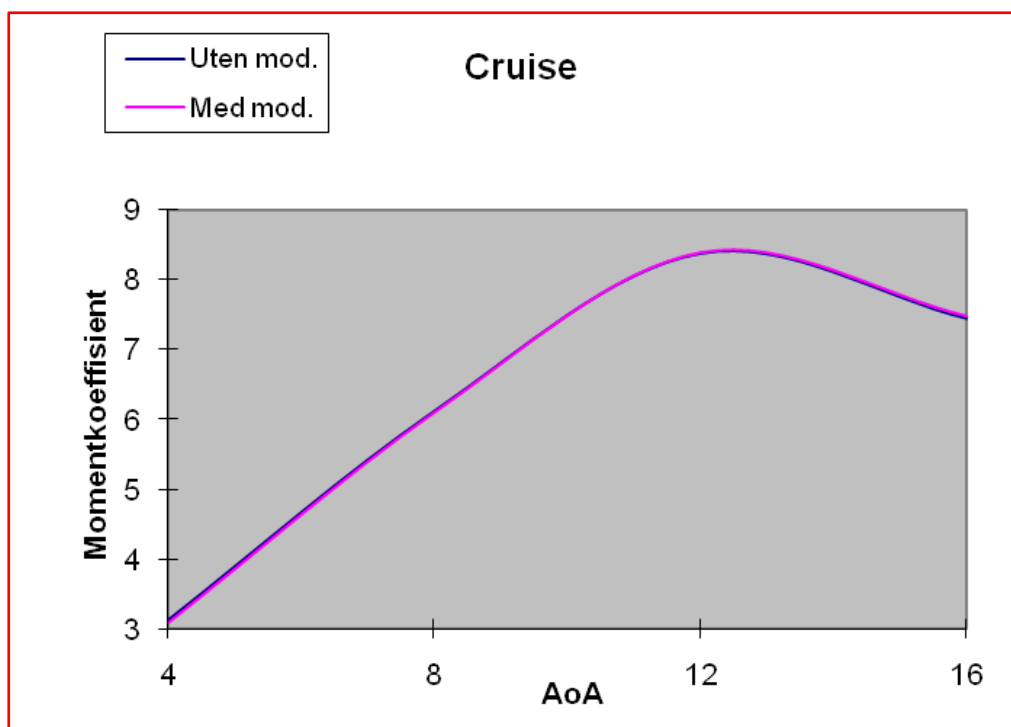
Resultatene presenteres under. For å forsøke gi svar til SHT, har vi valgt å lese resultatene på flere forskjellige måter. Først presenteres C_L , C_D , og C_M for flyet. Det er laget et kurvesett for flyet i cruise og et for flyet i landing.



Figur 13-8 Løftkoeffisient cruise

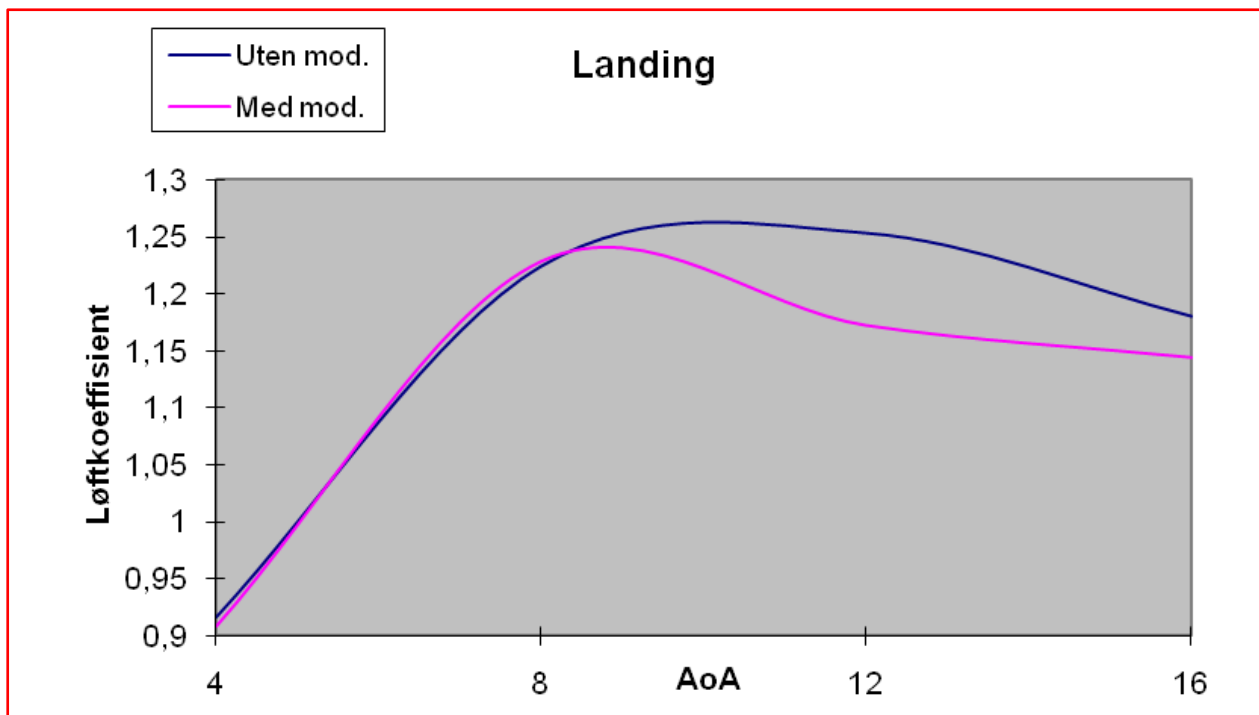


Figur 13-9 Dragkoeffisient cruise

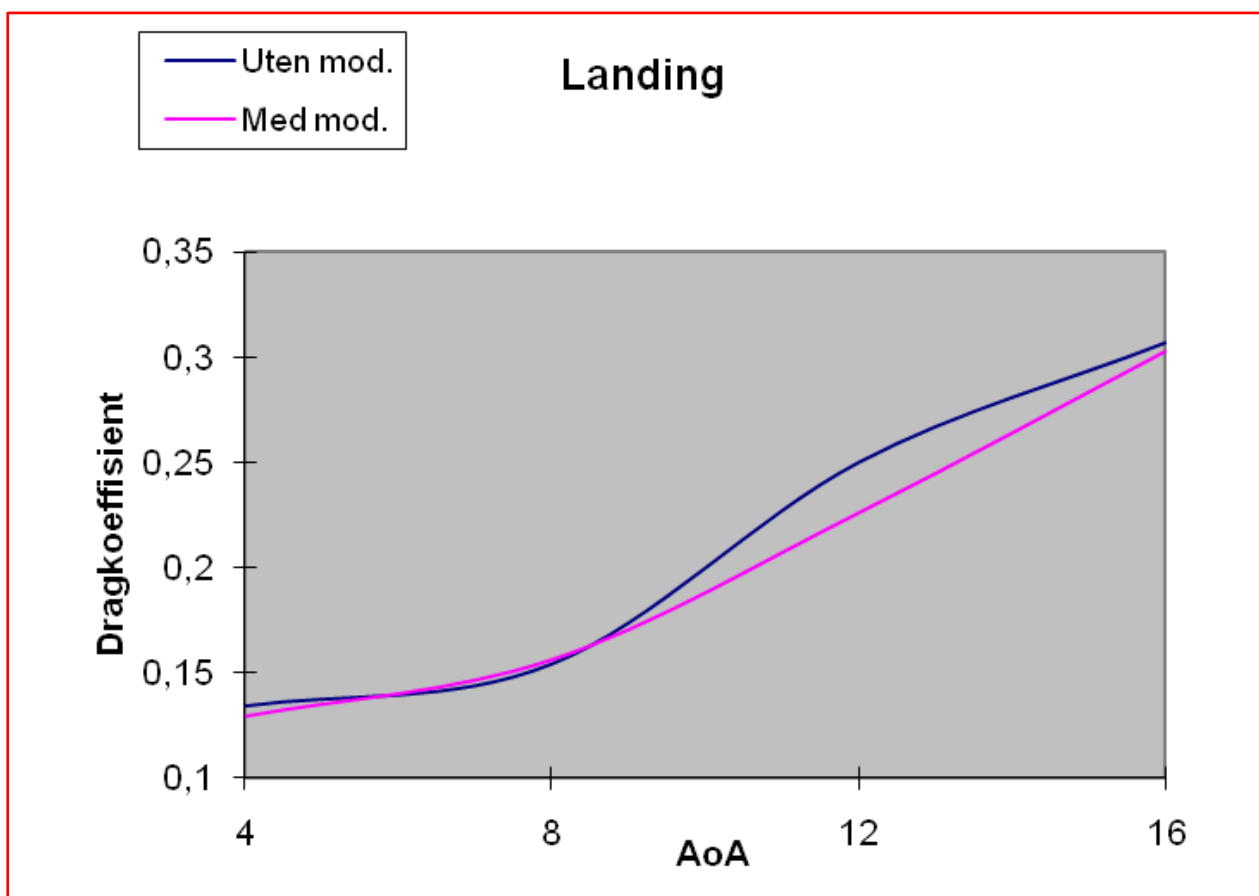


Figur 13-10 Momentkoeffisient cruise

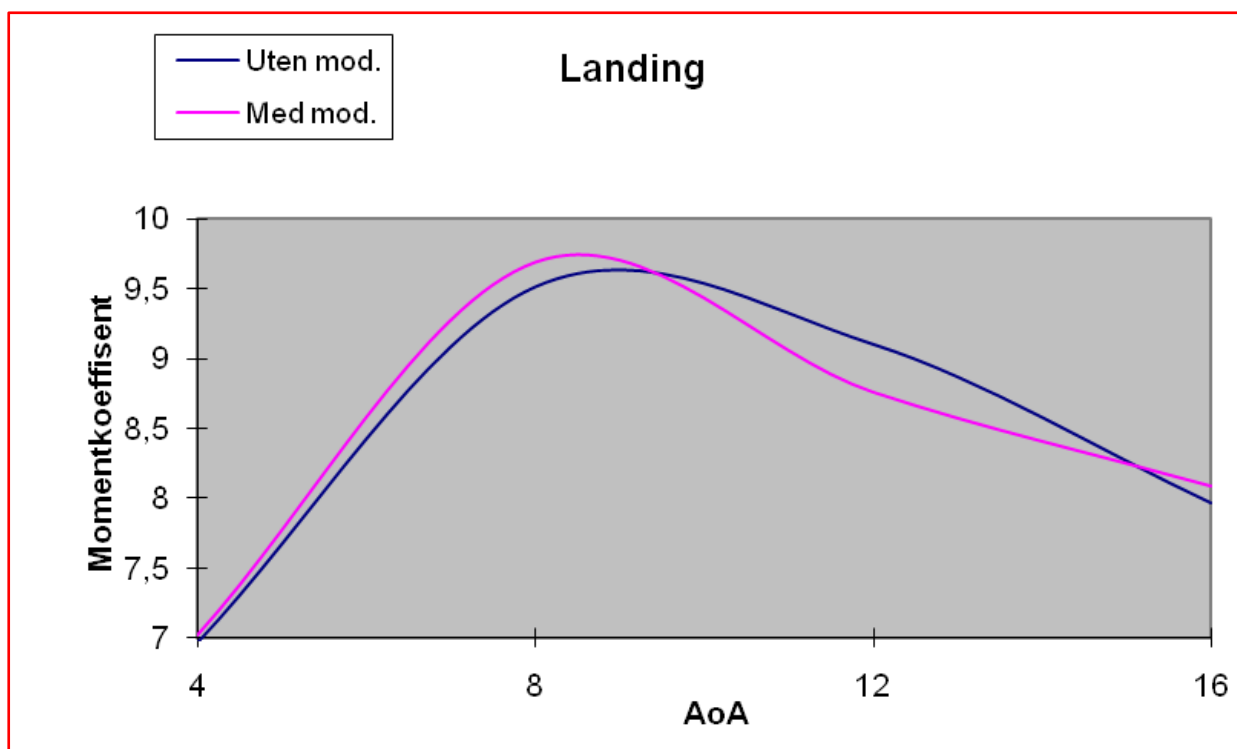
Grafene viser et nær likt resultat for flyet med og uten modifikasjoner. Det er naturlig nok en liten økning i C_D for flyet med modifikasjoner. Resultatene for C_D på henholdsvis FLIR og SLAR vil bli vist som egne resultater senere.



Figur 13-11 Løftkoeffisient landing



Figur 13-12 Dragkoeffisient landing



Figur 13-13 Momentkoeffisient landing

Resultatene for landing med modifikasjoner viser feil verdier for AoA på 12°. Etter å ha kontrollert alle verdier, konkluderte vi med at denne analysen gav uriktige resultater. Dette vises enda tydeligere, da vi så nærmere på koeffisientverdiene for halefinnen (tabell 13-7). De andre analysene gav oss de resultatene vi trengte. Spesielt resultatene fra cruise som konvergente veldig godt.

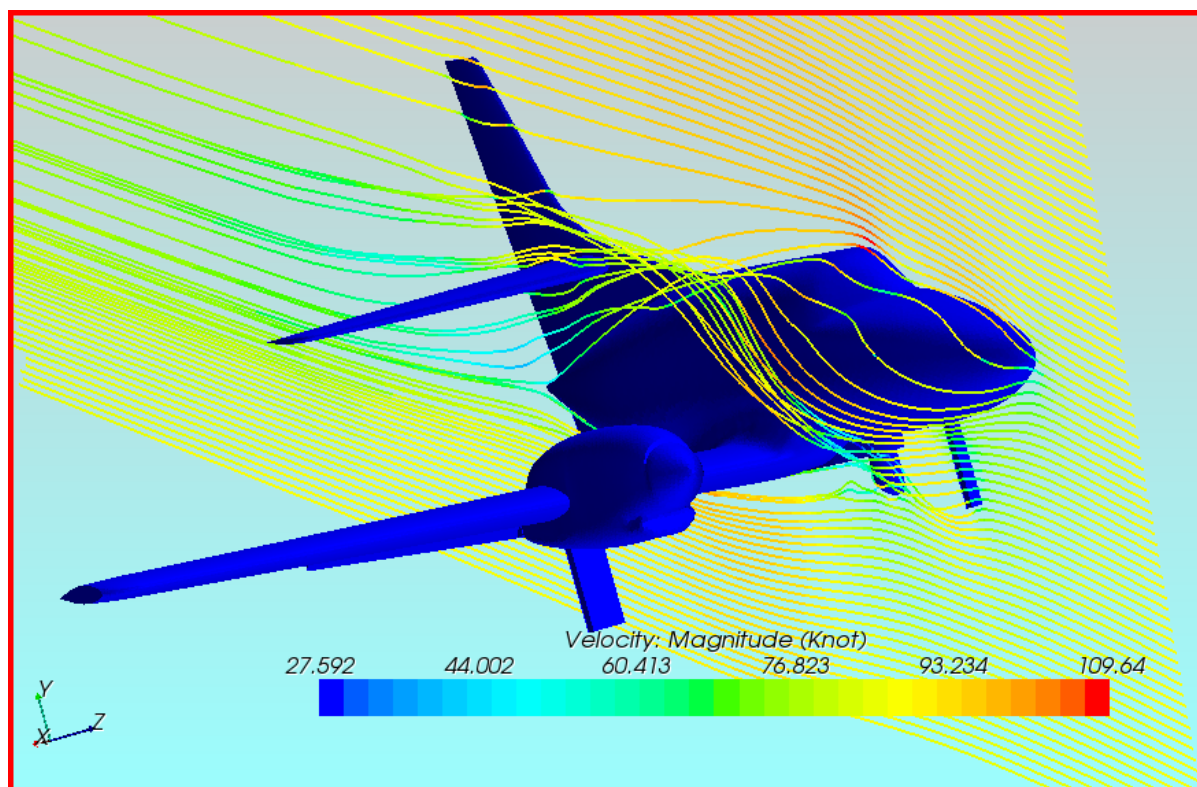
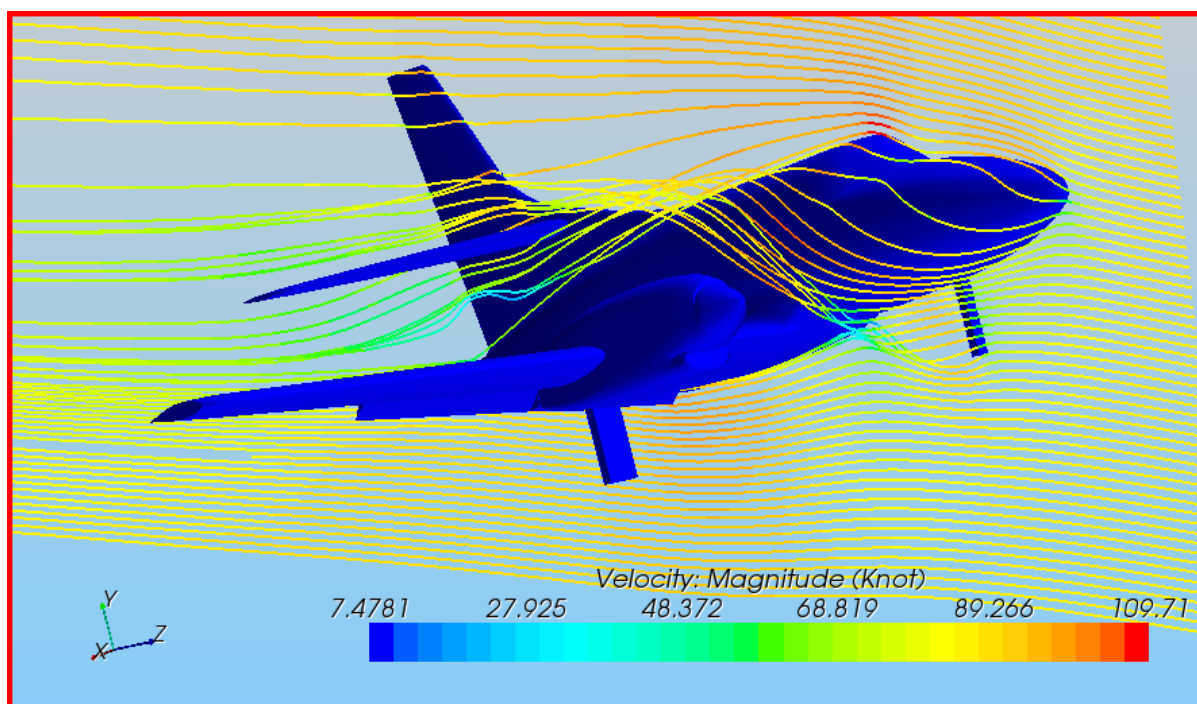
13.5 Strømlinjer

Strømlinjer er definert som de naturlige linjene en masseløs partikkel vil følge luftstrømmen. Hastigheten til et punkt som beveger seg langs en slik linje er alltid tangent, noe som betyr at masse ikke kan bevege seg på tvers av linjene.

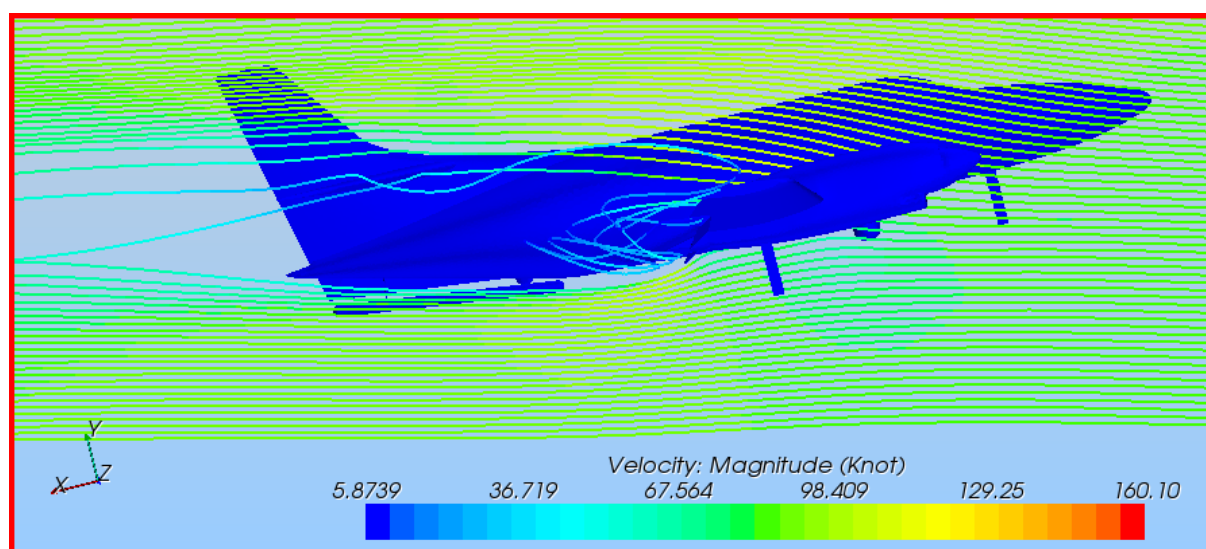
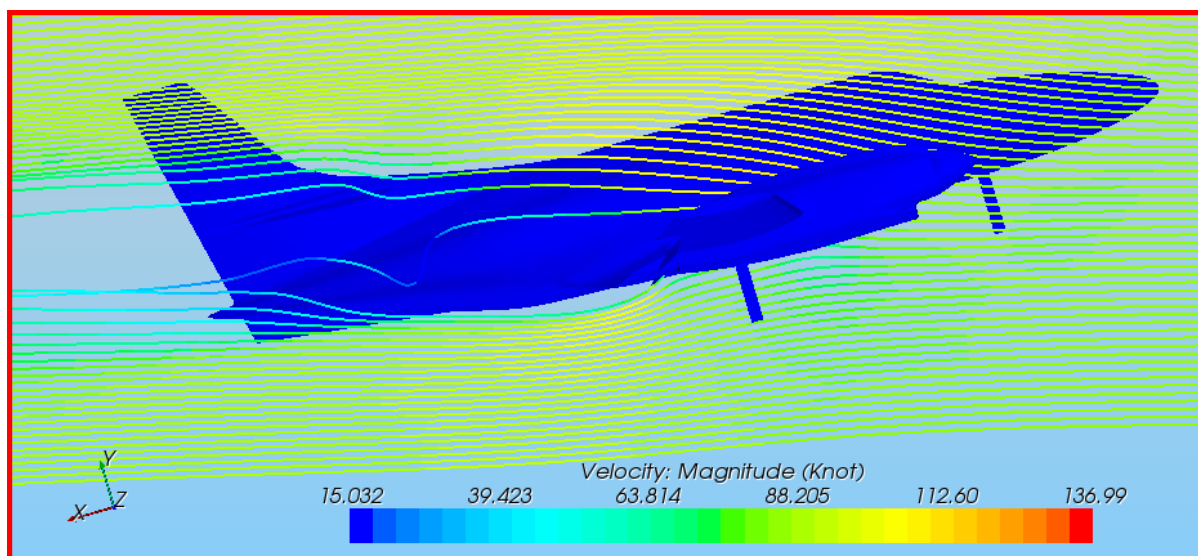
Luftstrømmen påvirkes hele veien av geometrien den passerer. Nærmest geometrien påvirkes luftstrømmen mye, mens den avtar med økende avstand fra geometrien. Hvor langt ut luftstrømmen påvirkes, vil avhenge av mye, blant annet kurvaturen til geometrien. For å visualisere denne strømmingen i volumet rundt flyet, har vi valgt å bruke strømlinjer. Dette er et simuleringsverktøy som må brukes med omhu, fordi de viser et gjennomsnitt av strømmingen. De vil altså ikke være egnet til å vise detaljene for hva som skjer rundt eksempelvis FLIR dersom de er satt opp til å visualisere strømmingen rundt hele flyet. For å vise detaljer må strømlinjene derfor rettes inn i området foran selve detaljen, og parameterne må settes riktig.

