



CHALMERS



Utvärdering av prestanda för regionalflygplan med vätgasframdrift

Kandidatarbete inom mekanik och maritima vetenskaper, M2

Emil Ellénus
Denis Grahovic
Axel Qvarnström
Jacob Wennersten
Edvin Åkeson

MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2022

www.chalmers.se

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Utvärdering av prestanda för regionalflygplan med vätgasframdrift

Kandidatarbete inom mekanik och maritima vetenskaper
MMSX20-22-81



CHALMERS

Utvärdering av prestanda för regionalflygplan med vätgasframdrift
EMIL ELLÉNIUS, DENIS GRAHOVIC, AXEL QVARNSTRÖM, JACOB WEN-
NERSTEN, EDVIN ÅKESON

© EMIL ELLÉNIUS, DENIS GRAHOVIC, AXEL QVARNSTRÖM, JACOB WEN-
NERSTEN, EDVIN ÅKESON, 2022.

Handledare: Tomas Grönstedt, Xin Zhao
Examinator: Carlos Xisto

Kandidatarbete 2022
Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper
Chalmers tekniska högskola
SE-412 96 Göteborg
Telefon +46 31 772 1000

Omslag:
Bilden är renderad i CATIA V5 och illustrerar regionalflygplanet 19-PAX från
CARAT-projektet, ett Chalmersprojekt som syftar på att utveckla eldrivna flyg-
plan. Bilder kommer också från CARAT-projektet.
Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper.
Göteborg 2022

Abstract

The aviation sector is currently attempting to drastically reduce their environmentally damaging emissions. Hydrogen has been proposed as an alternative to kerosene to achieve this. This change of fuel comes with some complications. To effectively store hydrogen on planes it needs to be cooled to around 20 K, where it becomes a liquid. This liquid must be kept cool the entire flight to avoid major pressure increases and loss of fuel. Because of this, there are high demands on the tanks that store the fuel.

This projects purpose is to investigate how to best design these tanks for a specified commuter aircraft, as well as evaluate the performance of this aircraft with hydrogen propulsion. To realize this, a simulation model of the tanks and airplane is created and used to iterate the optimal insulation thickness to maximise range, given some restrictions. The insulation material used in the project is polyurethane foam.

The results show that a commuter aircraft with hydrogen propulsion is a viable option. The majority of the surface of Sweden can be covered by only expanding hydrogen infrastructure to a handful of airports, which lowers the barrier of entry for national hydrogen aviation. There is also potential for longer international flights but there needs to be more research conducted on other types of insulation than the one examined in this report.

Sammandrag

Flygsektorn försöker idag att drastiskt minska sina miljöpåverkande utsläpp. För att lyckas med detta har väte föreslagits som alternativt bränsle till flygfotogen. Bränslebytet medför dock en del svårigheter. För att effektivt förvara vätet på flygplanen krävs att det kyls ned till cirka 20 K, då det övergår från gas till en vätska. Vätskan måste hållas kall under hela flygningen för att undvika stora tryckökningar och förlust av bränsle. Därför ställs höga krav på de tankar som ska förvara bränslet.

Detta projekt avser att undersöka hur man bäst kan konstruera dessa tankar för ett specificerat regionalflygplan, samt utvärdera vilken prestanda ett flygplan av denna sort kan väntas uppnå med vätgasdrift. För att göra detta skapas en simuleringsmodell över tankarna och planet som, givet vissa begränsningar, itererar fram optimal isoleringstjocklek på tankarna för att maximera flygsträckan. Isoleringsmaterialet som används i denna rapport är polyuretanskum.

Resultaten visar att det undersökta regionalflygplan med vätgasdrift är en faktisk möjlighet. Majoriteten av Sveriges yta kan täckas genom att endast utveckla väteinfrastruktur på ett fåtal flygplatser, vilket hade sänkt inträdesbarriären för nationellt väteflyg. Det finns även potential för längre internationell flygning men det skulle krävas vidare undersökning inom andra typer av isolering än den som undersökts i denna rapport.

Sökord: Kryogen vätgastank, 19-PAX, Vätgasdrift, Skumisolering, Flygsimulering, Väteinfrastruktur, CARAT, Termisk design, Aluminium 2219, Polyuretanskum

Förord

Projektet *Utvärdering av prestanda för regionalflygplan med vätgasframdrift* har genomförts på institutionen *mekanik och maritima vetenskaper* på Chalmers tekniska högskola. Projektet utfördes vårterminen 2022 och har följt alla krav givna av programmet Maskinteknik.

Ett stort tack till våra handledare Tomas Grönstedt och Xin Zhao som har hjälpt oss under projektets gång och alltid varit tillgängliga för frågor. Vi vill också tacka vår systergrupp som hjälpt oss driva projektet på ett bra och noggrant sätt samt försett oss med nödvändiga data.

Emil Ellénus
Denis Grahovic
Axel Qvarnström
Jacob Wennersten
Edvin Åkeson

Göteborg, maj 2022

Nomenklatur

H_2	Vätgas
LH_2	Flytande väte
$t_{\text{vägg}}$ [cm]	Tjocklek på tankvägg
t_{isol} [cm]	Tjocklek på isolering
r_1 [m]	Inre radie i tanken
$r_2 = r_1 + t_{\text{vägg}}$ [m]	Yttre radie i tanken
$r_3 = r_2 + t_{\text{isol}}$ [m]	Totala radie för tank och isolering
L_{tank} [m]	Längd på tank
V_r [m ³]	Volym för olika radier r_1 , r_2 och r_3
V_{LH_2} [m ³]	Volym flytande väte i tank
V_{H_2} [m ³]	Volym vätgas i tank
m [kg]	Massa
m_0 [kg]	Initial massa väte i tank
$m_{\text{tot,full}}$ [kg]	Den totala tankmassan inklusive väte, skal och isolering
m_{vent} [kg]	Den ventilerade massan vätgas
σ [W/m ² K ⁴]	Boltzmanns konstant
ε [–]	Emmisivitet
p_{max} [Pa]	Maxtryck i tank
p_{min} [Pa]	Minimitryck i tank
p_{burst} [MPa]	Burst-trycket
A_{LH_2} [m ²]	Kontaktytan för LH_2
A_{H_2} [m ²]	Kontaktytan för H_2
T_{∞} [K]	Temperatur i tanken eller omgivningen
T_{s1} [K]	Temperatur på insida av tankvägg
T_{s2} [K]	Temperatur på utsida av tankvägg
Gr [–]	Grashoftalet
Ra [–]	Rayleightalet
Pr [–]	Prandtltalet
Nu [–]	Nusselttalet
c_p [kJ/(kgK)]	Värmekapacitet
ρ [kg/m ³]	Densitet
k [W/mK]	Termisk konduktivitet
μ [kg/sm]	Dynamisk viskositet

ν [m ² /s]	Kinematisk viskositet
h [W/m ² K]	Värmeöverföringskoefficient för konvektion
R [K/W]	Termisk resistans
Q [W]	Värmeöverföring
g [m/s ²]	Tyngdacceleration
F_x [N]	Kraftresultanten i x -led
F_y [N]	Kraftresultanten i y -led
γ [°]	Hastighetsvektorns vinkel mot horisontalplanet
α [°]	Flygplanets vinkel mot hastighetsvektorn
F_N [N]	Totala drivkraften
c_L [—]	Lyftkoefficient
c_D [—]	Friktionskoefficient
L [N]	Lyftkraften, vinkelrät mot γ
D [N]	Friktionskraft, parallell med γ
q [Pa]	Dynamiskt tryck
S [m ²]	Flygplansvingarnas projicerade area ovanifrån (referensarea)
P [W]	Effektbehov vid flygning
η [—]	Verkningsgrad
p [Pa]	Tryck
M [—]	Mach-tal
a [m/s]	Ljudhastighet
FoS [—]	Säkerhetsfaktor
e_w [—]	Svetseffektivitet