Vi valgte å plote strømlinjer med nøyaktig samme oppsett for hver av konfigurasjonene ved aktuelle AoA. Dette gjorde vi for å prøve å vise om modifikasjonene rundt flyet forstyrret luftstrømmen. For å være mest mulig sikre på at resultatene ble så like som mulig, har vi bygd opp et eksakt likt mesh på hver modell. Ved også å definere strømlinjene på eksakt samme måte der vi ønsket å sammenligne to konfigurasjoner, har vi oppnådd et så sikkert resultat som mulig. Dermed er eneste feilkilde for forbundet med programmets utregninger.

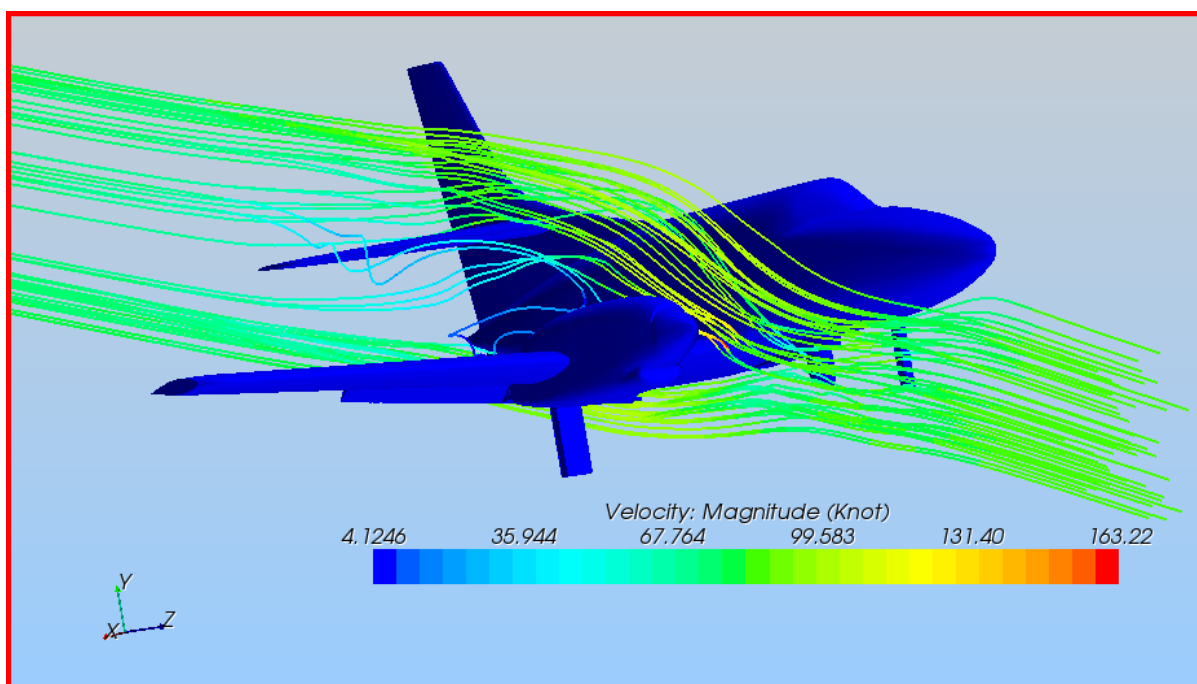
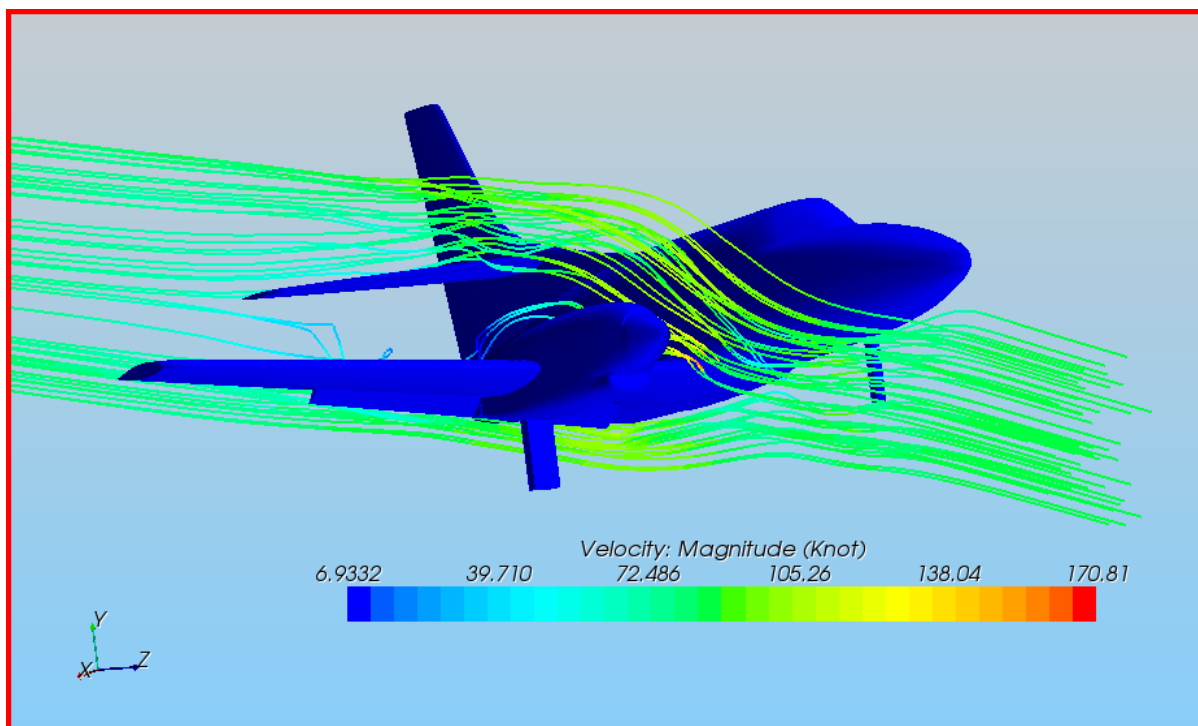
Under følger sammenligninger av konfigurasjoner med og uten modifikasjonene. To og to bilder hører sammen. AoA er 16° . Hvilken konfigurasjon som vises skal gå klart frem av bildene:



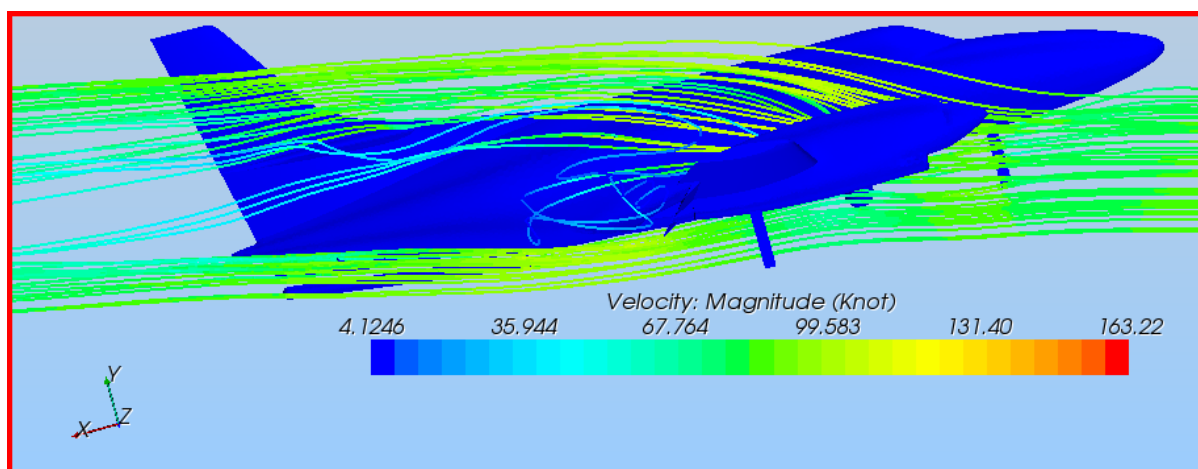
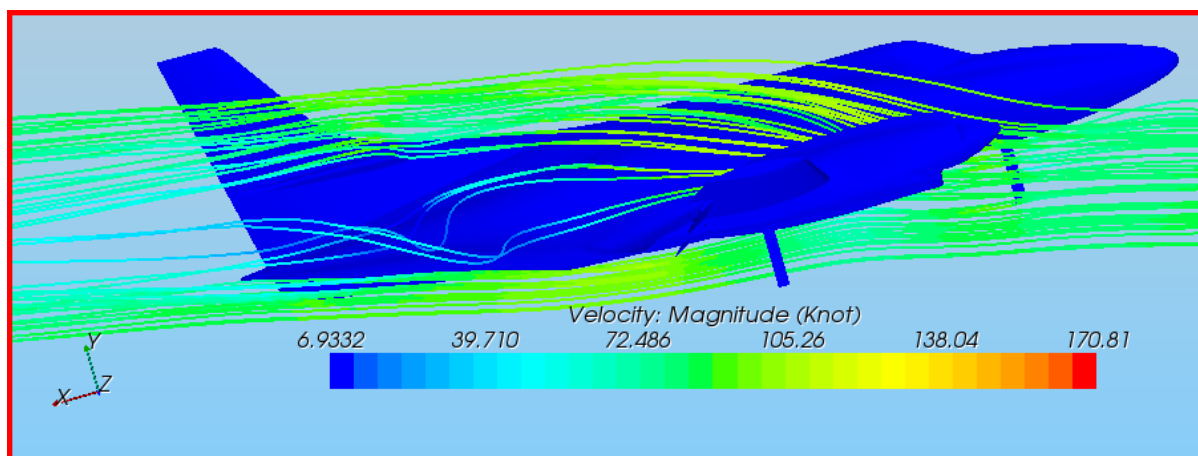
Figur 13-14 "Line seed", i symmetriplanet (CD Adapco Star View control, 2009)



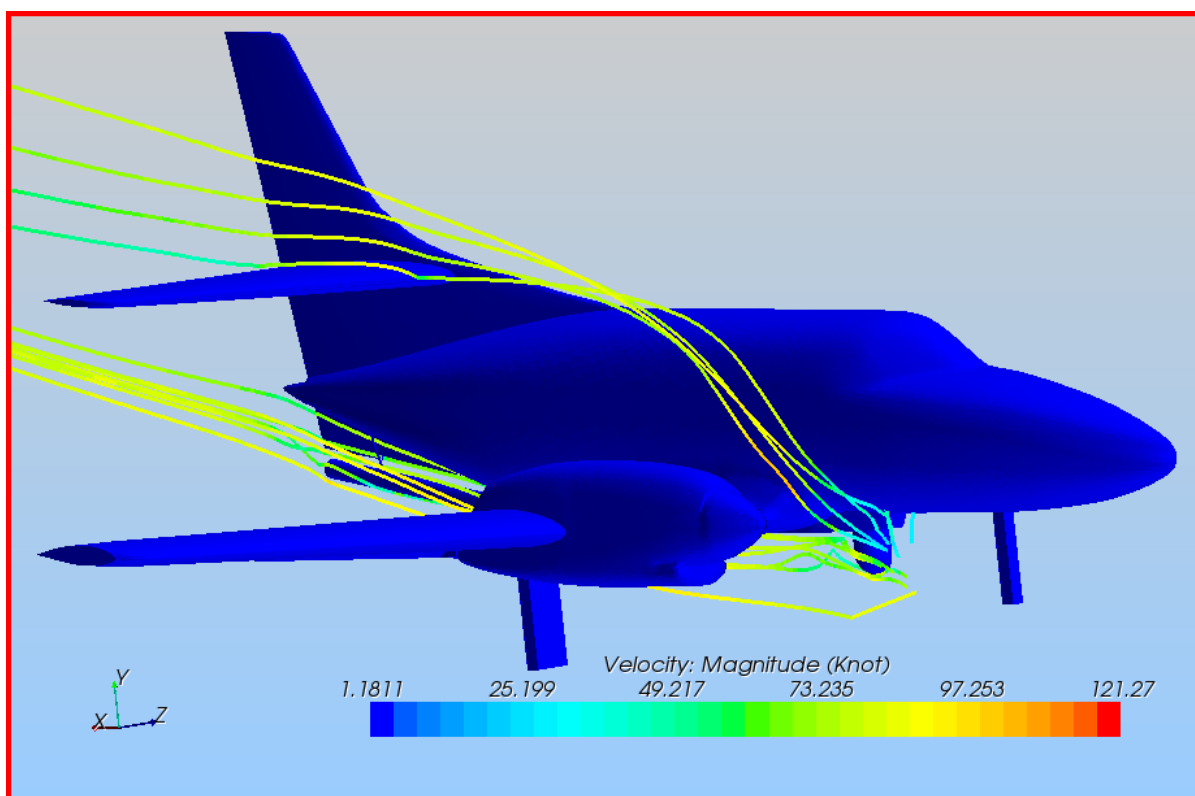
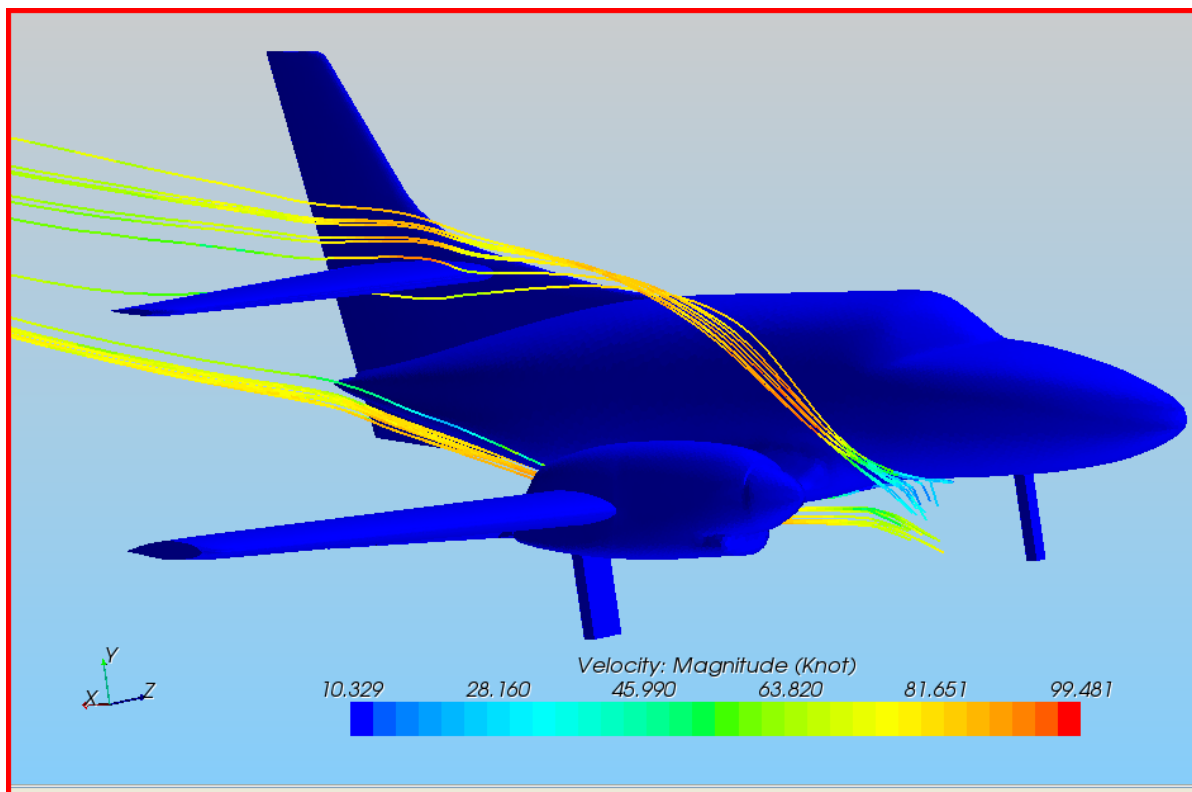
Figur 13-15 "Line Seed", -1 m fra symmetriplanet (CD Adapco Star View control, 2009)



Figur 13-16 "Point Seed", i symmetriplan (CD Adapco Star View control, 2009)



Figur 13-17 Point Seed”, i symmetriplan (CD Adapco Star View control, 2009)



Figur 13-18 "Point Seed", i symmetriplan (CD Adapco Star View control, 2009)

Det er tydelig at modifikasjonene gir en viss innvirkning på strømmingen. For å si om de har gitt en stor innvirkning, vil vi sammenligne disse resultatene med de andre resultatene fra analysen.

13.6 Modifikasjonene

FLIR og SLAR ble skilt ut som egne deler. Dette ble gjort i STAR-CCM+ ved hjelp av ”Split by Patch” og ”Split by Angle”. Sistnevnte er relativt tungvint, men måtte brukes fordi vi måtte slette den importerte geometrien da vi endret AoA.

Vi valgte å monitorere både FLIR og SLAR hver for seg. Samtidig var de en del av flyet da vi monitorerte dette. Dermed kunne vi sammenligne verdiene for hele modellen med verdiene for hver av modifikasjonene. Resultatene vises i tabellene under. I den siste kolonnen presenteres antall prosent hver av delene bidro til den totale C_D . Som vi ser bidrar FLIR til betydelig mer drag enn SLAR. Allikevel er det totale bidraget til modifikasjonene prosentvis meget lav, $< 5\%$.

Tabell 13-3 C_D verdier for flyet i cruise, AoA = 16°

Geometri	C_D	% av total
Flyet, cruise m/mod	0,18	
FLIR	0,0053	2,94
SLAR	0,0006	0,33

Tabell 13-4 C_D verdier for flyet i cruise, AoA = 12°

Geometri	C_D	% av total
Flyet, cruise m/mod	0,099	
FLIR	0,0043	4,34
SLAR	0,0006	0,61

Tabell 13-5 C_D verdier for flyet i landing, AoA = 16°

Geometri	C_D	% av total
Flyet, landing m/mod	0,301	
FLIR	0,0078	2,59
SLAR	0,00048	0,16

Tabell 13-6 C_D verdier for flyet i landing, AoA = 12°

Geometri	C_D	% av total
Flyet, landing m/mod	0,219	
FLIR	0,005	2,28
SLAR	0,00048	0,22

13.7 Halefinne

Halen på et fly gir et kritisk bidrag til stabilitet i lengde- og sideretning. Ved steiling har halen den viktige oppgaven å bidra til at nesene på flyet rettes ned. For fly med halen montert høyere enn hovedvingen, vil luftstrømmen fra hovedvingen virke forstyrrende på halen ved relativt høy AoA. Et godt eksempel er flyet BAC One-Eleven, som har en typisk T-halekonfigurasjon. Havariet på G-ASHG i 1963 skapte en debatt rundt fly med denne konfigurasjonen. Endringer kom i form av ”stick-pusher”. Samtidig ble det bestemt at testfly med T-hale skulle utstyres med en fallskjerm i halen, som kunne gi påkrevd nese-ned moment dersom steiling inntraff. Fairchild SA-226 T(B) har en haleseksjon med høye horisontalfinner. Derfor fokuserte vi spesielt på disse.

Vi valgte å skille ut den horisontale delen av halen for å se om denne gav oss tydelige forskjeller i C_L og C_D for de forskjellige konfigurasjonene. Resultatene ble som følger:

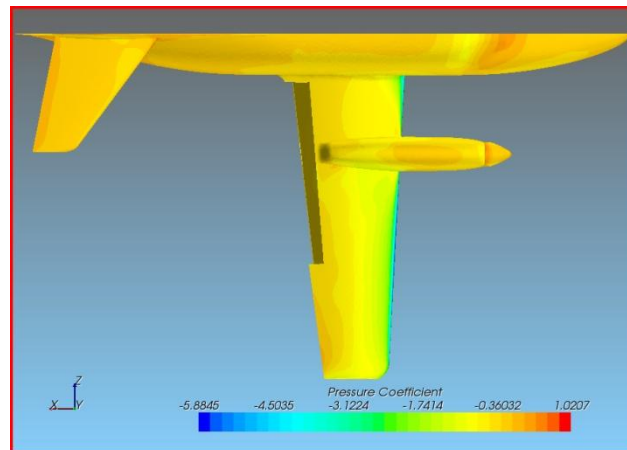
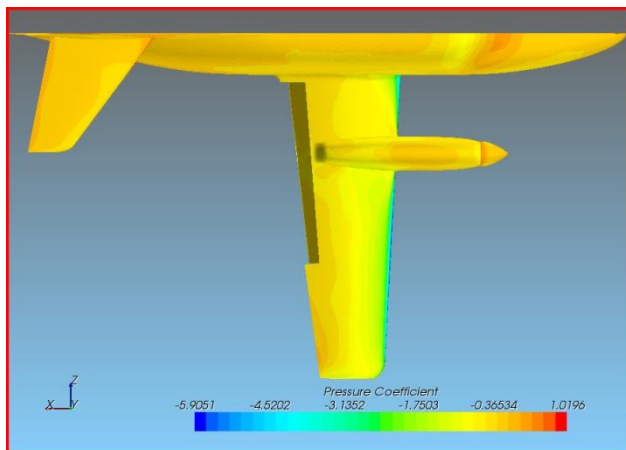
Tabell 13-7 C_L og C_D verdier for halefinnen.

Geometri	AoA	C_L	C_D
Cruise u/ mod. - halefinne	16	0,243	0,070
Cruise m/ mod. - halefinne	16	0,244	0,072
Cruise u/ mod. - halefinne	12	0,240	0,050
Cruise m/ mod. - halefinne	12	0,246	0,050
Landing u/ mod. - halefinne	16	0,34	0,79
Landing m/ mod. - halefinne	16	0,31	0,071
Landing u/ mod. - halefinne	12	0,48	0,08
Landing m/ mod. - halefinne	12	0,035	0,021

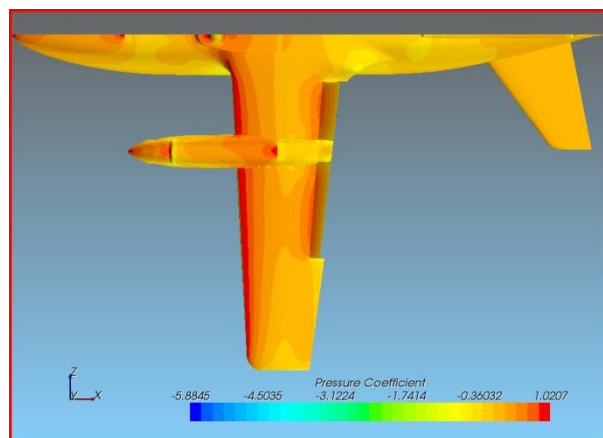
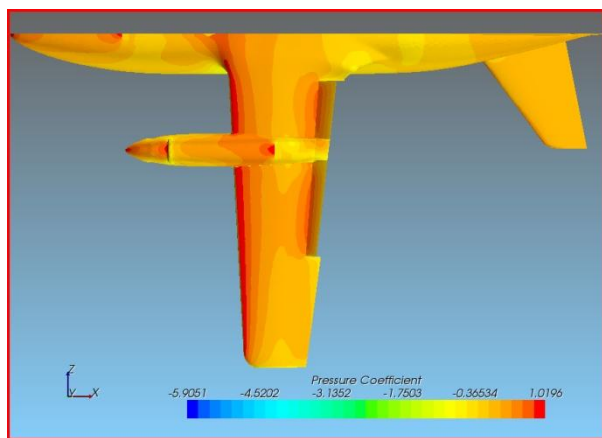
Som beskrevet tidligere fikk vi unøyaktige verdier for analysen av landing med modifikasjoner, 12° . Dette er spesielt tydelig for verdiene vi hentet ut fra halefinnen. Vi kontrollerte alle valgte verdier og gjennomførte analysen på nytt, men resultatet ble stadig unøyaktig. Derfor valgte vi å overse resultatet fra denne analysen.