Innehåll

Nomenklatur	vi
1 Inledning	1
1.1 Bakgrund	1
1.1.1 Väte som bränslealternativ	1
1.1.2 Företag och utveckling av vätgasflygplan	2
1.1.3 Forskningprojekt på Chalmers tekniska högskola	3
1.2 Syfte	3
1.3 Avgränsningar	3
2 Teori och förutsättningar	4
2.1 Flygplanet	4
2.1.1 Flygsäkerhetskrav	6
2.2 Tankplacering	6
2.3 Bränslecell	7
2.4 Vätetank	8
2.4.1 Tryck	8
2.4.2 Mekanisk design	9
2.4.3 Väggmaterial	9
2.5 Termisk design	11
2.5.1 Isoleringkonstruktion	11
2.5.2 Isoleringsmaterial	13
2.5.3 Värmeöverföring	14
3 Metod	16
3.1 Tryck i tank	16
3.2 Mekanisk design	17
3.3 Värmeöverföring	18
3.3.1 Variation av kontaktyta	19
3.3.2 Konvektion	20
3.3.3 Ledning	21
3.3.4 Strålning	22
3.4 Flygplansmodell	23

4	Validering	25
5	Resultat	27
5.1	Flygplansprestanda	27
5.2	Tanktjocklek, placering och volym	28
5.2.1	Tankplacering och totalvolym	28
5.2.2	Tankväggstjocklek	29
5.3	Stillastående tank	29
5.4	Flyguppdrag	32
5.4.1	Maximal operativ flygsträcka vid enkelväg	32
5.4.2	Maximal operativ flygsträcka vid tur-och-retur	35
5.5	Förlängning av tank	38
5.6	Marginaler	40
6	Diskussion	41
6.1	Multilayer Insulation	41
6.2	Effekter av temperaturstratifiering	41
6.3	Felkällor från antaganden	42
6.3.1	Massa	42
6.3.2	Väggstjocklek	42
6.3.3	Dimensionslösa tal	43
6.4	Optimering av tankar för olika flygsträckor	43
6.5	Optimering av 19-Pax för användning av vätetankar	44
6.6	Vätgasinfrastruktur i Sverige	44
7	Slutsats	48
8	Referenser	49
A	MATLAB-kod	I
A.1	Tankmodell	I
A.1.1	Huvudkod	I
A.1.2	Funktionsfiler	VII
A.2	Flygsimulering	XVI
A.2.1	Huvudkod	XVI
A.2.2	Funktionsfiler	XX

1

Inledning

I detta avsnitt beskrivs bakgrunden till ämnet väteförvaring i allmänhet och projektet i synnerhet. Projektet och denna rapport genomfördes och producerades i ett kandidatarbete som utfördes våren 2022 på Chalmers Tekniska Högskola i Göteborg.

1.1 Bakgrund

Forskare har länge letat efter en alternativ bränslekälla för flygtransporter med hopp om att minska utsläppen från flygresorna. Många olika typer av energikällor har undersökts, både fossila och förnybara och en av de mest aktuella idag är väte. Vätets aggregationstillstånd är gas vid normala tryck och temperaturer och ett stort problem med att driva ett flygplan på vätgas är förvaringen av bränslet, då det kräver stor volym. Volymen kan minskas genom att kyla ner vätgasen till cirka 20 K då det övergår till en vätska, vars tillstånd kallas kryogent. För att denna lösning ska fungera är det väsentligt att vätskan hålls kall genom att förvara den i speciella kryogena tankar. Tankarna med dess innehåll kommer i detta projekt modelleras, simuleras och utvärderas för att undersöka teknikens potential.

1.1.1 Väte som bränslealternativ

Flygtransporter har sedan dess begynnelse använt fossila bränslen som energikälla för flygresor. Bränslet som dominerar industrin idag är flygfotogen och släpper ut ungefär 3,16 kg CO₂ per kilogram förbränt flygbränsle. Utöver detta krävs även en extra mängd CO₂-utsläpp för att framställa flygfotogen som lägger till ytterligare 0,5 kg CO₂ per kilogram flygbränsle [1].