13.8 Trykkplott

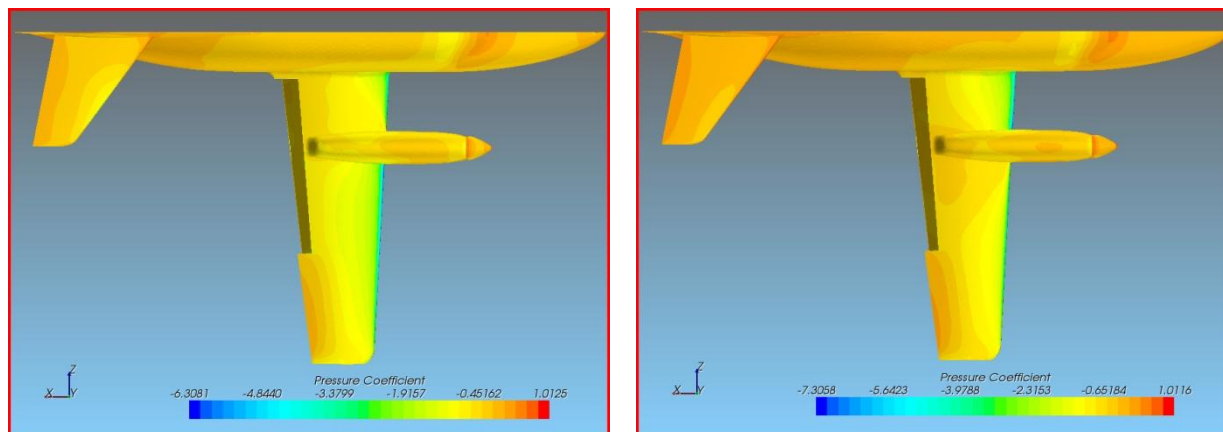
Vi ønsket å se på trykkoeffisienten for flyet med og uten modifikasjoner. Spesielt halen interesserte oss, da luftstrømmen på denne muligens vil være forstyrret av modifikasjonene. Alle bilder til venstre er av flyet uten modifikasjoner, bilder til høyre er av flyet med modifikasjoner.



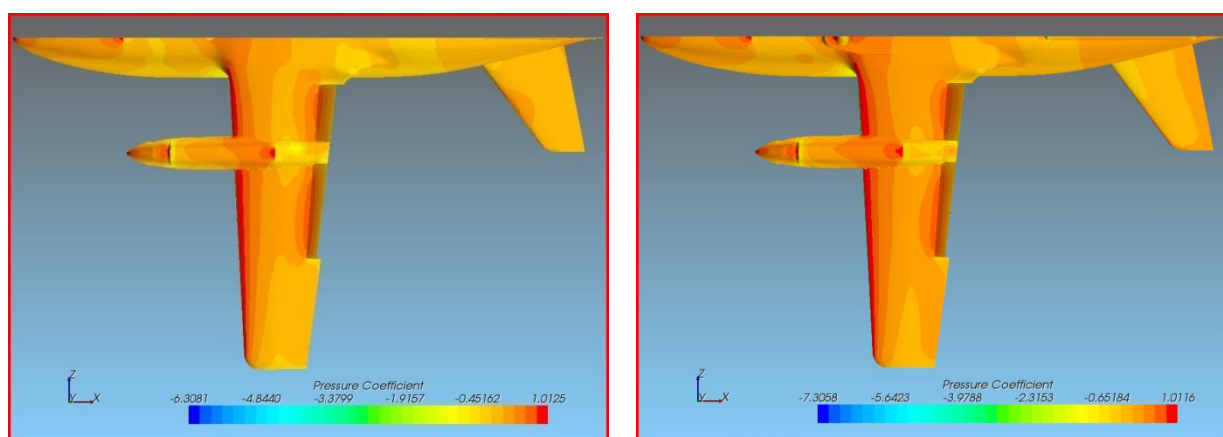
Figur 13-19 AoA = 16° , trykkoeffisientplott på oversiden (CD Adapco Star View control, 2009)



Figur 13-20 AoA = 16° , trykkoeffisientplott på undersiden (CD Adapco Star View control, 2009)



Figur 13-21 AoA = 12° , trykkoefisientplott på oversiden (CD Adapco Star View control, 2009)



Figur 13-22 AoA = 12° , trykkoefisientplott på oversiden (CD Adapco Star View control, 2009)

Trykkoefisientplottene gav oss et innblikk i forskjellen mellom konfigurasjonene. På enkelte av bildene vises en forskjell på halen, men en lignende forskjell finner man også ytterst på hovedvingen hvor det ikke skal burde være noen merkbar forskjell. Mest sannsynlig kommer denne forskjellen av at løsningene under analysene oscillerer noe. Dermed kan den ene analysen være noe forskjøvet i forhold til den andre. Dette betyr igjen at modifikasjonene ikke gir noen stor endring for trykket.

14 Oppsummering

Målsetningen for dette prosjektet var å kunne gi et svar til SHT rundt de spørsmålene de stilte (se innledning). Etter havariet av LN-SFT, der det ikke finnes vitner, må alle tenkelige teorier rundt havariårsaken gjennomgås. En av SHTs teorier kunne besvares ved hjelp av numerisk strømningsanalyse. SHT kunne ikke frembringe en CAD-modell. Det samme gjaldt firmaet M7 Aerospace, som i dag sitter med vedlikehold av flytypen. Derfor innbefattet prosjektet også å utvikle nødvendige modeller. Gjennom en tidkrevende prosess ble en skalamodelle omgjort til en 3D CAD-modell. Denne modellen kunne så eksporteres til strømningsprogrammet vi ønsket å bruke, STAR-CCM+.

Underveis var vi nødt til å gjøre visse forenklinger, slik at modellen ble klargjort til analyser i STAR-CCM+. En eksakt modell der alle detaljer er med blir for innviklet å analysere. Derfor endret vi de mest detaljerte områdene. Overgangen mellom vinge og flaps ble lukket igjen, og landingsunderstellet ble erstattet med enkle former. Samtidig ble hjulbrønnlukene fjernet.

Sammenlignet med reelle tilfeller ble det også gjort andre forenklinger. Luftstrømmen i STAR-CCM+ er konstant under hele analysen. I virkeligheten varierer både styrken og retningen i luftstrømmen med tiden. Dette kan etterlignes i STAR-CCM+, men for å eventuelt gjenskape det reelle burde man være veldig sikre på dataene. Vi valgte å se på et generelt tilfelle, der hastigheten og retningen på luftstrømmen ble satt konstant.

De analyseklare filene viste seg å bli relativt store (rundt 2 GB). Kravene til datakraft ble også stor. Spesielt kravet til internminne viste seg å bli den viktigste flaskehalsen. Vår leide maskin hadde kapasitet over en normal datamaskin, men med et internminne på 8 GB holdt den ikke mål for de første filene, der flyet var satt i full størrelse. Vi gjennomførte derfor de fleste analysene hos Hans Jørgen B. Mørch og firmaet CFD Marin AS. Etter at modellen ble halvert, kunne vi gjennomføre analyser på vår leide maskin, men disse var veldig tidkrevende.

15 Konklusjon

Gjennom en givende prosess har vi foretatt numerisk strømningsanalyse av flyet SA-226 T(B). Flere konfigurasjoner er studert. Det er lagt mest vekt på de høye angrepsvinklene, og da spesielt i forbindelse med at flyet er i landingskonfigurasjon. Dette var også den konfigurasjonen LN-SFT hadde da havariet inntraff.

Det er tydelig at modifikasjonene har en viss innvirkning på luftstrømmen. Ved lav AoA er ikke dette veldig kritisk. Luftstrømmen fra FLIR har ikke mulighet til å nå opp til vingeflatene. Ved høy AoA derimot, og da spesielt ved 16° , er det tydelig at luftstrømmen fra FLIR går forbi både hovedvingen og haleseksjonen. Dette vises tydelig av strømlinjene. I hovedvingens bakevje er det i nærheten av kroppen tydelig mer turbulens. Dette skapes av at FLIR genererer turbulens som går på oversiden og undersiden av vingen. Den luftstrømmen fra FLIR som går på oversiden av vingen, passerer også haleseksjonen. Dermed påvirkes også halens bidrag til stabilitet.

Etter å ha studert strømlinjene, valgte vi å se på bilder av trykkoeffisienten, C_p . Sammenligning av identiske bilder med og uten modifikasjoner, gav indikasjoner på at forskjellene generelt er små. Også på horisontalfinnene på halen er forskjellene små.

Videre studerte vi C_L og C_D for horisontalfinnene på halen og C_D for SLAR og FLIR. Verdiene for SLAR og FLIR viser at FLIR bidrar mest til økt motstand, mens SLAR er montert på en slik måte at økningen i motstand blir minimal. Motstanden FLIR bidrar til skaper 4,34 % av total motstand. Dette er hentet fra cruise ved $\alpha = 12^\circ$. Som ventet skaper FLIR en betydelig økning i luftmotstand. Det er også på dette området modifikasjonene skaper en merkbar forskjell.

Modifikasjonenes påvirkning på flyegenskapene, representert ved horisontalfinnene på haleseksjonen, er ikke like merkbar. C_L og C_D for horisontal halefinne viser en relativt liten forskjell for flyet med og uten modifikasjoner. Akkurat der strømlinjer og trykkscener viser en usikker forskjell, sier verdiene for C_L og C_D for haleflaten at forskjellene er små.

Strømningslinjene viser tydelig at flyet er utsatt for "tail-blanking" ved høy AoA. Dette er en kjent egenskap for fly med denne typen halekonfigurasjon. Selv om FLIR er med på å endre luftstrømmen, viser våre strømningsanalyser at halens luftstrøm hovedsaklig blir forstyrret av vingen.

De numeriske strømningsanalysene foretatt i programmet STAR-CCM+, viser at modifikasjonene i form av SLAR og FLIR ikke kan ha bidratt til at flyet fikk redusert stabilitet ved sakteflygning.

Resultatene ved høy AoA er usikre. Vi kan derfor ikke si noe om flyet endret steilekarakteristikk.

16 Forslag til endringer

Vi har underveis måtte gjøre en del forenklinger for å få gjort analysene. Hvis vi hadde hatt tilstrekkelig tid og maskinkraft er det en del ting vi kunne tenkt oss å ha gjort annerledes. Dette listes opp i punktene under.

Strømningsvolum:

Vi har sett at strømningsvolumet rundt flyet antakeligvis kunne vært gjort litt lengre. Strømningsvolumet er definert ved "Inlet" (foran), "Outlet" (bak), "Wall" (rundt flyet) og "Symmetry Plane" (det som deler flyet i to). Luftstrømmen har en gitt hastighet der den kommer inn i kontrollvolumet og et gitt trykk der den går ut. Hastigheten er til en hver tid satt etter matrisen fra tabell 13-2, mens utgangstrykket alltid er satt til 0 Pa (pascal). Dette betyr at luftstrømmen bak flyet må gis tid til å nærme seg 0 Pa igjen etter at den har passert flyet og bidratt til å skape trykk i luftstrømmen rundt seg. Lengden på kontrollvolumet i bakkant av geometrien styrer hvor lang tid luftstrømmen har på å utjevne trykket. For å spare på antall celler som blir dannet i meshet valgte vi å kutte ned på lengden av dette strømningsvolumet. Dette gjorde at vi kunne lage et finere mesh rundt vinger og modifikasjoner uten å skape for mange celler bak flyet.

I vårt tilfelle ble antakeligvis lengden av boksen litt for kort. Dette er også i sammenheng med at vi kjører analyser ved høye angrepsvinkler. Ettersom AoA øker, øker også trykket rundt flyet og det kreves et lengre strømningsvolum for å oppnå trykket som er gitt ved "outlet". Vi ser derfor på dette som en av grunnene til at løsningene ikke ble helt stabile for AoA på 16°.

Propeller/motorkraft:

Vi har valgt å sette flyet i en stasjonær tilstand. Dette vil si at flyet står stille i forhold til luftstrømmen, som i en vindtunnel. Vi hadde ikke gjort noen analyser med bevegelig strømming fra motorer og propell, noe som krever et bevegelig grid. Dette ville krevd mer datakraft og ville antakeligvis vært vanskelig å få til. I tillegg til dette hadde vi ingen mål eller tegninger på propellen. Antagelser på propellen ville bidratt til feilaktige løsninger. Derfor ble propellene utelatt.

Landingsunderstell:

Det var lagt opp til at analysene skulle bli kjørt med et relativt detaljert landingsunderstell. Dette ble modellert opp fra mål gjort hos SHT og fra skalamodellen vår. Det ble dessverre vanskelig å lage et fint nok mesh rundt landingsunderstellet. Når vi prøvde å kjøre analyser divergerte de, dette som følge av for grovt mesh. For å spare på antall celler valgte vi derfor å lage en tilnærming. Dette ble to rektangulære klosser som skapte tilsvarende likt drag og som fortsatt gav litt turbulent strømming.

Hel modell:

Vi hadde tenkt å kjøre alle analyser på en hel flymodell for å fange opp all strømmingen rundt de forskjellige modifikasjonene. Selv om flyet og modifikasjonene er symmetriske, mener vi at et helt fly vil fange opp eventuelle asymmetriske strømminger. På grunn av tidsmangel måtte vi dele modellen for å halvere celleantallet i strømningsvolumet. Dette gjorde at vi kunne kjøre flere analyser på relativt kort tid, og at vi fikk gjort mer arbeid på vår egen datamaskin.

17 Kilder

A C Kermode, 9. e. (1987). *Mechanics of flight*.
Longman Group UK Limited.

Abbott, I. H., & Doenhoff, A. E. (1959). *Theory of wing sections*.
USA: Dover Publications, inc.

Aerospace web. (u.d.). Hentet april 16, 2009 fra
<http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/sports/sphere-flow-comparison.jpg>

Aircraft Crashes Record Office. (u.d.). Hentet april 2, 2009 fra
<http://www.baaa-acro.com/Types%20d%27avions/Swearingen%20Merlin.htm>

American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (2003).
Aerospace Design Engineers Guide, 5th edition.
Virginia: AIAA Design Engineering Technical Committee.

Cannon EOS 350D. (2009). *Egne bilder fra kameraet til Thomas* .

CD Adapco Star View control. (2009). *Egenskapt simulering med illustrasjonsbilder*.

Conway, J. T. (u.d.). Forelesningsnotater. *fag: aerodynamikk og flymekanikk* .

Dyke, M. V. (2007, mai). *An Album of Fluid Motion* 11th edition.
Stanford, California, USA: The Parabolic Press.

Factory Direct Models. (u.d.). Hentet januar 10, 2009 fra
<http://www.factorydirectmodels.com>

FARO Laser ScanArm. (u.d.). Hentet mars 24, 2009 fra
<http://faro.com/content.aspx?ct=di&content=pro&item=1&subitem=1>

FARO Technologies. (u.d.). Hentet mars 24, 2009 fra
<http://faro.com/contentv2.aspx?ct=di&content=misc&cat=company%20information>

FARO User Manual. (2007). *Brukermanual lånt av skolen*.

PolyWorks. (2009). *Fil fra PolyWorks med illustrasjonsbilder.*

Schlichting, D. H. (1979). *Boundary-Layer Theory, 7th edition.*
McGraw Hill, Inc.

SolidWorks. (2009). *Egenmodellert del med illustrasjonsbilder.*

Statens Havarikommisjon for Transport. (2008, juli 10). Hentet januar 10, 2009 fra
http://www.sht.no/default.asp?FILE=items/2989/172/Forel%F8pig_rapport_LN_SFT_norsk.pdf

Statens Havarikommisjon for Transport. (2009). *Veiledning og informasjon.*

Stinton, D. (1997). *The design of the aeroplane.*
University press, Cambridge: Blackwell Science Ltd.

Swearingen Aircraft Corporation. (1979). Flight Manual Merlin IIIB; Section-1.
Swearingen Aircraft Corporation. (1979). Flight Manual Merlin IIIB; Section-2.
Swearingen Aircraft Corporation. (1979). Flight Manual Merlin IIIB; Section-5.

The Centennial of Flight Commission. (u.d.). Hentet april 4, 2009 fra
http://www.centennialofflight.gov/essay/Theories_of_Flight/Skin_Friction/TH11G2.jpg

Underwater Mechanics. (u.d.). Hentet april 15, 2009 fra seperation bubble:
<http://underwatermechanics.com/images2.aspx>

Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (1995).
An introduction to computational fluid dynamics, The finite volume method.
Longman Group Ltd.

Wikipedia; Computational Fluid Dynamics. (2009, februar 1).
http://en.wikipedia.org/wiki/Computational_fluid_dynamics.

Wikipedia; Laser Principle. (u.d.). Hentet mars 26, 2009 fra
<http://en.wikipedia.org/wiki/File:LaserPrinciple.png>

Wikipedia; Swearingen Merlin. (u.d.). Hentet januar 15, 2009 fra
http://en.wikipedia.org/wiki/Swearingen_Merlin

Figurliste

Figur 3-1 Analyseoversikt	7
Figur 4-1 Vinge i transonisk luftstrøm (CD Adapco Star View control, 2009).....	10
Figur 4-2 Strømning og hastighetsmønster rundt en kloss i transonisk luftstrøm. (CD Adapco Star View control, 2009)	13
Figur 4-3 Koeffisientplott (CD Adapco Star View control, 2009).....	14
Figur 4-4 Residuals plot (CD Adapco Star View control, 2009)	15
Figur 4-5 Åpningsbilde etter at man har importert geometri inn til STAR-CCM+ (CD Adapco Star View control, 2009).....	17
Figur 4-6 Kontrollvolumet rundt flyet vårt (CD Adapco Star View control, 2009)	18
Figur 4-7 Eksempel på et fysikkoppsett i STAR-CCM+	19
Figur 4-8 Eksempel på et typisk oppsett av meshmodeller	20
Figur 4-9 Referanseverdier for meshmodellene (CD Adapco Star View control, 2009).....	21
Figur 4-10 Et av de første meshene vi gjorde på vår modell (CD Adapco Star View control, 2009).....	23
Figur 4-11 Koeffisientoppsett (CD Adapco Star View control, 2009)	24
Figur 4-12 Hastighetsvektorer som viser strømningen gjennom en vifte (CD Adapco Star View control, 2009).....	25
Figur 6-1 Forskjellen på et turbulent og laminært grensesjikt (The Centennial of Flight Commission).	28
Figur 6-2 Strømning rundt en glatt sfære og en golfball (Aerospace web).....	29
Figur 6-3 Laminær strømning som treffer en kule	30
Figur 6-4 Turbulent grensesjikt som lar luften følge flaten lenger (CD Adapco Star View control, 2009)	30
Figur 7-1 Strømning over vinge (CD Adapco Star View control, 2009)	31
Figur 7-2 Utstallet vingeprofil (CD Adapco Star View control, 2009).....	32
Figur 7-3 ” Flow separation bubble” (Underwater Mechanics)	33
Figur 8-1 Mange av dagens vingeprofiler har konkav krumning på undersiden (A C Kermode, 1987).....	35
Figur 8-2 NACA 65 ₂ -215 vingeprofil, C_L og C_M som en funksjon av angrepsvinkel (Abbott & Doenhoff, 1959)	38
Figur 8-3 NACA 65 ₂ -215, C_D og C_M som en funksjon av C_L (Abbott & Doenhoff, 1959)	39
Figur 8-4 Typisk L/D-kurve (A C Kermode, 1987)	40
Figur 8-5 Trykksenteret og C_M som funksjoner av angrepsvinkel, α (Abbott & Doenhoff, 1959).....	41

Figur 9-1	C_D (y-akse) for sfære ved forskjellige Reynoldstall (x-akse)(Schlichting, 1979)...	43
Figur 9-2	"Cellset" som viser grovt mesh (CD Adapco Star View control, 2009).	45
Figur 9-3	"Celleset" med fint mesh (CD Adapco Star View control, 2009).	46
Figur 9-4	Volumbokser på vingeprofilet (CD Adapco Star View control, 2009).....	49
Figur 9-5	Hastighetsscene etter 3510 iterasjoner (CD Adapco Star View control, 2009)	53
Figur 9-6	Vingeprofilet i cylindervolumet (CD Adapco Star View control, 2009)	54
Figur 9-7	CL plottet som verdier av AoA	55
Figur 9-8	C_D plottet som verdier av C_L	56
Figur 10-1	Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1048) (Factory Direct Models).....	60
Figur 10-2	Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models).....	61
Figur 10-3	Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models).....	61
Figur 10-4	Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models).....	61
Figur 10-5	Fairchild SA-226T Merlin IIIB (Item#: FD9-1458) (Factory Direct Models).....	62
Figur 11-1	FARO Laserskanner montert på bevegelig styrearm (FARO Laser ScanArm)	63
Figur 11-2	Prinsippet bak laserskanning (Wikipedia; Laser Principle)	64
Figur 11-3	Punktsky generert fra et skann (PolyWorks, 2009).....	65
Figur 11-4	Flate generert fra punktskyen (PolyWorks, 2009)	65
Figur 11-5	Ball point probe (FARO User Manual, 2007).....	67
Figur 11-6	Laserskanner (FARO User Manual, 2007).....	67
Figur 11-7	Feste til tripoden og flyet (Cannon EOS 350D, 2009).....	68
Figur 11-8	Flyet festet på tripoden (Cannon EOS 350D, 2009)	68
Figur 11-9	Begrensninger i ledd (FARO User Manual, 2007).....	69
Figur 11-10	Skannerresultat med mange punkter (PolyWorks, 2009)	70
Figur 11-11	Skannerresultat med få punkter (PolyWorks, 2009).....	71
Figur 11-12	Sammenstilling av flere flater fra skann (PolyWorks, 2009).....	72
Figur 11-13	Beskrivelse av avstand på laseren (FARO User Manual, 2007)	73
Figur 11-14	Problemområdet rundt vingeroten (PolyWorks, 2009)	73
Figur 11-15	Redigeringsfunksjonen IMedit (PolyWorks, 2009)	75
Figur 11-16	Overlapping mellom flatene (PolyWorks, 2009)	76
Figur 11-17	Sammenligning av Npoint og Onepoint alignment (PolyWorks, 2009)	77
Figur 11-18	Arbeidsprosessen i PolyWorks (PolyWorks, 2009)	78
Figur 11-19	Eksempel på bruk av "Bézier"-overflate (PolyWorks, 2009)	79
Figur 11-20	Eksempel på områder funksjonen "fill holes" ble brukt (PolyWorks, 2009).....	79
Figur 11-21	Forkanten på vingen før "fill holes" funksjonen ble brukt (PolyWorks, 2009) ..	80
Figur 11-22	Forkanten på vingen etter å lappet over hullene (PolyWorks, 2009).....	80
Figur 11-23	Mesh som vises ved bruk av verktøyet IMMerge (PolyWorks, 2009).....	81
Figur 11-24	Illustrasjon av resultat ved bruk av "optimize mesh" (PolyWorks, 2009)	82
Figur 11-25	Seksjonskutt fra PolyWorks til SolidWorks (SolidWorks, 2009).....	83
Figur 11-26	Flatene som ble generert av kurvenettverket med skann av halve flyet (PolyWorks, 2009)	84