I *Flightpath 2050* [2], som är en EU-publikation över EU:s framtida mål för flygtransporter, skrivs det att CO₂-utsläpp ska minska med 75 procent, kväveoxidutsläpp (NO_x) med 90 procent och bullernivån med 60 procent till år 2050 jämfört med värden från år 2000 [2].

För att realisera detta föreslås biobränsle som ett alternativ men bland annat NO_x kvarstår och i *Flightpath 2050* fastslås att användandet av biobränsle är långt ifrån tillräckligt för att uppnå målet [3]. Ett annat alternativ är, som tidigare nämnt, att använda väte som drivmedel.

Använder man väte istället för flygfotogen för drift av flygplan kan man helt eliminera CO₂-utsläpp om vätet produceras utan utsläpp. Dock kommer utsläppet av vattenånga att öka. Då även vattenånga är en växthusgas kommer klimatet påverkas, men effekten är inte lika stor som för CO₂. Vattenånga dröjer dessutom endast kvar i atmosfären i upp till ett år, medan det kan ta över 100 år för CO₂ att sluta påverka atmosfären [4].

Flytande väte (LH₂) innehåller betydligt mer energi per kilogram än flygfotogen, vilket betyder att det är ett energitätt bränsle sett till vikt. Problemet uppstår när man istället undersöker volymförhållandet. Värden för flytande väte och flygfotogen kan ses i tabell 1.1. För ett givet uppdrag skulle det krävas en volym väte som är nästan fyra gånger större än motsvarande energi i flygfotogen [4]. Detta är ett av de största problemen med att applicera vätgasdrift till flygplan och kommer bland annat behandlas i detta projekt.

	Gravimetrisk densitet [MJ/kg]	Volumetrisk densitet [MJ/l]
Flygfotogen	42.8	36.9
LH ₂	120	8

Tabell 1.1: Energidensiteter för LH₂ och flygfotogen [5].

1.1.2 Företag och utveckling av vätgasflygplan

Flera stora aktörer inom flygindustrin försöker att minska flygets klimatpåverkan genom att utveckla flygplan som drivs på väte. En av dem är företaget Airbus som har som mål att introducera kommersiella flygplan drivna på flytande väte år 2035 med deras projekt 'ZEROe' [6]. Just nu har de tre stycken konceptuella flygplan i olika storlekar där samtliga är drivna genom väteförbränning med modifierade turbofläktmotorer. Dessa konceptflygplan är

- Turbopropellerplan för under 100 passagerare med en räckvidd på över 2000 km.
- Turbofläktplan för under 200 passagerare med en räckvidd på över 4000 km.
- Blandad ving kropp med samma data som turbofläktplanet.

Det brittiska start-up företaget ZeroAvia ligger även i framkant inom utvecklingen och hoppas leverera ett 10-20-passagerarflygplan redan år 2024 och därefter fortsätta med större modeller. De använder sig av kryogena vätetankar som driver en bränslecell likt lösningen detta arbetet utforskar. ZeroAvia utvecklar också effektiva klimatsmarta lösningar för framställningen av det flytande väte som krävs [7].

Även företag som inte själva direkt producerar kommersiella flygplan är delaktiga i utvecklingen. NASA har länge forskat på vätgasdrift och Saab startade 2021 ett forskningsprojekt inom fossilfria flygplan framtaget framförallt för den nordiska marknaden [8].

1.1.3 Forskningsprojekt på Chalmers tekniska högskola

Likt som på de tidigare nämnda företagen, sker även forskning inom området på Chalmers tekniska högskola. Detta kandidatarbete bygger på forskningsprojektet "CO₂-free air transport for short ranges" (CARAT) som bedrivs på institutionen Mekanik och Maritima vetenskaper, under ledning av Tomas Grönstedt [9]. CARAT kommer använda sig av andra forskningsprojekt för att utföra uppdragsanalys och trade studies för elektriska flygplan. Projektet utvecklar ett konceptflygplan vilket modellerats för att kunna simulera batteriframdrift med fokus på

- Hur osäkerheter i drift och teknologi påverkar användandet av elektriska flygplan.
- Hur teknologiska framgångar i batteri/bränsleceller förbättrar räckvidd, hastighet och energiförbrukning.
- Översätta uppdragskrav till krav för drivlina (vad som behövs för att uppnå en viss flygplanskapacitet).

Planet är av propellertyp och är ett regionalflygplan konstruerat för 19 passagerare (19-PAX).

1.2 Syfte

Detta projektet syftar till att ta fram en simuleringsmodell över bränsleförvaring i form av kryogen bränsletank, samt ta fram dess dimensioner. Modellen ska tillsammans med en modell över en bränslecell, som tas fram av ett parallellt kandidatprojekt, simulera vätgasdrift av ett specificerat 19-PAX-flygplan enligt CARAT-projektet.

1.3 Avgränsningar

Det totala projektet fördelas över två grupper som har olika arbetsuppgifter. Denna rapport kommer ej att behandla bränslecellen och använder resultaten från det andra arbetet för att sammanställa resultaten.

Flygplanets struktur och elmotorer är förutbestämda vilket visas närmare i avsnitt 2.1. Detta projekt kommer ej att optimera dessa utan endast använda tilldelad data. Förändring av tyngdpunkt och balans i planet efter installation av tankar och bränslecell kommer inte heller undersökas. Däremot kommer den pålagda vikten att påverka simuleringen. De nya systemen kommer att placeras i ett utrymme tillgängligt i det konstruerade planet efter begränsningar i volym och vikt.

2

Teori och förutsättningar

Projektet baseras på vissa grundförutsättningar och även teori inom mekanisk och termisk design. Detta avsnitt avser att förklara dessa samt vissa designbeslut för att sedan kunna genomföra beräkningar.

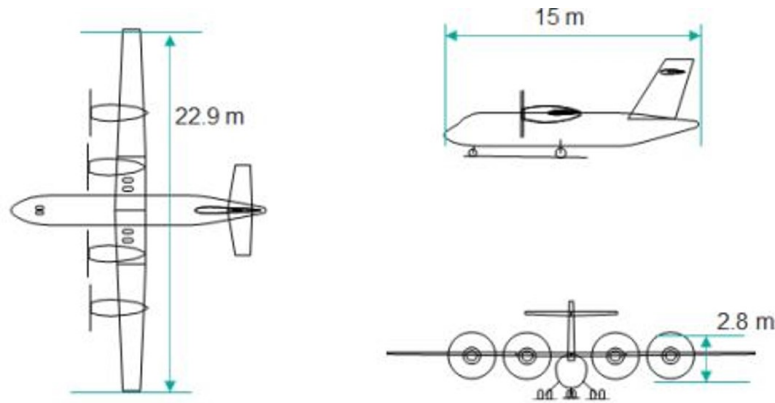
2.1 Flygplanet

Geometrin för flygplanet är förbestämt enligt CARAT-projektet [9]. En rendering av flygplanet kan ses i figur 2.1.



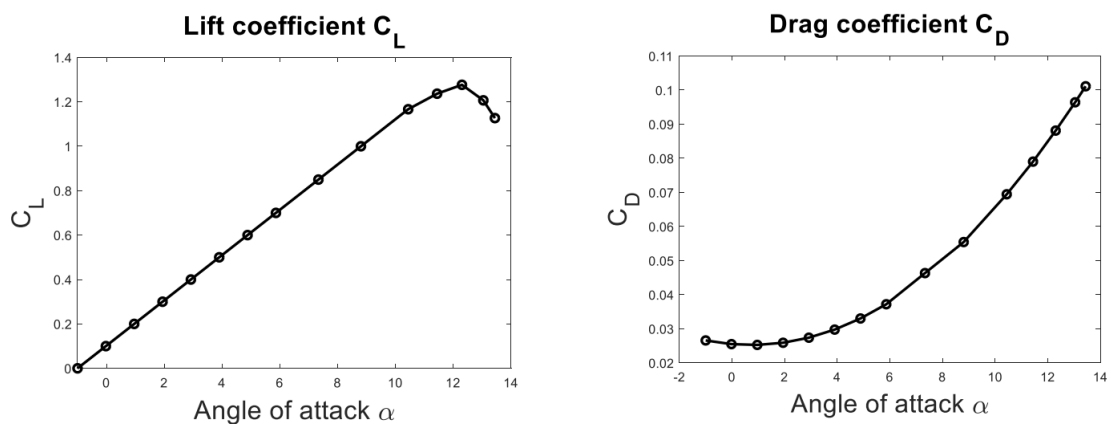
Figur 2.1: Rendering av CARAT-planet [9].