Figur 12-1 Overgang mellom haleseksjon og flykropp (SolidWorks, 2009).....	88
Figur 12-2 Avviket i forkant av haleseksjonen (SolidWorks, 2009)	88
Figur 12-3 Antenne NACA-profil 0012 (SolidWorks, 2009)	88
Figur 12-4 FLIR (SolidWorks, 2009).....	89
Figur 12-5 FLIR deksel (SolidWorks, 2009)	89
Figur 12-6 FLIR sammenstilling (SolidWorks, 2009)	90
Figur 12-7 SLAR sammenstilling (SolidWorks, 2009).....	91
Figur 12-8 Hovedunderstell (SolidWorks, 2009).....	92
Figur 12-9 Neseunderstell (SolidWorks, 2009)	92
Figur 12-10 Nese- og hovedunderstell med hjulbrønn og luker (SolidWorks, 2009).....	93
Figur 12-11 Flaps med 36^0 utslag (SolidWorks, 2009).....	94
Figur 12-12 Avviket mellom motor og vingeprofilet (SolidWorks, 2009).....	95
Figur 12-13 Redigert overgang mellom motor og fly (SolidWorks, 2009)	95
Figur 12-14 Motoren ferdig modellert (SolidWorks, 2009).....	95
Figur 13-1 Kontrollsvolumet for halv modell (CD Adapco Star View control, 2009).....	98
Figur 13-2 Volumetrisk kontroll (CD Adapco Star View control, 2009)	100
Figur 13-3 Fysikkoppsett for LN-SFT (CD Adapco Star View control, 2009)	103
Figur 13-4 Originalt landingsunderstell (CD Adapco Star View control, 2009)	105
Figur 13-5 Avløsning fra sylinder (Dyke, 2007).....	106
Figur 13-6 Avløsning fra kloss (Dyke, 2007)	106
Figur 13-7 Modifisert landingsunderstell (CD Adapco Star View control, 2009).....	107
Figur 13-8 Løftkoeffisient cruise.....	108
Figur 13-9 Dragkoeffisient cruise	108
Figur 13-10 Momentkoeffisient cruise.....	109
Figur 13-11 Løftkoeffisient landing	110
Figur 13-12 Dragkoeffisient landing	110
Figur 13-13 Momentkoeffisient landing	111
Figur 13-14 "Point seed", i symmetriplanet (CD Adapco Star View control, 2009).....	113
Figur 13-15 "Line Seed", -1 m fra symmetriplanet (CD Adapco Star View control, 2009)	114
Figur 13-16 "Point Seed", i symmetriplan (CD Adapco Star View control, 2009).....	115
Figur 13-17 "Point Seed", i symmetriplan (CD Adapco Star View control, 2009).....	116
Figur 13-18 "Point Seed", i symmetriplan (CD Adapco Star View control, 2009).....	117
Figur 13-19 AoA = 16^0 , trykkoeffisientplott på oversiden (CD Adapco Star View control, 2009).....	120
Figur 13-20 AoA = 16^0 , trykkoeffisientplott på undersiden (CD Adapco Star View control, 2009).....	120
Figur 13-21 AoA = 12^0 , trykkoeffisientplott på oversiden (CD Adapco Star View control, 2009).....	121
Figur 13-22 AoA = 12^0 , trykkoeffisientplott på oversiden (CD Adapco Star View control, 2009).....	121

Tabelloversikt

Tabell 9-1 Meshoppsett sfære.....	44
Tabell 9-2 Fysikkoppsett NACA 62A-215.....	48
Tabell 9-3 Meshoppsett NACA 62A-215.....	49
Tabell 9-4 Resultater NACA 62A-215.....	50
Tabell 9-5 Resultater med forskjellige turbulensmodeller.....	51
Tabell 9-6 Resultater ved bruk av Turbulensmodell: Spalart-Allmaras.....	52
Tabell 12-1 Sammenligning av dimensjoner.....	96
Tabell 13-1 Meshverdier på flyet i STAR CCM+.....	99
Tabell 13-2 Hastighetsfordeling ved de forskjellige angrepsvinklene.....	102
Tabell 13-3 C_D verdier for flyet i cruise, $AoA = 16^\circ$	118
Tabell 13-4 C_D verdier for flyet i cruise, $AoA = 12^\circ$	118
Tabell 13-5 C_D verdier for flyet i landing, $AoA = 16^\circ$	118
Tabell 13-6 C_D verdier for flyet i landing, $AoA = 12^\circ$	118
Tabell 13-7 C_L og C_D verdier for halefinnen.....	119



Vedlegg

Verktøy	133
Flight Manual & Skalaskisse.....	137
Modelleringsskisser & 3-planskisser	147
Møtereferater.....	159
Ukesluttrapper og gantt-diagram	170
Regnskapsoversikt.....	184

Verktøy

For å kunne fullføre hovedoppgaven måtte vi ta i bruk en del verktøy, slik som datamaskiner og dataprogrammer. Da en del av programmene krever enormt med datakraft ble vi nødt til å leie inn datamaskin eksternt. Dette gjorde det mulig for oss å analysere ferdig til fristen, siden våre maskiner ikke yter nok. Vi fikk også hjelp til å kjøre de fleste analysene og meshene hos Hans Jørgen B. Mørch siden våre maskiner inkludert den innleide, brukte veldig lang tid på å generere mesh og kjøre analyse. Bildene er hentet fra produsentenes og leverandørenes websider, og er kun til illustrasjon. De forskjellige dataprogrammene vi brukte er enten via skolens lisens eller lastet ned fra internett

Dataressurser

Her er en oversikt med informasjon på de datamaskinene som ble brukt til prosjektet.



Tundra 1032x :

- Prosessor Intel Pentium M, 2 GHz
- Skjermkort NVIDIA GeForce Go 6600
- Minne 1 GB DDR
- Operativsystem Windows XP Professional



Acer Aspire 7730z :

- Prosessor Intel Pentium DualCore T 3200, 2 GHz
- Skjermkort Intel graphics media accelerator 4500M
- Minne 4 GB DDR 2
- Operativsystem Windows Vista Business



Acer Aspire 5930G :

- Prosessor Intel Core 2 Duo P 7350, 2 GHz
- Skjermkort NVIDIA GeForce 9600 GT TurboCache
- Minne 3 GB DDR 2
- Operativsystem Windows XP Professional



Den spesialbygde datamaskinen vi leide :

- Processor Intel DualCore, 3 GHz
- Skjermkort NS 8600 GTS MSI
- Minne 8 GB Apacer memory
- Operativsystem 64 bit Windows XP Professional

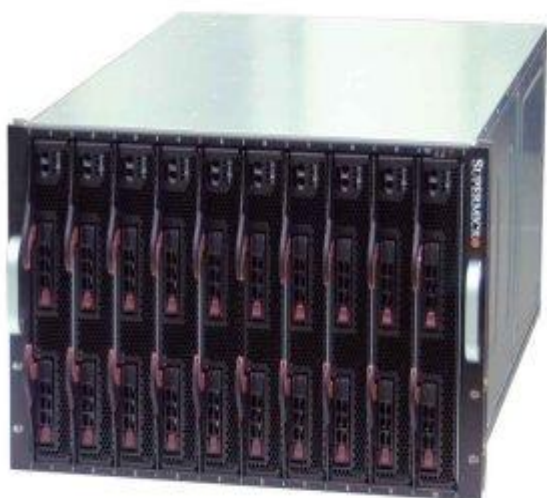
- P5B Premium Vista ready hovedkort
- 550W PCU
- Chieftec kabinett med neonlys



Dell Precision PW S 690 :

- Processor Intel Xeon QuadCore, 1,86 GHz
- Skjermkort NVIDIA Quadro FX 3450/4000 SDI
- Minne 8 GB Apacer memory
- Operativsystem 64 bit Windows XP Professional

Dette var den kraftigste datamaskinen vi kunne bruke på skolen. Da denne var en privat datamaskin til en av lærerne, begrenset det tiden vi kunne bruke den. Denne datamaskinen egnet seg godt til å sette opp mesh, så vi brukte denne som utgangspunkt da vi så etter dataressurser vi kunne leie.



Supermicro 7U SuperBlade server :

- 4 blader X 2 AMD QuadCore, 2,8 GHz
- Totalt 32 prosessorer
- Totalt 96 GB Ram (24 GB pr blad)
- 20 Gbit InfiniBand Switch
- CentOS5 Linux

Dette systemet ble brukt til å kjøre de tyngste analysene hos CFD Marin AS ved Hans Jørgen B. Mørch i Tvedestrand.

Software

Her er en oversikt over noen av de dataprogrammene vi satt oss inn i og brukte til hovedoppgaven:



Gantt Project:

Dette programmet brukte vi til å sette opp et gantt-diagram under planleggingsfasen og underveis i prosjektet. Vi brukte programmet aktivt slik at vi til enhver tid kunne se hvordan vi lå an med tanke på tidsfrister og fremgang.



Microsoft SharedView:

Fildelingsprogrammet vi brukte til å dele dokumenter og filer mellom gruppe-medlemmene. Programmet er knyttet opp mot internett og det er kun egendefinerte gruppe-medlemmer som kan ha innsyn og tilgang til de delte mappene.



Allway Sync:

For å forsikre oss om at vi til enhver tid hadde back-up på alle dokumenter og filer vi jobbet med under arbeidet med hovedoppgaven, brukte vi dette programmet til å synkronisere datamaskinene våre mot en ekstern harddisk.



Faro Cam 2 Measure X1.0:

Skanneren vi brukte for å skanne flymodellen var en Faro Laser ScanArm. Kalibrering av posisjon og kalibrering av lys og overflateoppsett laserskanner før skann ble gjort i Faro Cam 2 Measure X1.0



PolyWorks:

Behandling, redigering og digitalisering av skann ble gjort i programmet PolyWorks fra InnovMetric.



SolidWorks:

Til modellering og redigering av CAD-modell og tekniske tegninger brukte vi 3D-modelleringsprogrammet SolidWorks fra Dassault Systèmes.



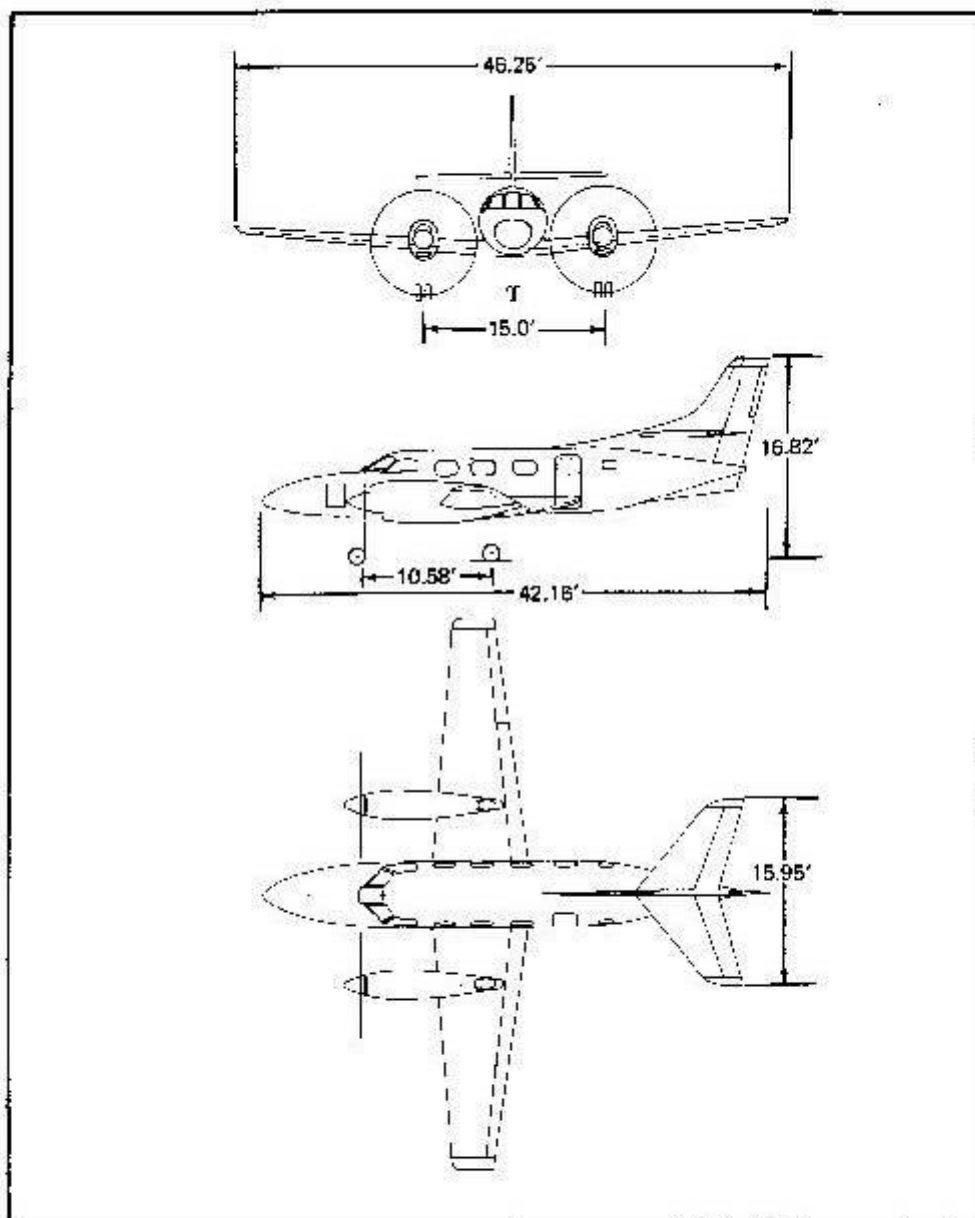
CD-adapco STAR-CCM+:

Til analyse av CAD-modellen brukte vi numerisk strømninganalyseprogrammet STAR-CCM+ fra CD-adapco.

"Flight Manual" & skalaskisse

Deler av "Flight Manualen" ble brukt under hele prosjektet. De viktigste tingene vi har dratt ut herfra er blant annet mål og dimensjoner, terminologi, utregning av hastigheter og bestemmelse av massemidtpunkt.

Da vi manglet vesentlige mengder av teknisk informasjon, måtte vi bruke det vi hadde til rådighet med tanke på modellering og dimensjonering. Vi brukte skalaskissen til å dra ut noen mål som igjen ble brukt til posisjonering og dimensjonering av vår modell.

MERLIN III B

THREE VIEW
Figure 1-1

Issued: November 3, 1978
Reissued: November 2, 1979

GENERAL

1-3



MERLIN III B

MAXIMUM WEIGHTS

Ramp Weight (pounds)	12,600
Takeoff Weight (pounds)	12,500
Landing Weight (pounds)	12,500
Zero Fuel Weight (pounds)	10,500
Baggage Compartment (pounds)	
Forward	400
Aft	300
Coat Stowage/Lavatory	50

STANDARD AIRPLANE WEIGHTS

Standard Empty (pounds)	7,600
Maximum Useful Load Including Ramp Fuel (pounds)	5,000

SPECIFIC LOADINGS

Wing Loading (pounds per sq. ft.)	45
Power Loading (pounds per horsepower)	6.94

WING

Area (sq. ft.)	277.50
Span (feet)	46.25
Aspect Ratio	7.71
Mean Aerodynamic Chord (inches)	76.45
Angle of Incidence	
Root	+1°
Tip	-1°
Geometrical Twist	-2°
Dihedral	5.0°
Wing Flap, Double slotted (sq. ft.)	40.66
Aileron (sq. ft.)	14.12

HORIZONTAL TAIL

Tail Area (sq. ft.)	75.97
Elevator Area (aft of hinge line) (sq. ft.)	21.27
Airfoil Section	
Incidence	Variable
Dihedral	0.0°

1-6

GENERAL

Issued: November 3, 1978
Revised: April 9, 1980

MERLIN III B**GENERAL AIRSPEED TERMINOLOGY AND SYMBOLS**

CAS	Calibrated airspeed means the indicated speed of an aircraft, corrected for instrument and position error. Calibrated airspeed is equal to true airspeed in standard atmosphere at sea level.
G	G is acceleration due to gravity.
IAS	Indicated airspeed is the speed of an aircraft as shown on the airspeed indicator when corrected for instrument error.
KCAS	Calibrated airspeed expressed in knots.
KIAS	Indicated airspeed expressed in knots.
TAS	True airspeed is the airspeed relative to undisturbed air which is the CAS corrected for altitude, temperature, and compressibility.
V _A	Maneuvering speed is the maximum speed at which application of full available aerodynamic control will not overstress the airplane. This speed can be used for turbulence penetration if no turbulence penetration speed is specified.
V _{FE}	Maximum Flap Extended speed is the maximum permissible speed with wing flaps in a specified extended position.
V _{LE}	Maximum Landing Gear Extended speed is the maximum speed that an aircraft can be safely flown with the landing gear down.
V _{LL}	Maximum Landing Light extension or extended speed is the maximum speed with the landing lights extending, extended, or retracting.
V _{LO}	Maximum Landing Gear Operating speed is the maximum speed that the landing gear can be extended or retracted.
V _{MCA}	Air Minimum Control Speed is the minimum flight speed at which the airplane is controllable with a bank of not more than 5° when one engine suddenly becomes inoperative and the remaining engine(s) is operating at take-off power.
V _{MO} /M _{MO}	Maximum Operating Limit Speed is the calibrated speed limit that may not be deliberately exceeded during normal flight. V is expressed in knots and M in Mach Number.

Issued: November 3, 1978 Reissued: November 2, 1979
--

GENERAL

1-9

MERLIN III B

WEIGHT AND BALANCE TERMINOLOGY (continued)

C.G. ARM	The arm obtained by adding the airplane's individual moments and dividing the sum by the total weight.
C.G. LIMITS	The extreme center of gravity locations within which the airplane must be operated at a given weight.
CENTER OF GRAVITY (C.G.)	The point at which an airplane would balance along the longitudinal axis. Its distance from the reference datum is determined by dividing the total weight of the airplane into the total moment. $\text{TOTAL MOMENT} \div \text{TOTAL WEIGHT} = \text{C.G. ARM}$
FUSELAGE STATION (F.S.)	The distance in inches from the fuselage reference datum.
JACK POINT	One of the points on the airplane designed to rest on a jack.
MAC	The Mean Aerodynamic Chord (average width from leading to trailing edge) of a wing is the chord of an imaginary airfoil which throughout the flight range will have the same force vectors as those of the wing.
MANUFACTURER'S EMPTY WEIGHT	The weight of the airplane as delivered from the factory, less optional equipment (avionics, etc.), all operating fluids (fuel, oil, hydraulic, and brake), personnel, and crew/passenger supplies.
MAXIMUM LANDING WEIGHT	Maximum weight approved for the landing touchdown.
MAXIMUM RAMP WEIGHT	Maximum weight approved for ground maneuver. (Includes weight of start, taxi, and run-up fuel).
MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT	Maximum weight approved for the start of the takeoff run.
MAXIMUM ZERO FUEL WEIGHT	Maximum weight exclusive of usable fuel. All weight in excess of this weight must be usable fuel.
MOMENT	The product of the weight of an item multiplied by its arm. (Moments are usually reduced by a constant such as 10, 100, 1000 etc., to simplify balance of digits. Notation of the reduction factor is stated.)

1-14	GENERAL	Issued: November 3, 1978 Reissued: November 2, 1979
------	----------------	--

**MERLIN III B****INTRODUCTION**

Section 2 of this manual provides the operating limitations, significance of such limitations, instrument markings, color coding, and basic placards necessary for safe operation of the airplane, its engines and systems. The limitations in this section have been approved by the Federal Aviation Administration (FAA).

AIRSPPEED LIMITATIONS

SPEED	(1)		REMARKS
	KNOTS CAS	KNOTS IAS	
V _A Maneuvering Speed	194	190	Maximum speed at which application of full available aerodynamic control will not overstress the airplane.
V _{FE} Flap Extension Speed	215	212	Maximum speed for extension of flaps.
	180	177	T.O. Flaps (9°)
	153	153	1/2 Flaps (18°) Full Flaps (36°)
V _{LO} Landing Gear Operating Speed	176	173	Normal or emergency.
V _{LE} Landing Gear Extended Speed	176	173	Maximum speed with gear extended.
V _{LL} Maximum Landing Light Extension Speed	150	147	Maximum speed for landing light extension.
V _{MCA} Air Minimum Control Speed	107	105	Air Minimum Control Speed is the minimum flight speed at which the airplane is controllable with a bank of not more than 5° when one engine suddenly becomes inoperative and the remaining engine(s) is operating at takeoff power.
V _{MO} Maximum Operating Speed	265	261	This speed applies from sea level through 24,000 feet. From 24,000 feet through 31,000 feet—decrease by 5 knots per 1,000 feet above 24,000 feet.

(1) Normal Static System

Issued: November 3, 1978 Reissued: November 2, 1979 Revised: June 3, 1980	LIMITATIONS	2-1
---	--------------------	------------

**MERLIN III B****AIRSPEED LIMITATIONS (continued)**

SPEED	(1)		REMARKS
	KNOTS CAS	KNOTS IAS	
V _p Hydroplaning Speed			This speed can be determined by multiplying the square root of the tire pressure by 9. ($\sqrt{p \times 9} = V_p$)
V _{S1} Stall Speed Clean	103	99	Conditions: Gear and flaps up, zero thrust, 12,500 pounds.
V _{SE} Intentional One Engine Inoperative Speed	127	125	Intentional One Engine Inoperative Speed is a minimum speed selected by Swearingen Aviation for intentionally rendering one engine inoperative in flight for pilot training.
V _X Two Engine Best Angle of Climb Speed	107	105	V _X speed not to be used for 50 foot obstacle speed. Conditions for V _X and V _Y : Maximum continuous power, bleed air on, anti-ice as required, electrical load of 150 amperes per engine. V _Y varies with gross weight and altitude.
V _Y Two Engine Best Rate of Climb Speed	144	141	
V _{XSE} Single Engine Best Angle of Climb Speed	119	116	Conditions for V _{XSE} & V _{YSE} : Maximum continuous power on the operating engine, propeller feathered on the inoperative engine, bleed air off. Electrical load of 300 amperes, anti-ice required, gear and flaps up. See Figure V-14 for effects of gross weight and altitude.
V _{YSE} Single Engine Best Rate of Climb Speed	138	135	
Approach Speed, Gear and Flaps Down	116	115	Recommended speed at 12,500 pounds gross weight.
Maximum Demonstrated Crosswind	22	—	A landing at this component has been demonstrated.

ENGINE LIMITATIONS

Number of Engines

2

Engine Manufacturer

AiResearch Manufacturing Co.

Engine Model Number

TPE331-10U-501G or -511G or the TPE331-10U-502G or -512G

(1) Normal Static System

2-2	LIMITATIONS	Issued: November 3, 1978 Reissued: November 2, 1979 Revised: June 21, 1983
-----	--------------------	--

MERLIN III B

FUEL BOOST PUMP AVAILABILITY REQUIREMENTS (continued)

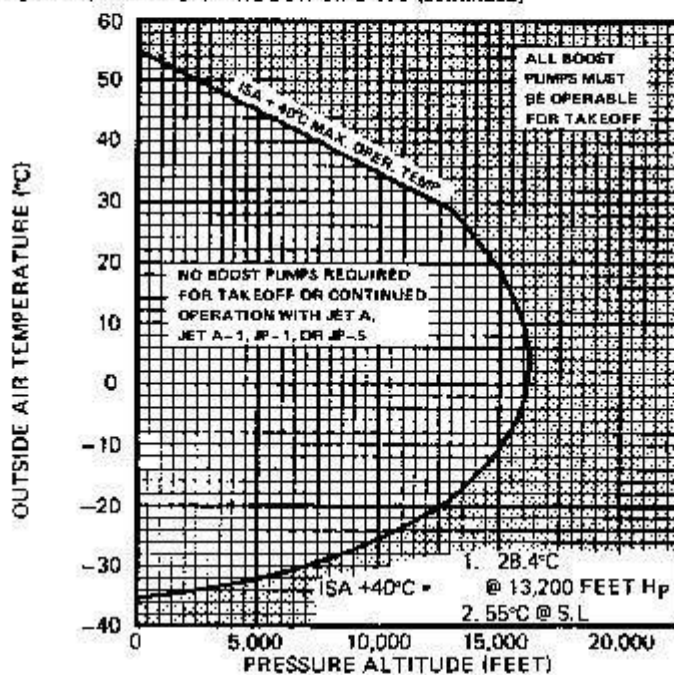


Figure 11-3

MAXIMUM WEIGHTS

Maximum Ramp Weight	12,600 pounds
Maximum Takeoff Weight	12,500 pounds
Maximum Landing Weight	12,500 pounds
Maximum Landing Fuel Weight	1,740 pounds/side
Maximum Zero Fuel Weight	10,500 pounds
Maximum Forward Baggage Compartment Load (Baggage and Equipment)	600 pounds
Maximum Fuel Imbalance (For T.O. and Landing)	500 pounds
Maximum Aft Baggage Compartment Load	300 pounds
Maximum Floor Loading (all cargo and passenger areas)	150 pounds/ft ²

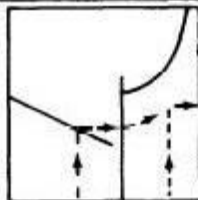
CENTER OF GRAVITY LIMITS

Forward Limit (landing gear down):	
155.4 inches aft of datum (11% MAC) at 7,500 pounds	
160.9 inches aft of datum (18.2% MAC) at 11,500 pounds	
163.4 inches aft of datum (21.5% MAC) at 12,500 pounds	
Aft Limit (landing gear down):	
166.4 inches aft of datum (28% MAC) at all weights	

2-8	LIMITATIONS	Issued: November 3, 1978 Revised: February 3, 1983
-----	--------------------	---

MERLIN III B
STALL SPEEDS – ZERO THRUST
NOTE

- Maximum altitude loss during power-off stall recovery is approximately 600 feet.
- Maximum nose down pitch attitude, and altitude loss during recovery from single-engine power-on stalls are approximately 10° and 820 feet, respectively.
- Landing gear is down.