Planets massa är $m = 8618$ kg, varav 2400 kg är tillgängligt för bränsle, bränsleförvaring, bränslecell och andra tillhörande delsystem. Även volymen är alltså begränsande för förvaring av de olika systemen. Referensarean (som används för luftmotstånd och lyftkraftsberäkningar) är $S = 37,7$ m² och vissa andra mått på planet kan ses i figur 2.2.



Figur 2.2: CARAT-planets dimensioner [9].

I figur 2.3 visas planets lyft- och dragkoefficienter som båda är en funktion av attackvinkeln α , vilket är vinkeln mellan flygplanets hastighetsvektor och kraftvektor. Dessa kan användas för att hitta den optimala vinkeln för flygplanet att rikta sin kraftvektor, med så lite energiförluster som möjligt.



Figur 2.3: c_L och c_D som funktioner av attackvinkeln α [10].

Flygplanet genomgår tre olika faser vid en normal flygning. Stigning där det snabbt stiger till den önskade höjden, marschfas där planet håller konstant höjd, i detta fall 13 000 ft, samt inflygning där planets höjd minskar inför exempelvis landning. I figur 2.4 visas data för planets hastighet och stigvinkel vid de olika faserna som bestäms av hastighetsvektorns vinkel γ mot horisontalplanet. Figur 2.4 visar också data om verkningsgraden för propeller, elmotor och kontrollsystem.

Segment	Speed (m/s)	Flight path angle, γ (deg)
Climb	92	4.0
Cruise	94	0.0
Descent	79	-3.0
η_{prop}		87.0 %
η_{motor}		90.0 %
$\eta_{controller}$		98.0 %

Figur 2.4: Tabell med planets olika hastigheter, stigvinklar och verkningsgrader [10].

2.1.1 Flygsäkerhetskrav

För att skapa ett säkert och användbart flygplan finns det regler och riktlinjer som måste uppfyllas och följas för att få designen godkänd och certifierad för flygning. En av dessa är att det måste finnas minst två stycken bränsletankar [11]. Detta eftersom ett tankhaveri i en konstruktion med endast en tank direkt kan leda till att bränsletillförseln försvinner.

Ett annat krav är att flygplanet måste ha tillräckligt med bränsle för att kunna cirkulera en flygplats i minst 45 minuter i väntan på landningstillstånd. Efter denna cirkulering ska den även ha tillräckligt med bränsle att flyga till närmsta flygplats och landa [11]. Dessa tillsammans kallas för diversion.

Båda dessa flygsäkerhetskrav är relevanta i detta projekt och ska tas hänsyn till och designas efter.

2.2 Tankplacering

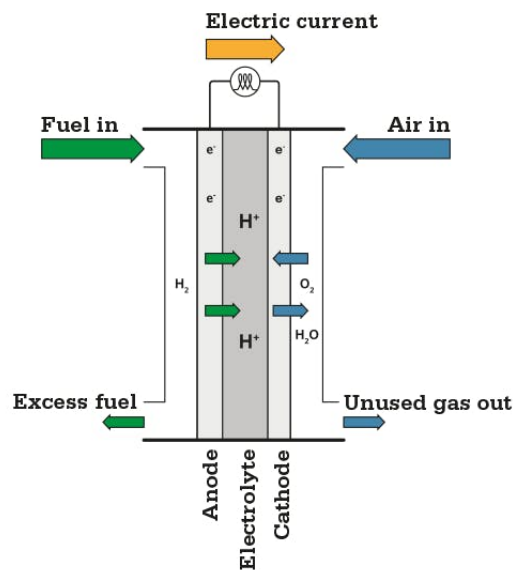
Plan som drivs med flygfotogen och används idag har merparten av sitt bränsle i tankar placerade i vingarna. Denna lösning tillåter inte tillräckligt stor volym av väte och är därför inte ett alternativ. Placering hade även medfört att tankarna blir långsmala då vingarna är relativt tunna, vilket ökar den specifika ytan och i sin tur värmeöverföring. Tankarna får heller inte placeras där det finns risk att de tar skada av ett okontrollerat motorhaveri [12]. Det kommer som tidigare beskrivits krävas två tankar på planet för att säkerställa att problem med en tank inte resulterar i total förlust av bränsletillförsel.

Då detta projekt förhåller sig till ett redan designat flygplan måste tankarna placeras där det finns utrymme. Största utrymmet i flygkroppen är bakom den trycksatta kabinen, alltså längst bak i planet. Detta utrymme kommer inte vara trycksatt eller aktivt uppvärmt av planets värmesystem. Kylan är attraktiv för att åstadkomma så låg värmeöverföring till tankarna och i sin tur bränslet som möjligt.

På grund av detta, samt att det är vanligt förekommande i litteraturen att placera fristående tankar på detta vis, kommer tankarna att befinna sig i tomrummet bakom den trycksatta kabinen. Tankarnas storlek kan bli begränsad av det tillgängliga utrymmet men också den tillgängliga vikten.

2.3 Bränslecell

En bränslecell omvandlar kemisk energi i bränslen och oxidationsmedel till elektrisk energi genom kemiska reaktioner. Den består av en elektrolyt mellan två elektroder (anod och katod) där bränslet oxideras vid anoden och oxidationsmedlet reduceras vid katoden. Flera olika ämnen kan användas men vanligast är väte som bränsle och luft som oxidationsmedel. Då ingen förbränning sker ger detta elektricitet med hög verkningsgrad och lågt miljöavtryck med endast vatten som utsläpp. Det genereras en stor mängd värme under användning och det krävs därför ett omfattande kylsystem. Till skillnad från batterier kan inte en bränslecell förvara energi utan måste ha ett kontinuerligt flöde av bränsle och oxidationsmedel för att generera elektrisk energi [13]. En enkel bild på en bränslecell kan ses i figur 2.5.

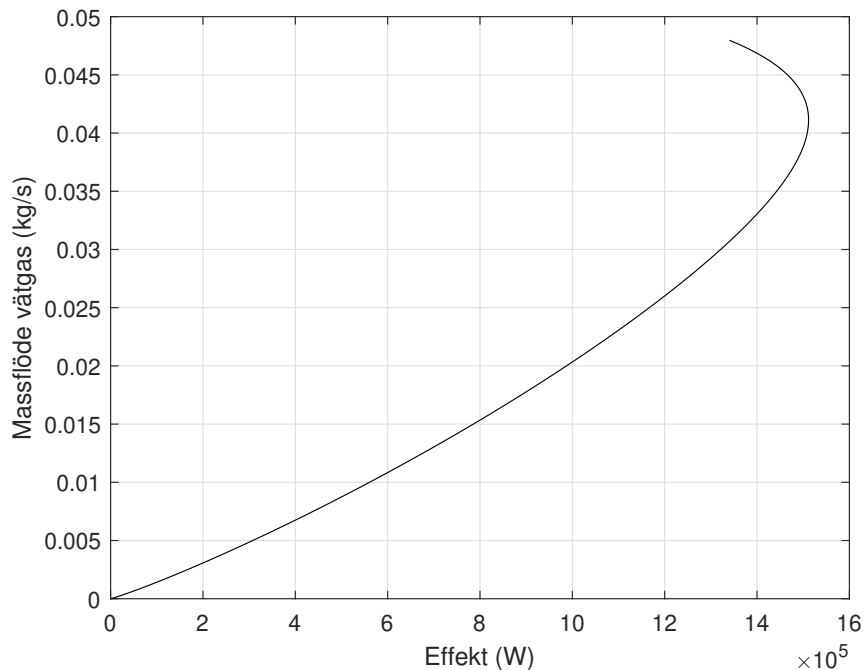


Figur 2.5: Illustrering av en bränslecell [14].