**FOR GEAR UP, INCREASE
SPEED 1½ KNOTS**


----- INDICATED AIRSPEED
 _____ CALIBRATED AIRSPEED

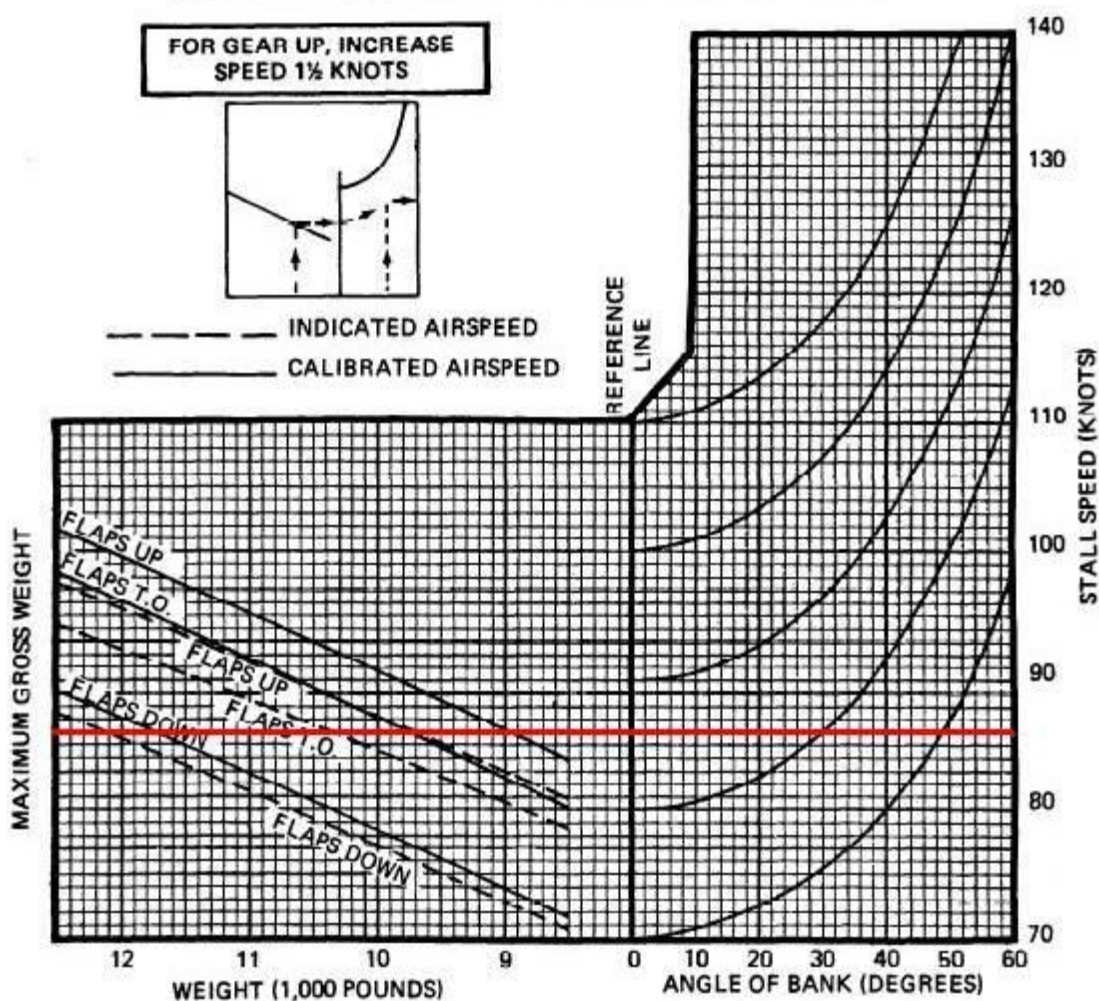


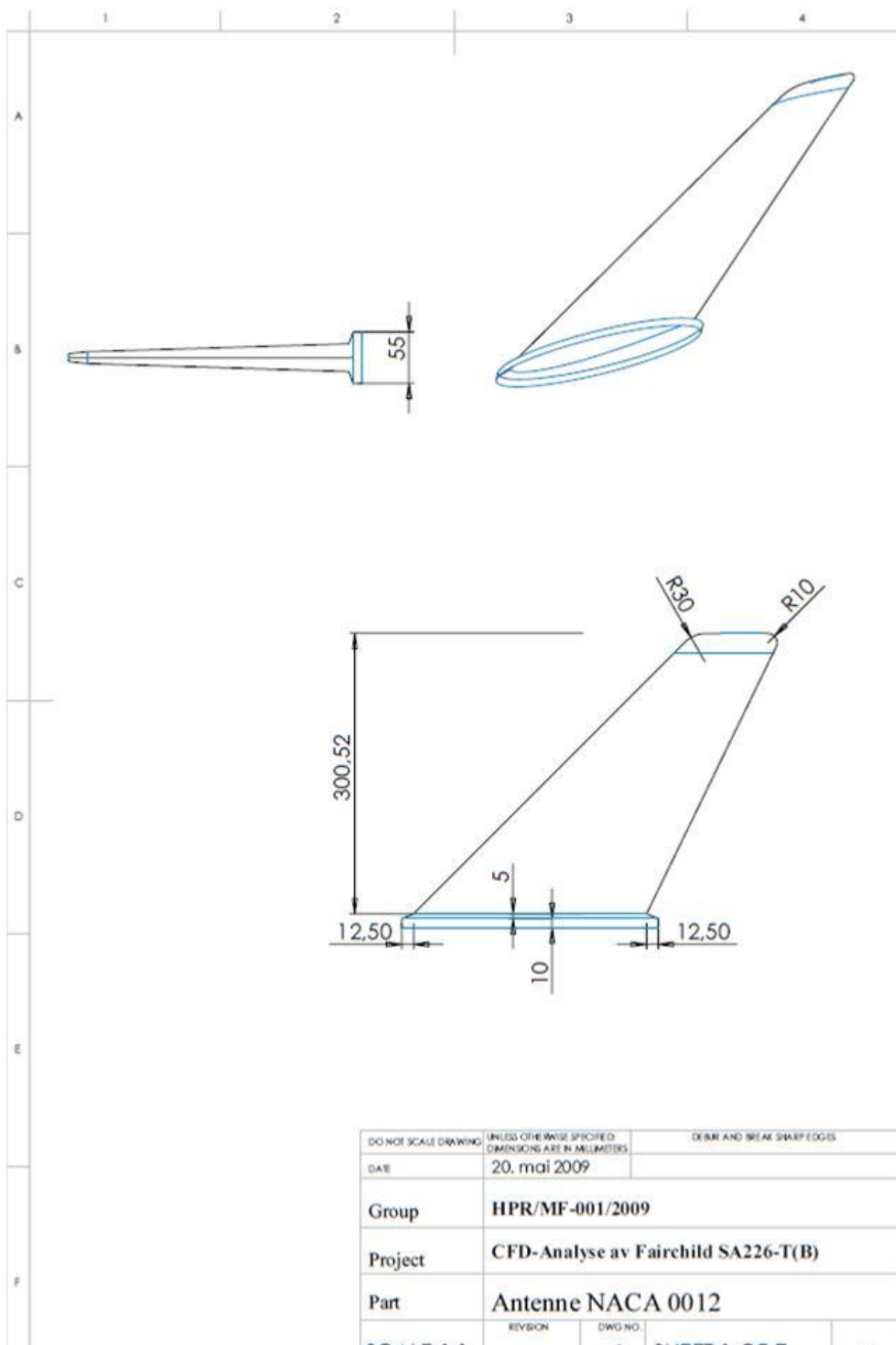
Figure V-11

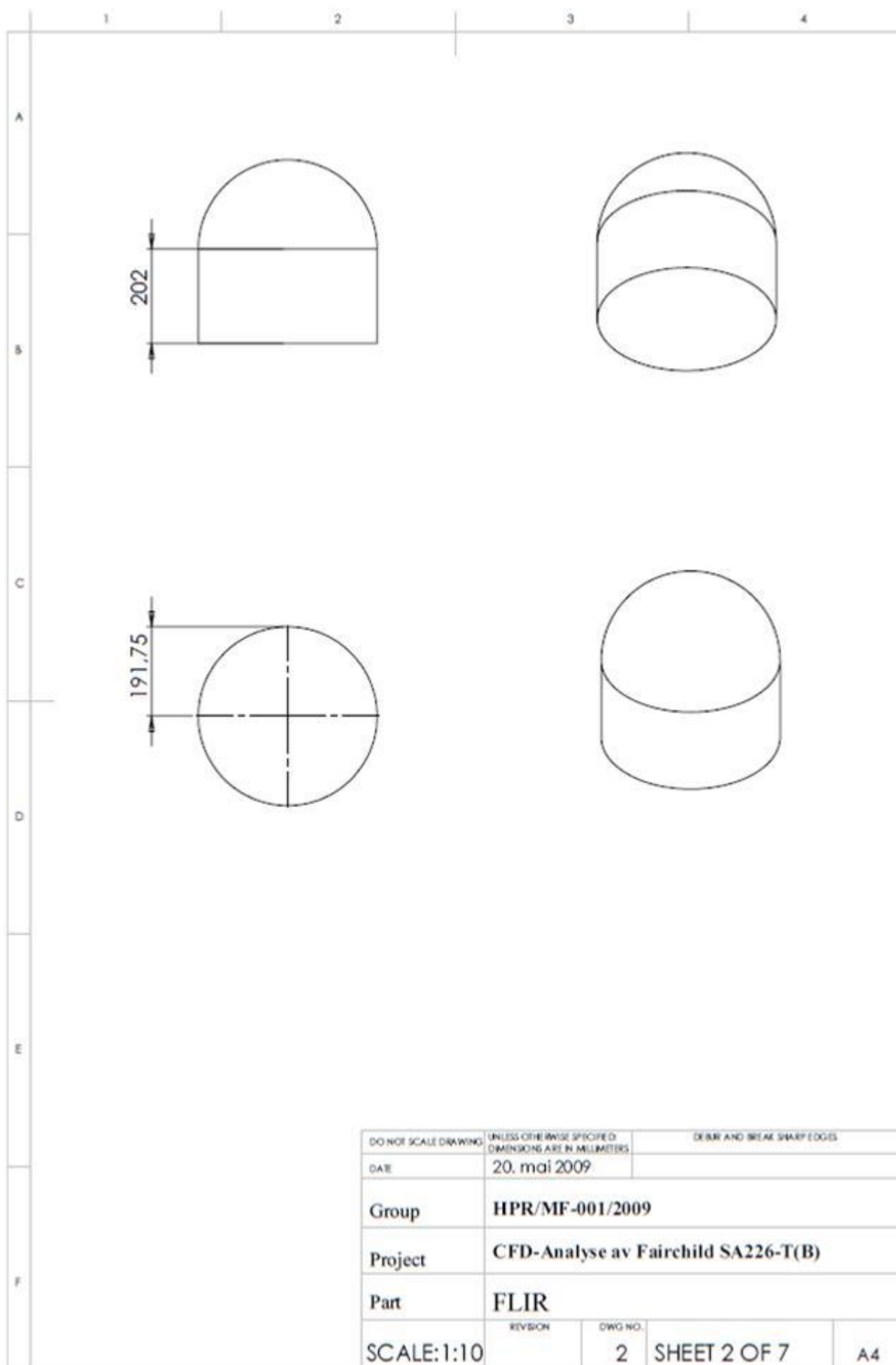
Issued: November 3, 1978
 Reissued: November 2, 1979

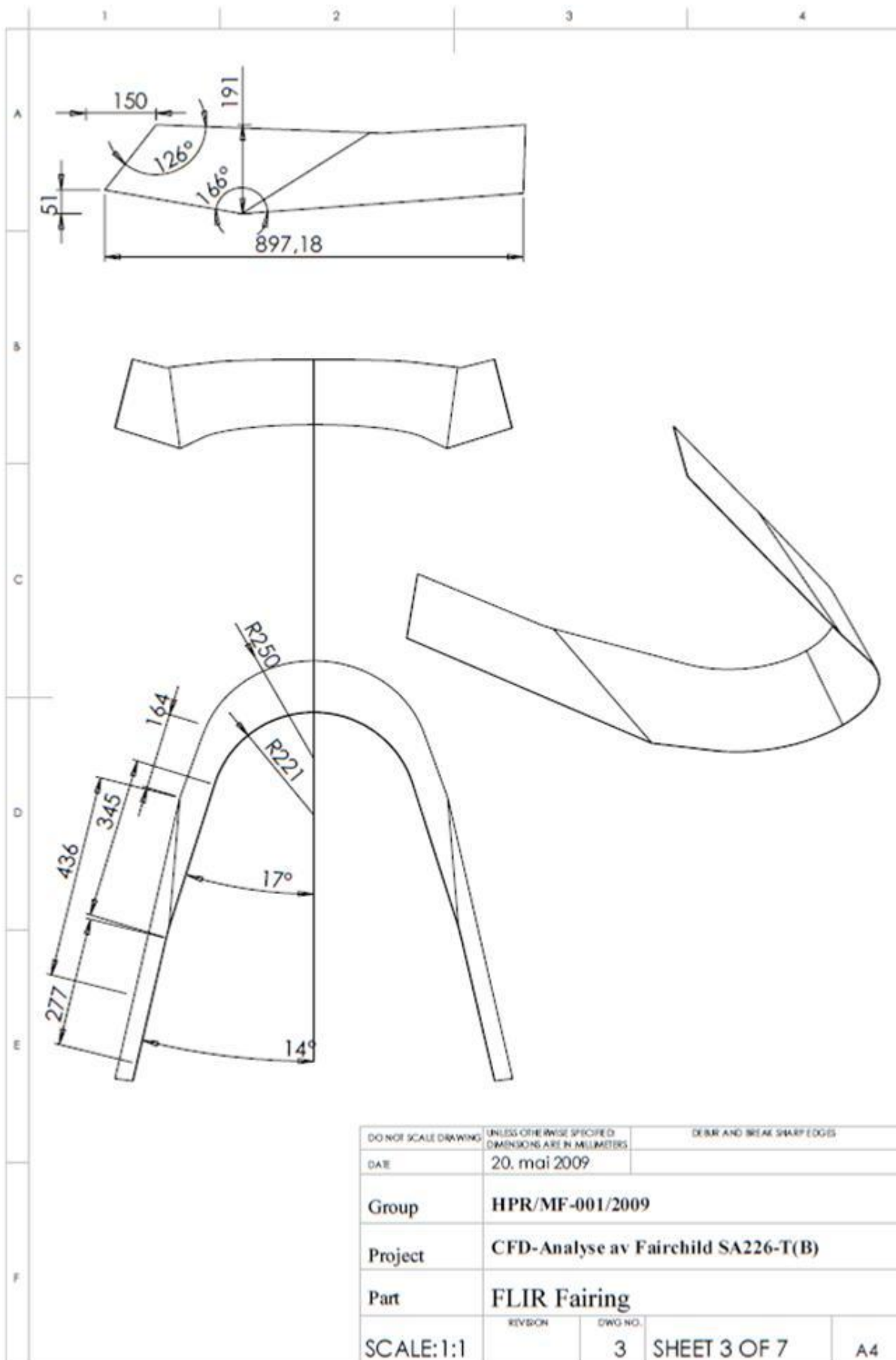
PERFORMANCE
5-13

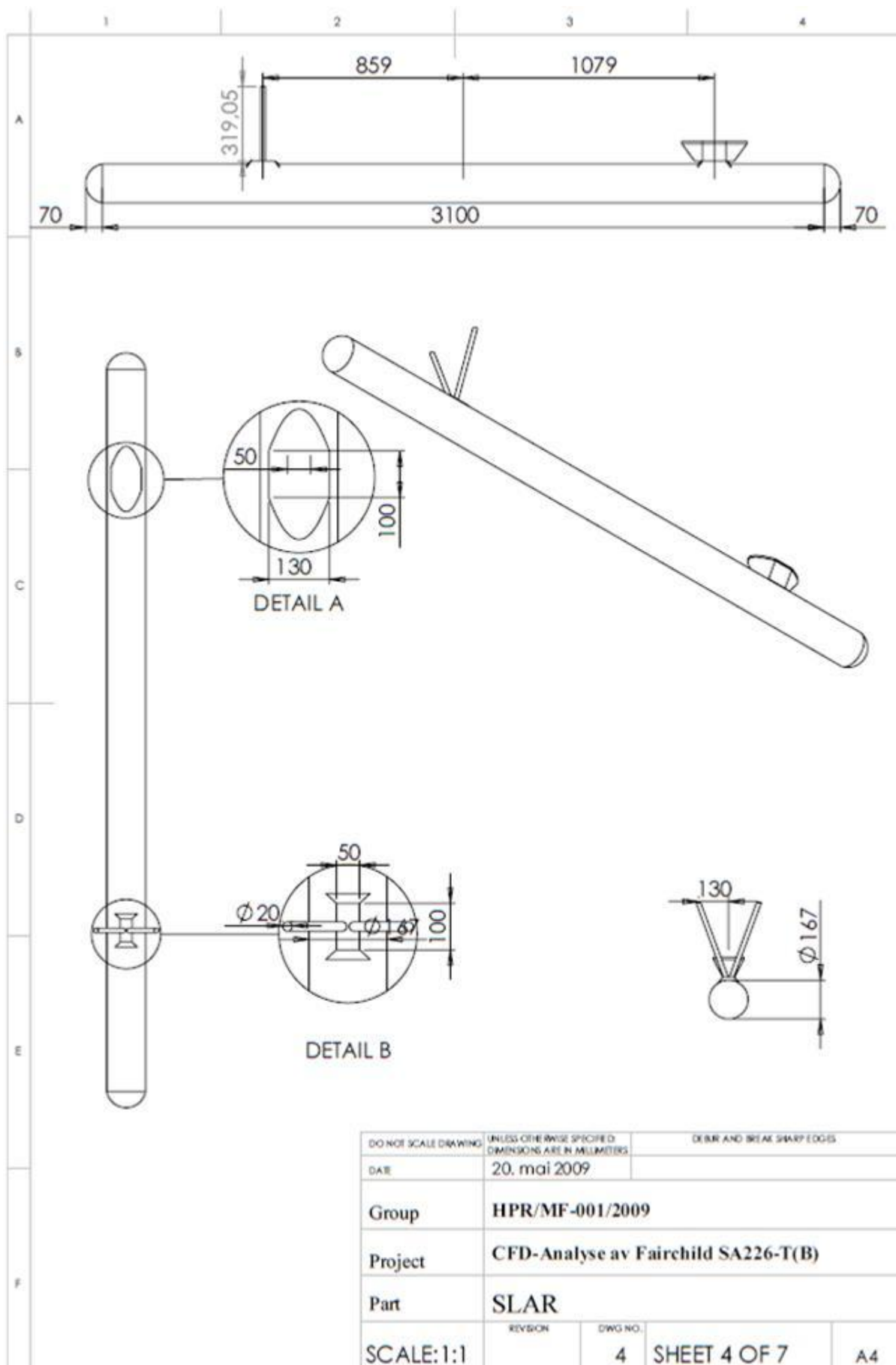
Modelleringskisser & 3-planskisser

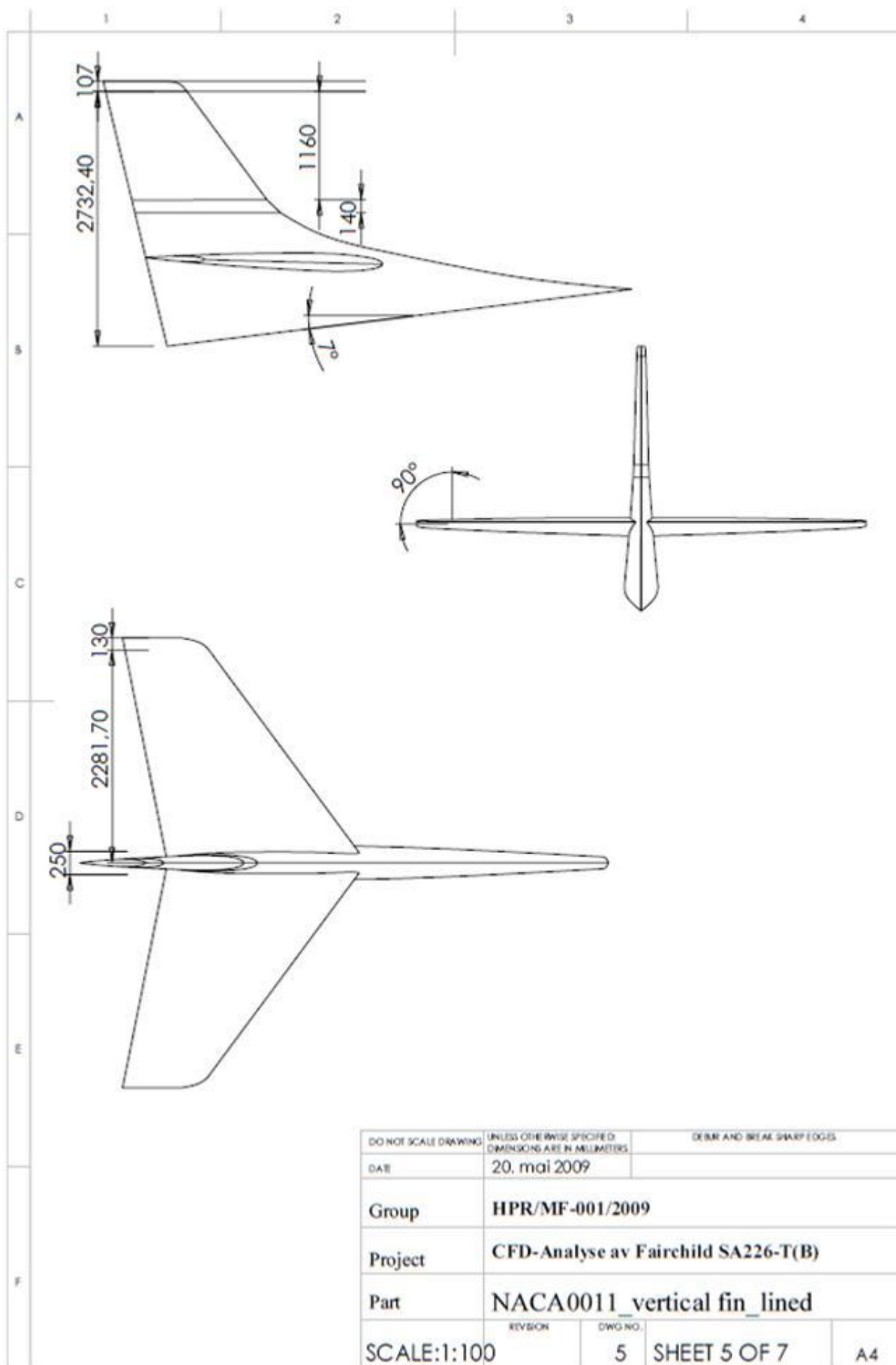
Modifikasjoner og deler som er modellert fra bunn, følger med som skisser. 3-planskissene av flyet inneholder alle fire konfigurasjonene vi har brukt. Som nevnt tidligere i rapporten, finnes det avvik mellom delene som har blitt modellert i SolidWorks, sammenlignet med de endringene som ble gjort i STAR-CCM+

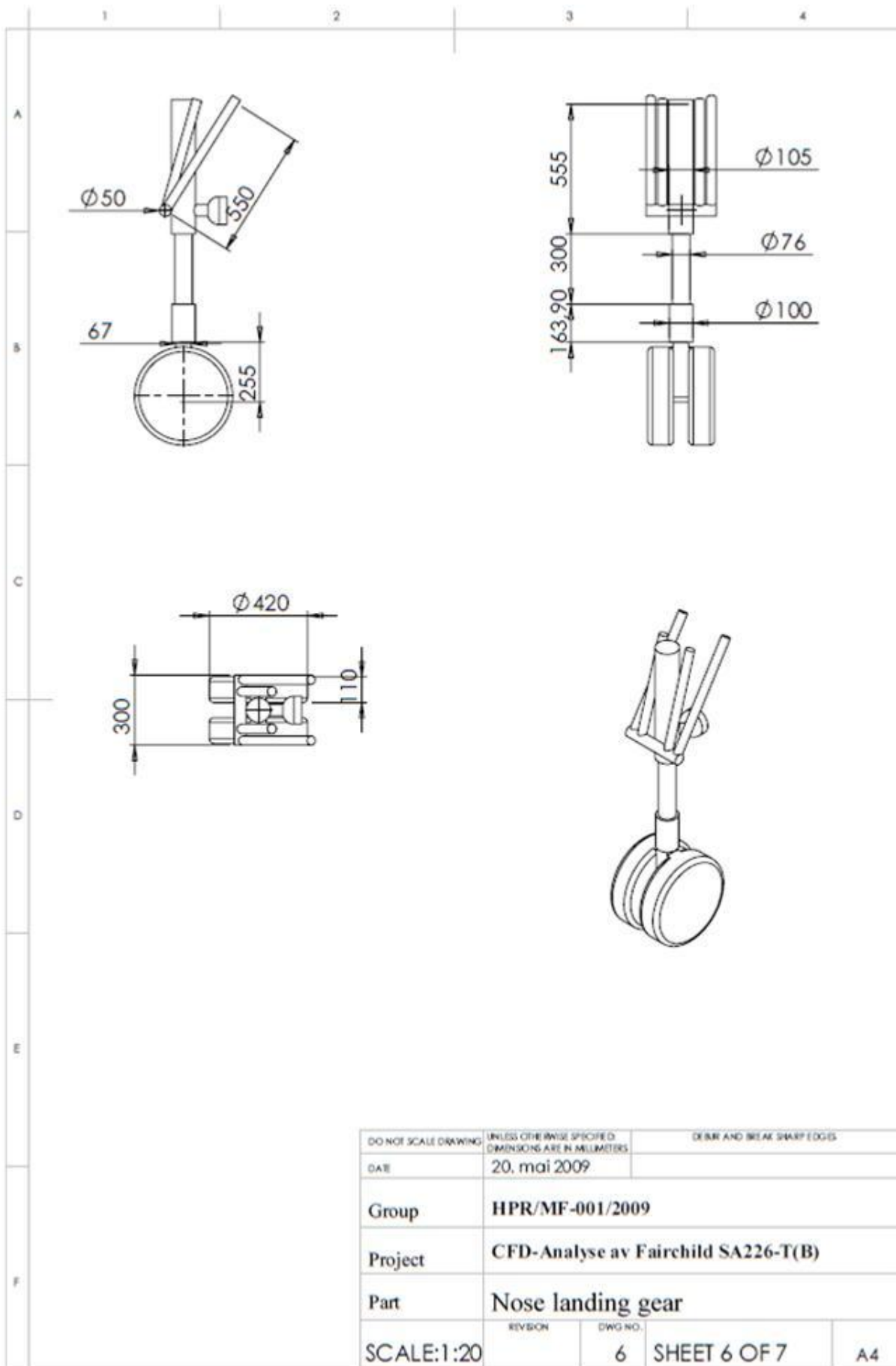


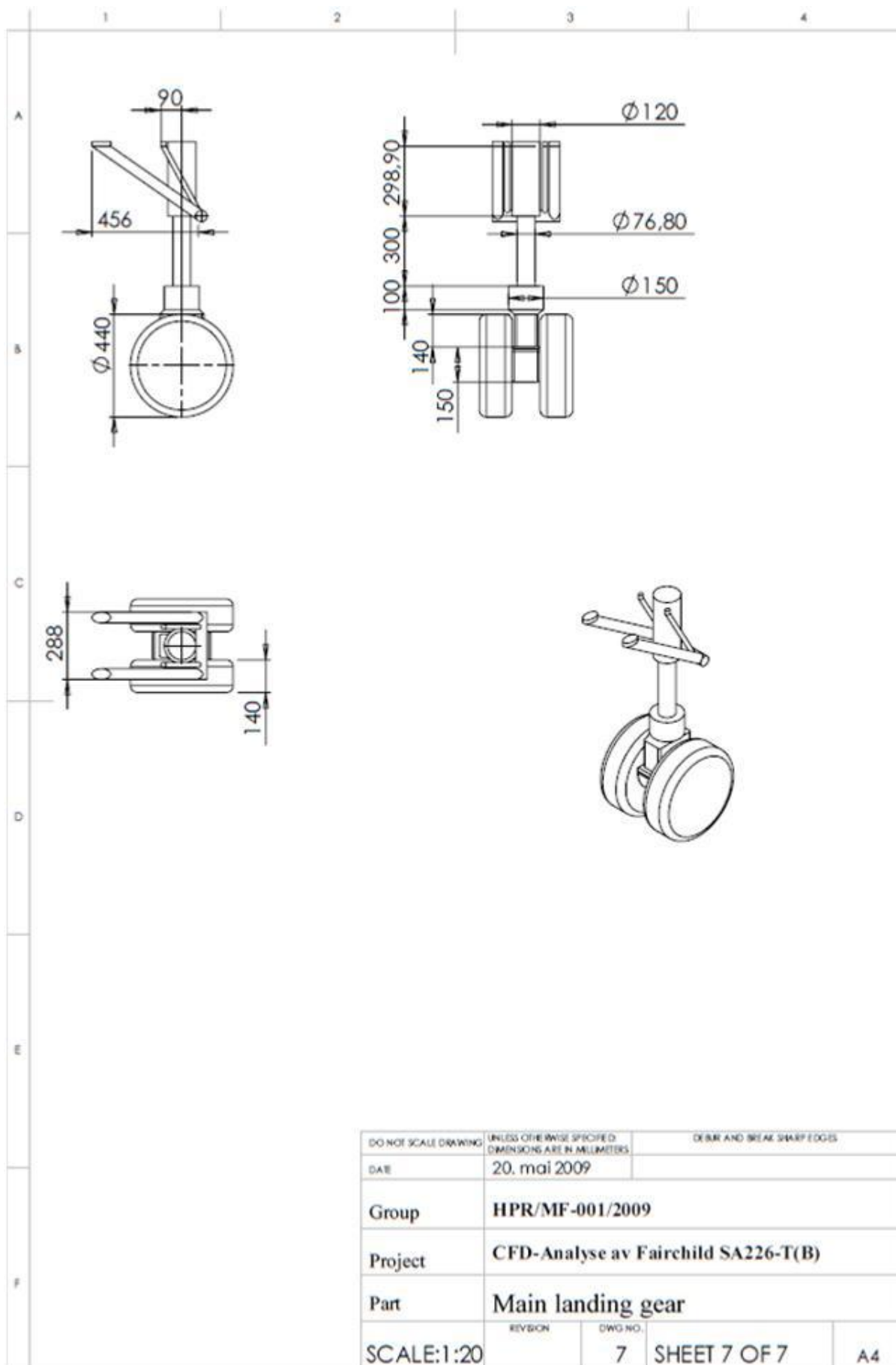


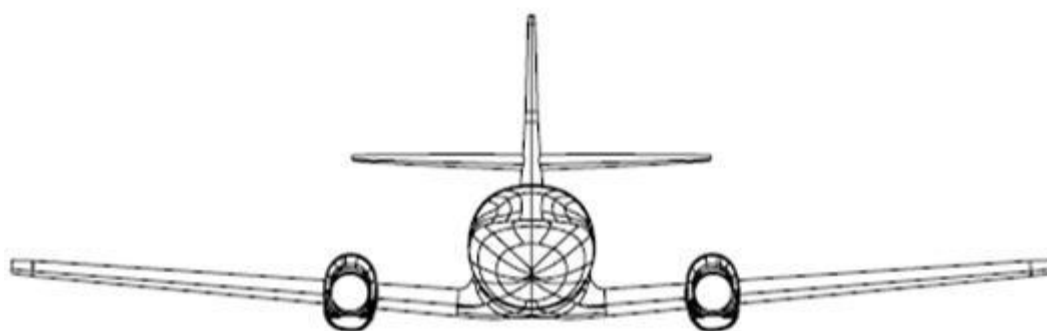
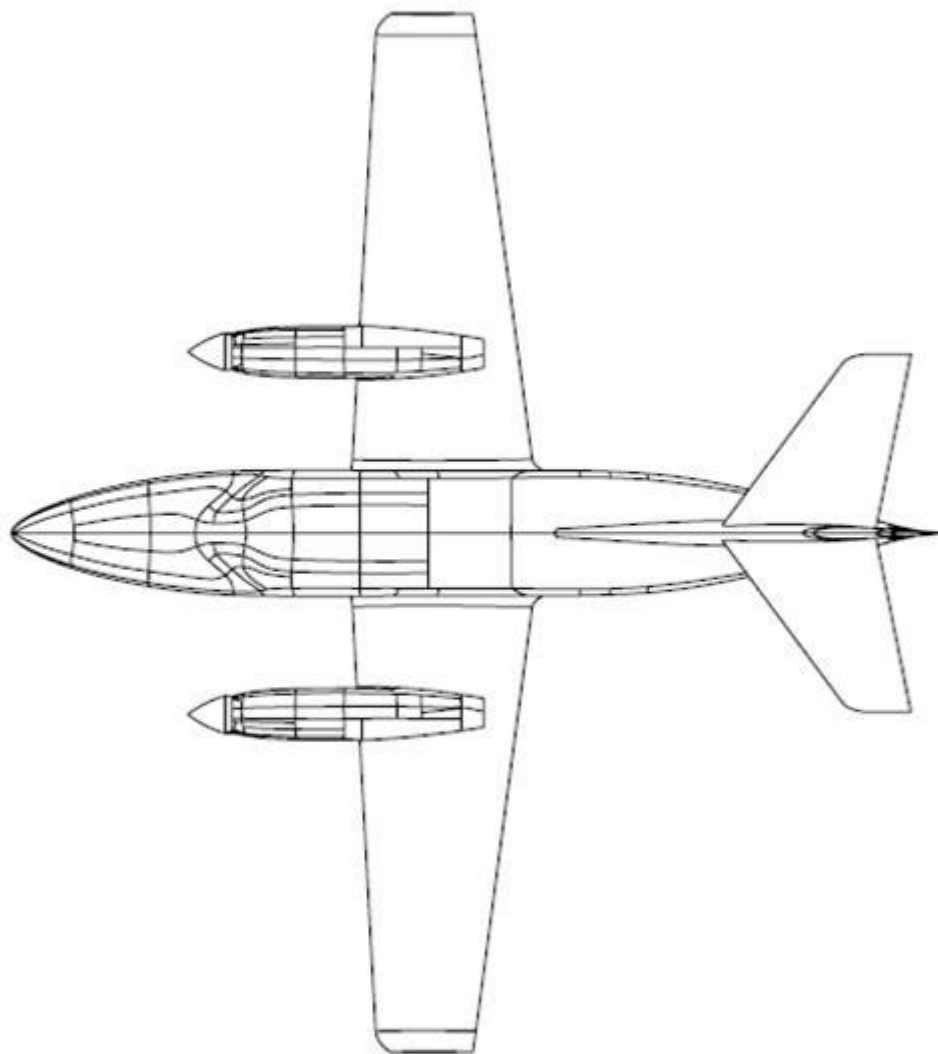
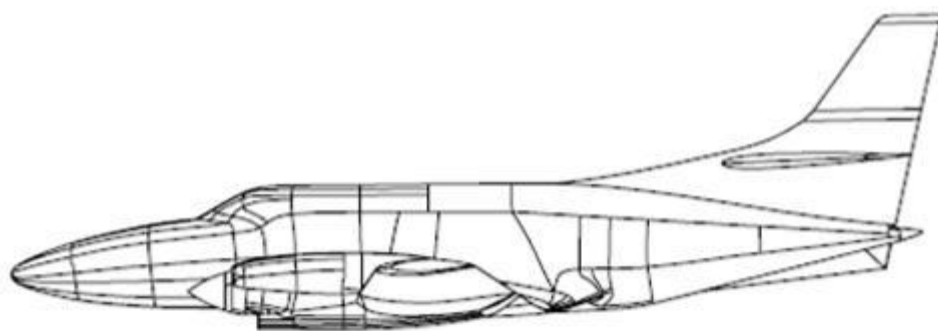


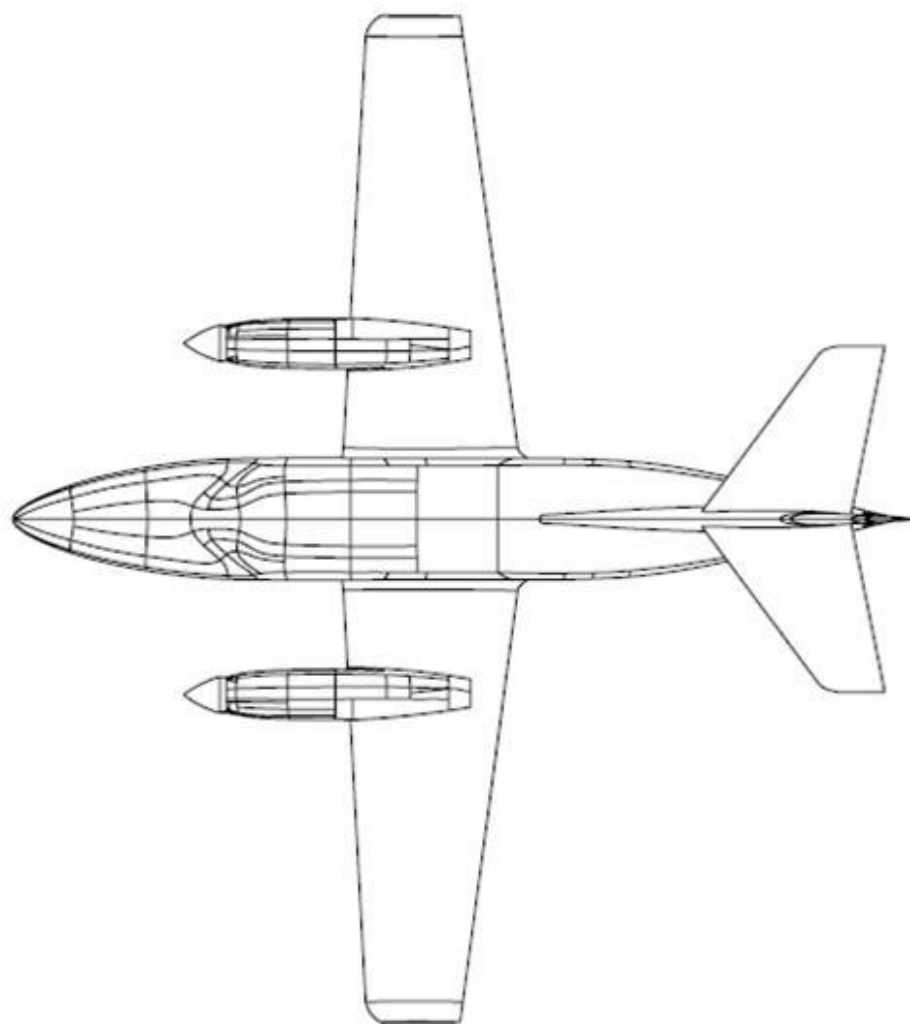
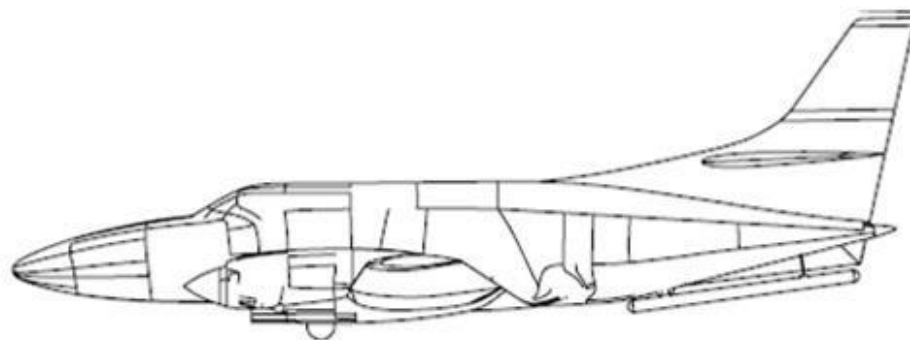


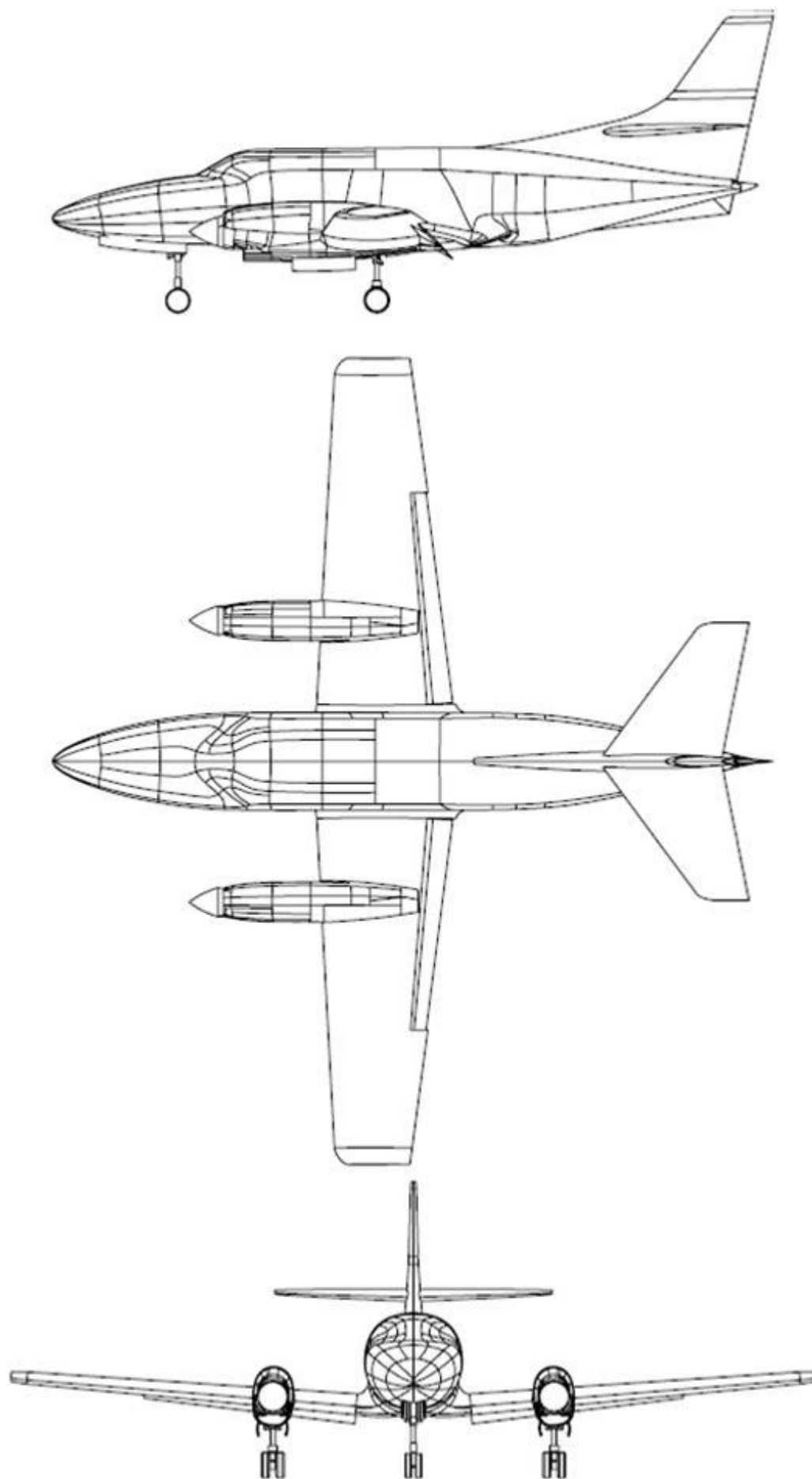


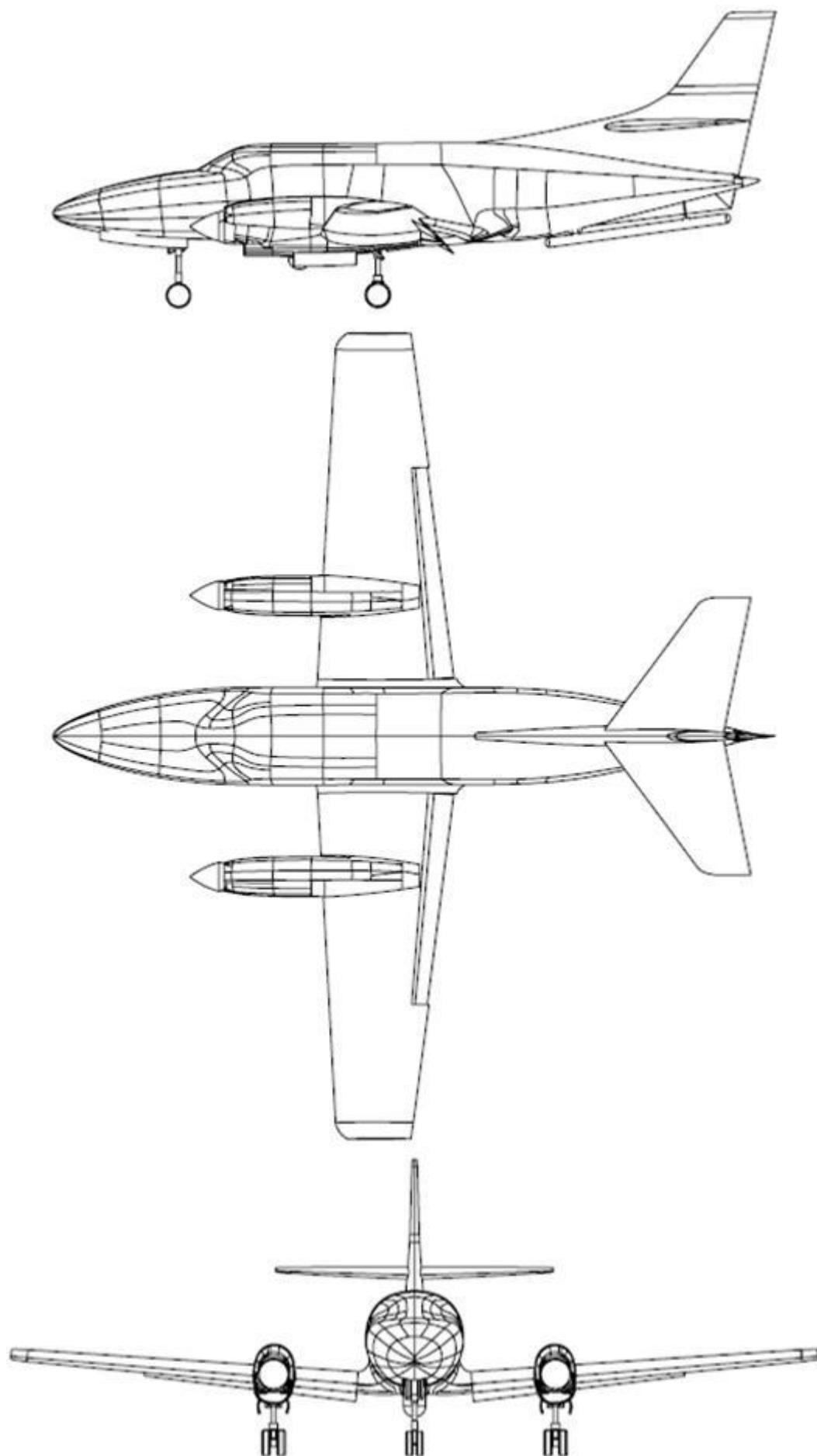












Møtereferater

Møtereferat ble skrevet etter ethvert møte. Dette var en meget viktig del av prosessen, da det ofte dukket opp nye problemstillinger, samt løsninger på de utfordringer som oppstod underveis. De kom også til stor nytte i løpet av prosjektperioden, da det var mulig å se tilbake på konklusjoner som ofte var svar på ting vi stod fast ved.

Møtereferat

15.10.2008

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**Møtedeltakere: **Gruppen
Hans J B Mørch**Innkalt av: **Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**Protokollfører: **Rajeev Lehar**

Emner på dagsorden:

- STAR-CCM+ (informasjon om dataverktøy)
- Muligheter for utførelse av analyse på fly ved bruk av STAR-CCM+
- Er det muligheter for å gjennomføre prosjektet

Diskusjon

Finnes det CAD geometri av flyet?

Kan dette fremskaffes av havarikommisjonen eller må det modelleres av gruppen?

Flyets egenskaper som CL, steileegenskaper, modifikasjoner og generell karakteristikkk må innhentes

Hva skal analyseres:

Flyets egenskaper med og uten modifikasjoner

Flykarakteristikk med og uten landingskonfigurasjon

Konklusjon:

Problemstillingen kan la seg utføre med visse forhåndsregler.

- CAD-geometri og flykarakteristikk må innhentes.

Møtereferat

13.1.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**

Møtedeltakere:

Gruppen**John T Conway
Hans J B Mørch
Roger Holm
Tor Nørstegård
Jon Sneltvedt**Innkalt av: **Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**Protokollfører: **Rajeev Lehar**

Emner på dagsorden:

1. Presentasjon av møtedeltakere
2. Presentasjon av Statens Havarikommisjon for Transport (SHT); Roger Holm
3. Presentasjon av Universitetet i Agder; Hans J B Mørch
4. Taushetsplikt; Jon Sneltvedt
5. Presentasjon av ulykken til LN-SFT, data rundt hendelsen; Tor Nørstegård
6. Prosjektoppgavens ramme og innhold; Hans J B Mørch
7. Modellanalyse, data rundt analysen; Jon Sneltvedt
8. Modifikasjoner og tekniske tegningers tilgjengelighet; Tor Nørstegård
9. Visning av vraket til LN-SFT og forklaring rundt det visuelle; Jon Sneltvedt
10. Økonomi og økonomiske aspekter rundt hovedoppgaven; Tor Nørstegård
11. Kontaktpersoner SHT og M7-aerospace; Jon Sneltvedt
12. Rapportens og presentasjonens innhold; Tor Nørstegård
13. Arbeidsplass, hvor arbeider gruppen; Roger Holm
14. SHTs bruk av hovedoppgaven; Roger Holm
15. Selve prosjektoppgaven; Jon Sneltvedt
16. Neste Møte; Tor Nørstegård

Emnekonklusjon:

2. 40 personer totalt, stab og administrasjon, Luftfartsseksjonen, veiseksjonen, jernbaneseksjonen, sjøfartsseksjonen. Undresøker transportulykker for å forebygge nye. Rapportenes gang: Internhøring, eksternehøring, offentliggjøring gjennom Luftfartstilsynet. Tilrådninger, taushetsplikt. Alle involverte plikter på forespørsel å oppgi all informasjon.
3. Universitetets oppbygning, bachelorutdanning, hovedprosjektets utførelse.
4. Alle med innblanding i oppgaven skriver under på en taushetserklæring, vår rapport unntas offentligheten før SHT finner det passende, mulig å legge ut en retusjert versjon. Utkast til rapport er unntatt offentligheten. Tor Nørstegård (IC) tar avgjørelsen.
5. 20.07.08 (onsdag). Utsjekksflyging av to personer over to dager (også en på tirsdag). Tre hendelser: Vær, modifikasjoner og hendelse tirsdag. SAS (Stall Avoidance System) og C/B (Circuit Breaker) pulled. Etter hendelsen på tirsdag skulle ikke flyet tas til stall på onsdag (warning eller buffeting). Gusting 36kt ved 2000 ft, burde ikke være like sterkt ved 6000 ft. Vertical gust øker angle of attack. Norwegian Airworthiness Certificate Special. Modifisert med SLAR (Side Looking Aperture Radar), FLIR (Forward Looking Infrared) og antenner. 60% torque (40% torque normal). Dårlig aerodynamiske egenskaper i følge pilotene.
6. Målsetning, tidsramme: Siste halvdel av semester 6, 15 studiepoeng. Presentasjon i uke 23.
7. Ideell situasjon: Flyet analyseres i landingskonfigurasjon. Eventuelt: Flyet analyseres i cruise. Krav til resultat: Ideelt: Hva skjer med kritisk angrepsvinkel, Cd og Cl ved modifisert fly. Eventuelt: Hadde modifikasjonene innvirkning eller ikke. Kan pilotenes utsagn om aerodynamisk prestanda bekrefte med en CFD analyse.
8. SHT skal i møte med Luftfartstilsynet torsdag 15.1.09, der detaljer rundt modifiseringer vil bli avklart. All nødvendig informasjon rundt modifikasjoner vil bli gitt. Avklaringer rundt habilitet vil og så bli gitt.
9. Oppklaring rundt flyturen, impact, muligheten for å måle deler for seinere modellering, store hydrodynamiske skader gir indikasjon på deep-stall, skade på nosecone viser vinkel på impact.
10. Reise for grupped medlemmene dekkes av SHT. Evt. innkjøp dekkes og av SHT. Alle utgifter må klargjøres mellom Tor Nørstegård og medlemmene på forhånd.
11. Gruppen avtaler innad og sender mail om hvem som skal være kontaktperson.
12. Henviser til taushetsplikt. Kun en rapport utarbeides.
13. Arbeidsplass blir UiA, med mulighet for å reise til Kjeller dersom nødvendig. Også mulig å dra til operatør for å se en annen versjon av flyet.
14. SHT vil enten bruke et sammendrag, eller henvise til gruppens rapport i sin rapport. All dokumentasjon tas vare på.
15. LN-SFT var modifisert med en rekke eksterne antenner. I hvilken grad kan dette ha påvirket flyegeegenskapene med hensyn til følgende:
Stabilitet ved sakteflyging
Steilekarakteristikk
- endringer i luftmotstandskarakteristikk
- endret kritisk angrepsvinkel?
- endringer i forhold til å avverge begynnende steiling?
- endringer i forhold til å avbryte fullt utviklet steiling?
16. Avtalt å avholde et møte før prosjektet starter opp i mars/april.



Møtereferat

19.1.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**Møtedeltakere: **Gruppen
Paul Arentzen**Innkalt av: **Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**Protokollfører: **Rajeev Lehar**

Emner på dagsorden:

- Gruppensammensetning
- Godkjenning av prosjekt og innhold
- Prosjektrom
- Veiledere for prosjektet
- Taushetserklæring

Diskusjon

Gruppens sammensetning og prosjektoppgaven er godkjent av SHT, og vi trenger et låsbart rom til prosjektarbeidet.

Trenger diskplass på server som alle gruppemedlemmene har tilgang til.

Veiledere for gruppen bør være John T Conway og Hans J B Mørch, da disse har inngående kjennskap til problemstillingen.

Konklusjon:

Gruppens sammensetning er godkjent

Problemstillingen bør utdypes mer spesifikt

Veiledere for gruppen blir satt til å være John T Conway og Hans J B Mørch, mens Paul vil holdes oppdatert underveis som linjeveileder.



Møtereferat

2.3.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport** Møtedeltakere: **Hele klassen 3MFL 2009**

Innkalt av: **Paul Arentzen** **Paul Arentzen**

Protokollfører: **Rajeev Lehar**

Emner på dagsorden:

- Retningslinjer bacheloroppgave for flyteknikk 2009
- Gjennomgang av viktige punkter for prosjektarbeid
- Dato for ferdigstilling og fremføring

Diskusjon

Dokumentet med retningslinjer for gjennomføring av hovedprosjekt skal være som en veiledning gjennom hele prosessen. Dokumentet innbefatter forarbeid, utarbeidelse, rapport og evalueringsdelen av bacheloroppgave. Viktigheten av pålitelige og riktige kildehenvisninger.

Prosjektet blir evaluert:

- 30% Inntrykket underveis gjennom prosjektperioden
- 50% Rapport
- 20% Fremføring

Prosjektperm til bruk under perioden bør inneholde arbeidsmetoder, delrapporter, møteinnkallinger og møtereferater samt veileders merknader.

Konklusjon:

Prosjektarbeidet kan settes i gang av respektive grupper med deres veiledere. Frist for levering av rapport avgjøres med veileder, normalt noen dager før presentasjon. Fremføring vil skje enten onsdag 03.06 eller torsdag 04.06.

Møtereferat

16.3.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**

Møtedeltakere:

Gruppen**John T. Conway**

Innkalt av:

**Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**

Protokollfører:

Rajeev Lehar

Emner på dagsorden:

- Deep-stall
- CFD-analysen
- Understell
- Propell
- Flaps

Diskusjon

Informasjon om deep-stall er lite kjent, men anbefales å søke i bibliotekets systemer. Informasjon bør være nyere enn 1960/1970-tallet.

Anbefalte steder å søke etter litteratur og journaler:

- Bibliotekets databaser
- NASA-ads
- ISI
- AIAA

Må analysere et vingeprofil med kjent data og plot for å se hva slags turbulensmodell som skal/bør brukes for å få analysen til å konvergere best mulig. Her må det prøves og feiles en del. Selve analysen krever en del datakraft som er en mangelvare på universitetet. Dette kan løses ved å bruke datakraft som er tilgjengelig hos veileder Hans J. Mørch.

Modellering av understell bør være så nøyaktig som mulig, spesielt deler som kommer inn i luftstrømningen

Modellering av propell og bruk av propulsjon vil etter veileders erfaring kreve alt for mye tid og datakraft for å fullføre. Også meget vanskelig og tidkrevende å modellere detaljer og effekt, men viktig å ta med i betraktning at angrepsvinkelen blir påvirket.

Flaps og rotorflater bør være så detaljerte som mulig, og gruppen bør være klar over at luftstrømmen i åpningen mellom vingen og flaps har en høy viktighet, men er uhyre vanskelig å beregne, så fremt det ikke finnes data tilgjengelig.

Konklusjon:

Innhente så mye informasjon om deep-stall som mulig. Denne informasjonen bør være pålitelig, referer til anbefalte søkedatabaser.

Modellere ferdig en 3D-CAD modell av vingeprofil og CFD-test av denne bør skje så fort det lar seg gjøre. Dette for å kunne se hvilke CFD-modeller som skal og bør velges for selve hovedanalysen.

Møtereferat

15.4.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**

Møtedeltakere:

Gruppen**Hans J B Mørch**

Innkalt av:

**Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltevd**

Protokollfører:

Rajeev Lehar

Emner på dagsorden:

- Hvordan definere midtplan
- Flatemodellering i SolidWorks
- Flymodellen ferdig skannet
- Vingeprofilanalyse i STAR-CCM+

Diskusjon

Å definere midtplan viser seg å være vanskelig å definere i PolyWorks, så dette må gjøres i SolidWorks. Midtplan bør være så nøyaktig som mulig for at det skal være hensiktsmessig å speile flyet.

Filtyperne som kan eksporteres fra PolyWorks til SolidWorks er: .IGES, .STEP og .STL. Disse filene kommer i utgangspunktet inn i SolidWorks kun som visuelle modeller. Fra PolyWorks er det mulig å lage rimelig nøyaktig flatemodell i .IGES-fil, men flatene må konverteres til SolidWorks -flater slik at de kan redigeres og findesignes. Generelle tips angående flatemodellering.

Det er hovedsakelig kun den skannede flykroppen og overgangene (fairings) samt motorgeometri som er essensielt fra skanningen. Selve hovedvingene og haleseksjonen samt understell skal modelleres fra bunn, derfor er det viktig å få fine og jevne overganger fra skann til våre modellerte deler. Hvordan bør dette gjøres?

Vingeprofilen skal analyseres i STAR-CCM+. Siden vi skal bruke ikke-kompressibel luftstrøm og velger å se bort ifra ideell gasslov, kan vi heller ikke bruke "freestream" funksjonen i programmet.

Konklusjon:

- For å definere et midtplan så nøyaktig som mulig ut fra skannet modell, kan vi bruke 3 punkts plan ved bruk av vertices i SolidWorks. Andre muligheter er å definere 3 punkter i midten av modellen i en 3D-skisse, og deretter definere et nytt plan fra disse punktene.
- Flatene som er importert fra skannet kan konverteres med å bruke Offset Surface med 0mm som offset avstand. Deretter kan man bruke Trim Surface funksjonen for å ta bort de unødvendige flatene. Alle flatene må sys sammen ved hjelp av Knit Surfaces. Dårlige eller stygge skannede flater kan slettes og nye flater kan loftes på nytt, eller bruke fill surface. Her må man huske å bruke Tangent to Surface i grensebetingelsene. Composite Curves er også meget nyttig i flatemodellering spesielt når man skal lofte fra kanter. Om man har bruk for det kan man også bruke Freeform funksjonen, men den er noe unøyaktig og vanskelig å definere korrekt.
- Skalering av modellen gjøres via scalefunksjonen innunder insert feature.
- For å kunne analysere vingen i ikke-kompressibel luftstrøm og siden vi velger å se bort fra ideell gasslov, må vi bruke block-surface med velocity inlet og pressure outlet i STAR-CCM+ modellen vår.

Møtereftrat

22.4.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**

Møtedeltakere:

Gruppen**Hans J B Mørch**

Innkalt av:

**Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**

Protokollfører:

Rajeev Lehar

Emner på dagsorden:

- Definere plan i sammenstillingen
- Mate delene sammen
- Angle of incidence og dihedral vinkel
- Overgang mellom flykroppen og vingen
- Kopiere flyet om midtplanet

Diskusjon

Først og fremst må alle plan i sammenstillingen settes sammen slik at det er naturlig, slik at det blir enklere å mate sammen delene riktig. Dette spesielt med tanke på dihedral vinkelen vingen skal sammenstilles på, samtidig som vi skal ha angle of incidence på 1 grad ved roten og en wash-out vinkel på 2°.

Haleflate samt alle modifikasjonene og understell må kunne mates sammen ved hjelp av de nye definerte planene.

En viktig del av modelleringen er å få en riktig overgang fra flykropp til vingen, altså vingeroten. Da vingen er modellert fra bunn ved hjelp av reelle NACA-profilverdier, viser det seg at den skannede modellen og vingen ikke får en jevn overgang. Dette må forbedres slik at denne overgangen blir så reell som mulig.

Konklusjon:

- Definere en horisontal linje på flyet som vi kan bruke til å definere plan ut ifra
- Definere XY-plan, TOP-plan
- Definere XZ-plan, MIDT-plan
- Definere et plan hvor $X=0$, I dette tilfelle vil det være gunstig å ha nesen lik null i X-retning som vil være tilsvarende et FRONT-plan
- Etter å ha etablert disse planene på flyet, kan man nå mate flyet i sammenstillingens plan etter å ha satt flyet i "float" og sette på nye navn på de respektive plan
- Nå kan man definere referanselinjer som tilsvarer angle of incidence på vingen, og dihedral vinkelen. Disse referanselinjene kan nå mates til flyvingens plan. Da vingen allerede er modellert med en wash out vinkel på 2°, er det kun angle of incidence som trengs å defineres
- Overgangen fra flyet til vingen må gjøres i part modus og ikke i sammenstillingsmodus. For å få til dette må man konvertere enten alle flatene fra flykroppen over til vingeparten, eller motsatt, ved bruk av offset surface lik 0mm. Deretter "hider" man originaldelen, i vårt tilfelle selve flyet. Nå som både vingen og flyet er en part, kan vi lofte fra flyet til vingen ved hjelp av composite curves og guide lines.
- NB: når man har "hider" deler i SW, vil man få muligheten til å "resolve hidden items" i STAR-CCM+. Her er det viktig å klikke på NO slik at man kun får inn en del.

Møtereftrat

24.4.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**

Møtedeltakere:

**Gruppen
John T Conway**

Innkalt av:

**Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**

Protokollfører:

Rajeev Lehar

Emner på dagsorden:

- CAD-modell
- Analyse og datakraft
- Tidsaspekt og innlevering
- Evaluering av prosjekt
- Flaps
- Analyse av vingeprofil

Diskusjon

Viste frem CAD-modellen slik den ser ut sammenlignet med modellen vi skannet. Første sammenstilling er i cruise konfigurasjon. Forklarte rundt måten gruppen har modellert på med hensyn til at alle deler er modellert fra bunn, slik som empennage, vinger, ventralfinne og understell samt modifikasjoner. John mente det var en del modellering som var altfor detaljert og kunne skape problemer i analysen, slik som understell. Samt at alle åpne hull i modellen må lukkes før en analyse. Feilmarginen med tanke på dimensjoner viser seg å være minimale på CAD-modellen sammenlignet med reelle data.

Spørsmål angående hvor man kan kjøre selve analysen og hva slags datakraft kreves for å få utført en analyse.

Hvor lang tid har vi igjen til innlevering samt hvem som skal evaluere prosjektet. Mest gunstig ville vært veiledere som har innsikt i hva gruppen har gjort og kjennskap til hvilke utfordringer gruppen har stått ovenfor under prosjektarbeidet.

Skal vi analysere med en vinkel på høyderor utslag og hvordan skal vi modellere flapsen?

Når vi skal analysere kun vingen, hvilken kordelengde skal brukes for å sammenligne tallene med reelle data for vingeprofilet?

Konklusjon:

- Gruppen regner med at man kan sette opp modellen for analyse på egne datamaskiner, mens selve analysen kan kjøres i Tvedestrand hos Hans J B Mørch. Om det skulle oppstå problemer er det muligheter for å kanskje kunne leie datakraft eksternt. Datamaskinene som er tilgjengelige på UiA vil nok ikke imøtekomme de kravene programvaren krever.
- Prosjektrapporten skal leveres 1. Juni mens presentasjonen vil bli holdt 4.juni.
- Evaluering av hovedprosjektet vil i hovedsak bli gjort av John T Conway og Hans J B Mørch.
- Med tanke på modellering av for eksempel vinkel på høyderor utslag og generelt andre modifikasjoner, skal det underligge kjente verdier. Deler som gruppen ikke har data på skal ikke modelleres eller brukes til analysen.
- Flaps skal modelleres så nøyaktig som mulig, men gruppen er nødt til å se bort fra detaljer som vil kreve unødvendig mye tid å modellere samt unødvendig bruk av datakraft. Det viser seg også fra tidligere analyser at små detaljer har lite effekt så samt gridet ikke er stort nok. Dermed bør gruppen unngå slike detaljer som vil kreve enormt med datakraft.
- Reynoldstallet vil ikke ha noe særlig effekt i dette tilfelle, heller ikke kordelengden vil ha mye å si når vi ser på koeffisienter. I tillegg vil tilnærminger som gjøres gi kun en annen ordens effekt på resultatene på grunn av tilnærminger som blir gjort rundt kunstig luft og viskositet. En kordelengde på 1 meter vil være innen rimelighetens grenser når vi kun skal sammenligne koeffisienter.

Møtereferat

14.5.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport**

Møtedeltakere:

**Gruppen
John T Conway**

Innkalt av:

**Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**

Protokollfører:

Rajeev Lehar

Emner på dagsorden:

- CAD-modell med alle 4 konfigurasjoner
- Ferdig modell med mesh i STAR-CCM+
- Hvilke hastigheter vi bør bruke
- Momentkoeffisienter
- Angrepsvinkel på 4^0 , 8^0 , 12^0 og 16^0
- Hvilke plot bør vi ta ut

Diskusjon

CAD-modell med alle modifikasjoner og i alle konfigurasjoner så meget bra ut, spesielt med tanke på hvor lite gruppen hadde å gå ut ifra. Likeledes for den ferdigstilte modellen i STAR-CCM+. De første analysene på flyet i cruisekonfigurasjon ble satt på med 180 knops hastighet, som skal reduseres ved neste analyse i 12 og 16 graders angrepsvinkel.

Koeffisienter som er tatt ut fra første analysene med flyet i cruise, høres ikke usannsynlige ut.

Høy momentkoeffisient kan være et resultat av 0 graders trim på høyderor. Pitchmoment er som regel utrolig vanskelig å få ut fra CFD-verktøy.

Trykkoeffisienter skal tas ut, og modellen kan sjekkes ved at steder på forkant av vingen kan/skal ha en $C_p=1$

Angrepsvinklene høres fornuftige ut, men det vanskeligste å få ut i CFD er blant annet stallhastighet. Man vil aldri klare å få en 100 % riktig løsning. I virkeligheten vil det være innspill fra døde innseker på overflaten, generelt overflatebeskaffenhet og mye mer.

Kan velge å kjøre analyse på FLIR og SLAR hver for seg, men det vil ikke være like reelt. En annen løsning er å dele flyet i to og bruke symmetriplan. Dette kan gi noenlunde lik resultat som et helt fly, med unntak av noen få endringer som kan oppstå.

Konklusjon:

- Neste møte bør være når vi har fått kjørt ferdig de fleste analysene, om det ikke oppstår store problemer underveis.
- Alt ser meget bra ut, og prosessen kan fortsettes.
- Rapportutkast kan leveres når den er klar.

Møtereferat

26.5.2009

Prosjekt: **CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport** Møtedeltakere: **Gruppen
John T Conway**

Innkalt av: **Are W Krog
Rajeev Lehar
Thomas Sneltvedt**

Protokollfører: **Rajeev Lehar**

Emner på dagsorden:

- Oppsett av flyet i STAR-CCM+
 - Mesh
 - Fysikk
 - Det nye understellet
- Første resultater fra CFD-analysene
- Koeffisientplott

Diskusjon

Oppsett av mesh i STAR-CCM+ ser lovende ut, og den nye løsningen på understellet ser også bra ut ifølge veileder. Avviket i koeffisientplottene er som tidligere kjent, litt vanskelig for cfd-koden å løse riktig når det er turbulens i bildet. I tillegg vil det være avvik i momentkoeffisientene grunnet null trim høyderorflatene. Men de vil likevel være nyttige til sammenligning.

Tilbakemeldingen på oppsett av rapport, var at det så meget lovende ut, og med litt finjustering vil den være klar til innlevering til avtalt tid; 2.juni.2009.

Det ble også avklart at en åpen presentasjon kunne finne sted, for medelever og lærere før den lukkede presentasjonen for SHT. Den åpne presentasjonen skulle ikke telle i evalueringen, og innholdet skal begrenses til det som er avtalt med SHT, altså detaljerte resultater med hensyn til havariet, skal ikke presenteres.

Konklusjon:

- Gruppen lar de siste analysene gå noe lengre slik at resultatene blir ytterligere mer nøyaktig.
- Deler av konklusjon og resultat bør komme rimelig tidlig i rapporten.
- Den åpne presentasjonen vil ikke være tellende for karaktersetting, da dette var et ønske fra gruppen selv.
- Innlevering av rapport til veileder skjer via e-post, og filformatet PDF.

Ukesluttrapper og gantt-diagram

Etter hver uke, hadde vi gjennomgåelse av forrige ukes fremskritt og de mål vi hadde satt oss for kommende uke. De var også veldig nyttige med tanke på å kartlegge progresjonen underveis. Ukesluttrappene inneholder også noen detaljer som ikke er med i selve rapporten.

Ukesluttrapport

Uke: 11

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	16.03.2009		

Sammendrag forrige uke:

Dette er et sammendrag fra hele perioden frem til dags dato. Da vi har hatt fag og eksamener frem til nå, blir dette vår første periode hvor vi følger planen som er satt, samt ukentlige statusrapporter.

Status:

- Hatt innledende møte med veiledere og Statens Havarikommisjon for Transport (SHT)
- Søkt etter 3D-CAD modeller
- Bestilt modell som kan skannes
- Laget rapportmal, ukentlig statusrapport-mal og møtereferat-mal
- Skaffet tripod og begynt å lage skannerigg til modellen
- Skaffet brukermanualer til alt av software og hardware som skal brukes til hovedprosjektet
- Kjørt innledende skann og sett på kalibreringsprosedyre for Faro-skanneren
- Innhentet data om flytypen og vingeprofil
- Vært i kontakt med M7-Aerospace
- Begynt å innhente informasjon rundt deep-stall

Individuell status

Are:

Gjort klart til å ferdigstille skanneriggen. Jobbet med å anskaffe informasjon om tidligere dokumenter med tanke på deep-stall via bibliotekets systemer. Satt seg inn i kalibreringsprosedyren til skanneren, samt kjørt et par innledende skann og innhentet brukermanualer.

Rajeev:

Anskaffelse av modellen og søkt etter ferdige 3D-CAD modeller av flytypen. Laget ferdig alle malene som skal brukes under hovedprosjektet. Vært i kontakt med M7-Aerospace sammen med gruppen. Begynt å se etter informasjon rundt deep-stall. Skaffet tripod til modellen, og begynt å planlegge bygging av utstillingspod.

Thomas:

Jobbet med å ferdigstille skanneriggen. Har også anskaffet en del informasjon angående vingeprofiler og satt seg inn i generell stall av fly. Sett på muligheter for å kjøre forskjellige analyser, og innhentet brukeveiledninger til programvare vi skal bruke. Jobbet med å kalibrere skanneren og kjørt en del innledende skannertester.

Målsetning neste uke:

- Ferdigstillelse av skannerigg
- Bestille litteratur rundt deep-stall
- Skrive ferdig møtereferater og budsjett
- Modellere ferdig vingemodell til flyet

Ukesluttrapport

Uke: 12

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	23.03.2009		

Sammen drag forrige uke:

- Ferdigstilt alle møtereferatene fra møter gruppen har hatt til nå.
- Laget ferdig regnskapsoversikt
- Redigert Gantt diagrammet
- Modellert vingen til flyet i 2D
- Ferdigstilt skannerigg til modellen
- Laget midlertidig analyseoversikt
- Bestilt litteratur rundt deep-stall
- Kjørt innledende skann på modellen
- Modellert ferdig vingeprofilen i SolidWorks
- Satt opp CFD-oppsett til vingen i STAR-CCM+

Individuell status

Are:

Ferdigstilte skannerigg og satt opp vingeprofilet i STAR-CCM+ samt jobbet med skann av modellen. Har også vært i kontakt med biblioteket og bestilt litteratur rundt deep-stall.

Rajeev:

Ferdigstilt alle rapporter og regnskapsoversikt, samt redigert Gantt diagrammet. Laget en midlertidig oversikt over skann som skal gjøres.

Thomas:

Kjørt innledende skann og jobbet med å modellere ferdig vingeprofilet. Har innhentet nødvendig data rundt flyets modifikasjoner og understell samt data på haleseksjonen fra SHT.

Målsetning neste uke:

- Skanne ferdig flymodellen
- Modellere understell
- Modellere modifikasjoner
- Tilrettelegge slik at modellen er ferdigstilt i løpet av denne måneden
- Analysere ferdig vingeprofilet i STAR-CCM+

Ukesluttrapport

Uke: 13

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	31.03.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Modellering av modifikasjoner og understell er grovdesignet. Siste detaljer blir modifisert når gruppen mottar bilder og detaljmål fra SHT.
- Grunnet store problemer med software og implementering av modellen i SolidWorks, har gruppen måtte sette seg inn i en del nye utfordringer som var uventet hele sist uke. Skanningen av halve flykroppen er ferdig. I tillegg til dette har gruppen hatt store utfordringer med å sette seg inn ny programvare som har vært tidkrevende og avansert.
- Fylt ut skjema for refusjon av penger som har blitt lagt ut av gruppen til flymodellen samt faktura for moms og fortolling.

Individuell status

Are:

Skannet halve flykroppen og satt sammen skann i PolyWorks software. Utforsket PolyWorks med funksjoner vi er nødt til å sette oss inn i for å få en god nok CAD-modell. Prøvd å sette seg inn i forskjellig måter å kunne speile flyet på i PolyWorks samt implementering til SolidWorks.

Rajeev:

Modellert og grovdesignet FLIR, SLAR, nose landing gear og main landing gear. Detaljdesign vil bli ferdig når vi mottar detaljerte bilder og data fra SHT. Sendt refusjonsskjema med utgifter for flymodellen til SHT.

Thomas:

Skannet halve flykroppen og satt sammen skann i PolyWorks software. Utforsket PolyWorks med funksjoner vi er nødt til å sette oss inn i for å få en god nok CAD-modell. Prøvd å sette seg inn i forskjellig måter å kunne speile flyet på i PolyWorks samt implementering til SolidWorks .

Målsetning neste uke:

- Gruppen er nødt til å se på andre løsninger for å få flyet inn i SolidWorks .
- Sette seg inn i forskjellige modelleringsmetoder i PolyWorks, både med cross-sections og som flatemodell.
- Sette seg inn i forskjellige modelleringsmetoder i SolidWorks , både med cross-sections og som flatemodell.
- Skanne andre halvdel av flykroppen slik at flykroppen kan deles i midten ved hjelp av et midtplan, i stedet for å speile bare en halvdel, da dette viste seg å bli for unøyaktig.

Ukesluttrapport

Uke: 14

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	06.04.2009		

Sammenheng forrige uke:

- Skannet andre halvdel av flykroppen
- Forsøk på modellering i PolyWorks
- Forsøk på modellering i SolidWorks
- Ytterligere kunnskap om begge softwareprogrammene måtte tilegnes

Individuell status

Are:

Skannet andre halvdel av flykroppen, da det viste seg å bli for komplisert og unøyaktig å finne et midtplan å speile flyet om. Prøvde deretter å modellere flyet i SolidWorks ved hjelp av cross-sections som var tatt ut fra PolyWorks. Dette viste seg å være altfor tidkrevende og komplisert og ble satt midlertidig til side.

Rajeev:

Jobbet med å prøve å endre modellen i SolidWorks ved hjelp av kurver og flater tatt ut fra PolyWorks. Fant også ut av forskjellige importmetoder til SolidWorks. Sendt av gårde ny faktura fra Fed-Ex på import og momskostnader for flymodellen, til SHT.

Thomas:

Skannet andre halvdel av flykroppen, da det viste seg å bli for komplisert og unøyaktig å finne et midtplan å speile flyet om. Prøvde deretter å modellere flyet i PolyWorks ved hjelp av flater. Dro ut cross-sections av flykroppen i PolyWorks for så å modellere flyet i SolidWorks.

Målsetning neste uke:

- Prøve å jobbe videre med modellering av flyet i både PolyWorks og SolidWorks.
- Finne flere tekniske løsninger på å få en solid eller flatemodell som kan redigeres.
- Jobbe videre med å finne løsninger på å kunne speile flyet og tette alle hull og rette ujevnheter
- Analysere flyvingen i STAR-CCM+ for å kunne sjekke resultatene opp mot reelle verdier

Ukesluttrapport

Uke: 15

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	14.04.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Jobbet videre med å speile og få modellert ferdig flyet
- Sett på andre modelleringssoftware
- Analyse av vingen i STAR-CCM+
- Importering av forskjellige CAD-modeller i SolidWorks

Individuell status

Are:

Jobbet med å analysere vingeprofilet NACA 65(2)-215 i STAR-CCM+ for å sammenligne med reelle tall, noe som vil gi oss lærdom av godheten til STAR-CCM+ til vårt bruk. Har hatt litt problemer med å sette opp analysemodellen.

Rajeev:

Prøvd å modellere i et annet software og tatt lærdom av forskjellige modelleringsmetoder samt forskjellige måter å importere forskjellige filformater som kan redigeres i SolidWorks . Modellert fremre del av flyet i Catia ved bruk av importert skann. Dette viste seg å være altfor tidkrevende og unøyaktig i forhold til de kunnskaper vi har om dette programmet. Sett videre på løsning i SolidWorks .

Thomas:

Jobbet mye med å prøve på speiling av flyet, og modellering i PolyWorks. Sett på forskjellige løsninger mellom SolidWorks og PolyWorks med tanke på hvilke type modell som bør brukes. Har også sendt mail til Hans J B Mørch for videre hjelp til modellering og implementering av modell i SolidWorks. Avventer svar.

Målsetning neste uke:

- Jobbe videre med å sette opp vingeprofilmodellen i STAR-CCM+.
- Modellere videre på flymodellen og gjøre den klar for importering i STAR-CCM+.
- Modellere videre på flymodellen med understell og modifikasjoner samt se på løsninger for modellering av flaps.

Ukesluttrapport

Uke: 16

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	17.04.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Modellert ferdig
 - Understell med hjulbrønn
 - Haleseksjonen
 - Motoren
 - Hovedvingen
 - Flykroppen
- Generelt for all modellering har det vært tidkrevende og vanskelig å finne riktige mål. Vi har brukt mål oppgitt fra datablad, flymodellen, tegninger og data med bilder fra SHT for å modellere. Ettersom en del mål ikke stemte overens har vi valgt å gå etter skjønn og beregnet oss frem til modelleringsmål. Her er det også blitt gjort noen forenklinger og heller hatt mer fokus på detaljer som er vesentlig med tanke på luftstrømningen rundt flyet. Det eneste vi har tatt i bruk fra 3D-skannet er selve flykroppen og konturene til motoren, resten er modellert fra bunn, dette med tanke på nøyaktighet. Hadde møte med Hans J B Mørch og fikk hjelp til flatemodellering. Detaljer rundt møte henvises til møtereferat den 15.04.2009.

Individuell status

Are:

Modellert ferdig haleseksjonen. Hatt en del utfordringer med tanke på lofting. Det var mye prøving og feiling for å få de rette formene og dimensjonene. Haleseksjonen ble inndelt i siderorflate og høyderorflate med loft til dorsalfinnen som videre gikk inn i flykroppens haleseksjon.

Rajeev:

Understell og hjulbrønn er ferdig modellert. Mål og dimensjoner ble tatt fra tekniske tegninger og modellen, mens utforming og selve modelleringen var med utgangspunkt fra bildene vi fikk tilsendt av SHT. Modellert og redigert motoren fra skannet. Modellert ferdig alle modifikasjonene slik at de er klare til å sammenstilles med resten av flykroppen.

Thomas:

Jobbet med å bearbeide den skannede flykroppen og tilpasning av motoren på den modellerte flyvingen. En hel del tidkrevende arbeid for å få dette så nøyaktig som mulig. Da det viste seg at dimensjonene på den skannede motoren ikke passet den modellerte flyvingen var det en del redigeringsjobb for å tilpasse disse. Det var også en del jobb for å få vingetippen så realistisk som mulig, da det manglet dimensjoner på denne.

Målsetning neste uke:

- Jobbe med sammenstilling av flymodellen.
- Starte med å modellere de forskjellige konfigurasjonene:
 - Modell i cruisekonfigurasjon.
 - Modell i landingskonfigurasjon.
 - Modell i landingskonfigurasjon med modifikasjoner.
- Se på løsninger i STAR-CCM+ for oppsett av analysemodell

Ukesluttrapport

Uke: 17

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	27.04.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Modellert ferdig ventralfinnen
- Sammenstilling av flyet
- Definert plan til sammenstilling
- 1. Sammenstilling av hele flyet i cruisekonfigurasjon
- 1. Import av flyet i STAR-CCM+

Individuell status

Are:

Modellert ferdig ventralfinnen i SolidWorks. Ferdigstillingen måtte avvete i forrige uke på grunn av manglende mål. Den ble ferdigstilt etter å ha fått verifisert målene fra SHT. Jobbet videre med å analysere vingeprofilet, samt sett på mulige løsninger for flyanalysen. Begynte å se på om et symmetriplan gav like resultater som en hel modell i STAR-CCM+. Dette førte til at vi begynte å se på en enkel analyse som en kule. Først sette opp hele kule og analysere den, for så å analysere kun halve kule ved bruk av symmetriplan.

Rajeev:

Begynte å sette sammen flyet i de 4 forskjellige konfigurasjonene. En del prøving og feiling siden selve flykroppen endrer geometri i landingskonfigurasjon. Selve flykroppen ble modellert i to konfigurasjoner, for så å ta innflyets to konfigurasjoner i en sammenstilling med og uten modifikasjoner. Dette gjaldt da også i landingskonfigurasjon og cruisekonfigurasjon.

Thomas:

Sammenstilte alle delene slik at vi kunne få en ren modell i cruisekonfigurasjon. Satt sammen resterende deler som vingene, motorene, haleseksjonen inkludert ventralfinnen. Her måtte en del forarbeid gjøres for å kunne sammenstille selve flymodellen. Nye plan måtte lages for å kunne relatere de forskjellige delene i riktig posisjon. Dette var for eksempel angle of incidence- og dihedralvinkelen. Ferdigstilte modellen slik at den kunne tas inn i STAR-CCM+.

Målsetning neste uke:

- Få inn modellen i STAR-CCM+
- Prøve å meshe flyet
- Se på forskjellige løsninger i STAR-CCM+ med tanke på analysering
- Modellere ferdig konfigurasjonene

Ukesluttrapport

Uke: 18

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	04.05.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Importert modell i STAR-CCM+
- Prøvd å meshe flyet på våre datamaskiner
- Leid spesialbygd datamaskin fra Grimstad Datatjenester
- Modellert sammenstilling med de forskjellige konfigurasjonene
- Rapportskriving

Individuell status

Are:

Fortsatt med vingeanalysene. Satt sammen nye problemstillinger med kulen for å anslå feilmargin med og uten symmetriplan. Sett på løsninger for å rotere grid i STAR-CCM+, slik at analyse med forskjellige angrepsvinkler kan settes opp uten å sette opp et nytt grid for hver gang.

Rajeev:

Modellert 6 forskjellige konfigurasjoner.

Flykropp i cruise og landingskonfigurasjon.

Sammenstilling med flykropp i cruisekonfigurasjon med og uten modifikasjoner.

Sammenstilling med flykropp i landingskonfigurasjon med og uten modifikasjoner.

Modifikasjonene og understell måtte endres da de originale delene var modellert etter tegninger. Disse var vanskelig å sette sammen riktig med den skannede flykroppen, og måtte derfor endres noe.

Thomas:

Importerte den flymodellen i cruisekonfigurasjon inn i STAR-CCM+. Prøvde å sette opp mesh på flyet med våre datamaskiner. Etter en del forsøk med forskjellige verdier og måter å meshe på, viste det seg at våre maskiner ikke hadde nok internminne til å generere mesh på flyet. Dette var grunnen til at vi valgte å få tak i en kraftigere datamaskin

Målsetning neste uke:

- Rapportskriving
- Få til et mesh oppsett i STAR-CCM+
- Reparere dårlige flater, kanter og punkter i STAR-CCM+
- Begynne å se på fysikkmodelloppsett til bruk i analysen

Ukesluttrapport

Uke: 19

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	11.05.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Modellert flyet til en solid
- Modellert om alle flater til "solide" deler
- Satt oss inn i måter å reparere "dårlige" flater på i STAR-CCM+
- Sett på forskjellige måter å få et fint nok grid på.

Individuell status

Are:

Reparert flyet i STAR-CCM+ og jobbet med å sette seg inn i forskjellige metoder å sette opp et fornuftig meshoppsett. Mye prøving og feiling. Meget tidkrevende da datakraften på den datamaskinen ikke var tilstrekkelig. Oppsett ble gjort på dagen mens meshoperasjonen gikk over natten. Ventetiden mens dataoperasjonen pågikk, ble brukt til å skrive rapport. Samtidig fortsatte analysering av vingen og kulen.

Rajeev:

Modellert om alle mindre sammenstillinger til færre deler. Understellet ble modellert på nytt slik at det dannet en solid. Alle konfigurasjonene ble endret med nye deler og alle sammenstillinger ble modifisert slik at det kunne dannes solider. Motorgeometrien fra skannet viste seg fortsatt å skape problemer i STAR-CCM+, og måtte modifiseres.

Thomas:

Reparert flyet i STAR-CCM+ og jobbet med å sette seg inn i forskjellige metoder å sette opp et fornuftig meshoppsett. Mye prøving og feiling. Meget tidkrevende da datakraften på den datamaskinen ikke var tilstrekkelig. Oppsett ble gjort på dagen mens meshoperasjonen gikk over natten. Ventetiden mens dataoperasjonen pågikk, ble brukt til å skrive rapport.

Målsetning neste uke:

- Lage ferdig meshoppsett som kan brukes til analysering
- Lage volumbokser og definere forskjellige regioner i STAR-CCM+ slik at flyet kan roteres med forskjellige angrepsvinkler uten å måtte sette opp et nytt grid for hver gang
- Definere alle betingelser og gjøre alt klart for analysering

Ukesluttrapport

Uke: 20

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	18.05.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Testet ut flere forskjellige oppsett på mesh.
- Kjørt første analysene på flyet i cruise.
- Modellert resterende sammenstillinger av modifikasjonene om til en part.
- Jobbet med å sette opp ferdige gridløsninger på de forskjellige konfigurasjonene
- Kjørt ytterligere analyser med flyet i cruise med modifikasjoner.
- Laget ferdig meshoppsett på alle konfigurasjonene

Individuell status

Are:

Jobbet med å få satt opp mest mulig fornuftig grid. Dette var rimelig tidkrevende når vi skulle generere volumgrid på modellen. Dette krever mye prøving og feiling, spesielt med tanke på de forskjellige konfigurasjonene. Prøvekjørte flere forskjellige analyser på kulen og vingeprofilet. En del rapportskrivning mellom slagene.

Rajeev:

Det viste seg at en del av solidmodellene som gikk i hverandre i STAR-CCM+ var vanskelig å ta bolske operasjoner med. Sammenstillingen av modifikasjonene måtte derfor modelleres på nytt som en hel del. Modellerte på nytt til en solidmodell inkludert fly, modifikasjon og understell. Jobbet videre med oppsett av rapporten inkludert rapportskrivning.

Thomas:

Jobbet med å få satt opp mest mulig fornuftig grid. Dette var rimelig tidkrevende når vi skulle generere volumgrid på modellen. Dette krever mye prøving og feiling, spesielt med tanke på de forskjellige konfigurasjonene. Ferdigstilte meshoppsett for alle modifikasjonene. Kjørt analyse på kun FLIR for å se om resultat blir likt med og uten symmetriplan. En del rapportskrivning mellom slagene.

Målsetning neste uke:

- Kjøre ferdig alle analysene
- Sette sammen resultatene og analysere resultatene
- Skrive rapport og innhente resterende informasjon til rapporten



Ukesluttrapport

Uke: 21

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	23.05.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Kjørt ferdig de siste analysene
- Begynt med etterbehandling av resultater
- Satt sammen store deler av rapporten
- Innhentet mer informasjon som skal med i rapporten

Individuell status

Are:

Kjørt ferdig de siste analysene. Innhentet resterende informasjon til rapporten og skrevet rapport. Begynt med oppsett av etterbehandling og analysering av resultater.

Rajeev:

Satt sammen store deler av rapporten og gjort den klar for å sendes som et utkast til veileder. Samlet inn informasjon som skal med i rapporten.

Thomas:

Gjort klar for gjennomføring av de siste analysene. Begynt med oppsett av etterbehandling og analysering av resultater. Innhentet resterende informasjon til rapporten og skrevet rapport.

Målsetning neste uke:

- Analysere resultatene
- Sette sammen rapporten
- Korrekturlesing



Ukesluttrapport

Uke: 22

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Dato:	01.06.2009		

Sammendrag forrige uke:

- Kjørt ferdig siste analysene
- Gått gjennom alle resultatene
- Skrevet ferdig rapport
- Laget POD for flymodellen
- Begynt med oppsett til presentasjon

Individuell status

Are:
Kjørt ferdig analysene og sammenstilt resultatene til rapporten. Skrevet ferdig rapport.
Laget POD til flymodellen. Jobbet med presentasjonsforberedelser

Rajeev:
Redigert all informasjon som skal inn i rapporten og ferdigstilt rapporten. Fått bekreftelse på lån av videokamera til presentasjonen.

Thomas:
Laget POD og skrevet ferdig rapporten. Vært i kontakt med SHT angående informasjon til presentasjon.

Målsetning neste uke:

- N/A

Regnskapsoversikt

*Gjennom hele prosjektperioden
ønsket vi å ha en oversikt over det
økonomiske aspektet med
tilknytning til oppgaven.*

*Oversikten gir informasjon om
hva utgiftsposten gjelder, hvem
som betalte det og hvem som skal
dekke utlegget.*



Regnskapsoversikt

HPR/MF-001/2009

Prosjekt:	CFD-analyse for Statens Havarikommisjon for Transport	Veiledere UiA:	John T Conway Hans J B Mørch
Gruppe:	Are W Krog Rajeev Lehar Thomas Sneltvedt	Veiledere SHT:	Roger Holm Tor Nørstegård Jon Sneltvedt
Periode:	Januar - Juni 2009		

Dato	Betalt av	Beskrivelse	Beløp	Dekkes av
13.01.2009	Thomas Sneltvedt	Kjøring t/r Grimstad-Tvedestrand		Gruppen
03.02.2009	Rajeev Lehar	Flymodell (\$561,46)	4.029,68	SHT
19.02.2009	Rajeev Lehar	Flymodell (\$561,47)	3.940,55	SHT
18.03.2009	SHT	Toll og MVA for flymodell	1492,00	SHT
15.04.2009	Rajeev Lehar	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen
22.04.2009	Rajeev Lehar	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen
29.04.2009	Rajeev Lehar	Leie av spesialbygd datamaskin	1250,-	Gruppen
04.05.2009	Rajeev Lehar	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen
05.05.2009	Thomas Sneltvedt	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen
11.05.2009	Thomas Sneltvedt	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen
12.05.2009	Rajeev Lehar	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen
19.05.2009	Thomas Sneltvedt	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen
20.05.2009	Are Wergeland Krog	Kjøring t/r Grimstad- Tvedestrand		Gruppen