Bränsleceller har länge använts inom rymdindustrin för att generera elektricitet då vikt är en betydelsefull resurs. De har redan med sitt bränsle och oxidationsmedel oftast en högre energidensitet än batterier. Detta gör den också attraktiv för flygtransporter som en konkurrent till batterier [15].

Detta kandidatarbetes systergrupp har i rapporten ”Simulering och modellering av bränslecell för vätgasflygplan” [16] utvecklat en bränslecell för 19-PAX-planet med

ett massflödesbehov som kan ses i figur 2.6.



Figur 2.6: Massflöde vätgas som en funktion av effekten bränslecellen producerar.

Figuren visar den effekt man får ut av bränslecellen med olika massflöden vilket lägger en grund för den prestanda flygplanet kan uppnå.

Denna bränslecell väger 1260 kg och producerar den effekt som krävs för flygplanet [16]. Då det endast finns 2400 kg tillgängligt får kylsystemet, bränsletankarna och bränsle väga maximalt 1140 kg.

2.4 Vätetank

Vid designen av tank finns flera aspekter att ta hänsyn till. Det kommer bland annat att vara övertryck inne i tanken, mekaniska laster som påverkar utifrån samt termiska laster. För att undvika att de skapar problem ska en tank dimensioneras och designas därefter med avseende på form och material.

2.4.1 Tryck

Då tanken ska förvara väte i två olika faser är det vitalt att inget syre från omgivningen kan tillåtas blandas med vätet. Detta hade skapat en potentiellt explosiv blandning som skulle kunna orsaka ett katastrofalt haveri. För att undvika detta används ett övertryck i tanken. Trycket måste inte vara stort men det måste överstiga atmosfärstrycket under en hel flygning [17]. Detta kommer definiera det lägsta

trycket som tillåts, minimitrycket. Det finns även ett maximalt tillåtet tryck. När tanken och vätet värms upp under flygning ökar trycket. För att hålla trycket under det maximalt tillåtna kan det bli aktuellt att släppa ut lite väte i syfte att sänka trycket, vilket kallas ventilerings.

Tanken kan inte innehålla endast flytande väte. Det måste finnas en viss mängd gas från start för ventilerings när maxtrycket uppnås. Att istället ventileras vätska hade betytt att mer massa hade behövt avlägsnas för att sänka trycket tillräckligt än om gas släpps ut. Enligt Winnefeld et al. [17] ska denna vätskeandel vara maximalt 97%. Det är dock önskvärt att maximera mängden flytande väte upp till denna gräns från start, då en större mängd tillåter längre flygsträcka, alternativt mindre volym. Mängden som kan fyllas på beror av fyllnadstrycket och ventileringsstrycket. Genom att inte sätta ventileringsstryck, som är samma som maxtrycket, alltför högt kan en högre vätskeandel uppnås [17].

Enligt Brewer [18] och Winnefeld et al. [17] bör ventileringsstrycket (maxtrycket) vara $p_{\max} = 1,448$ bar, och minimumtrycket, som även är påfyllnadstrycket, $p_{\min} = 1,2$ bar.

2.4.2 Mekanisk design

Från ett mekaniskt och termiskt perspektiv är en sfärisk tank bäst på att stå emot brott. Formen är dock ineffektiv när det handlar om att använda så mycket tillgängligt utrymme som möjligt. Eftersom tanken inte kommer vara nämnvärt trycksatt kan en cylindrisk tank fungera bra. Den undviker stora tryckkoncentrationer och tillåter ofta effektivare användning av utrymmet [19]. Teorin stöds av artikeln "Modelling and Designing Cryogenic Hydrogen Tanks for Future Aircraft Applications"[17], där en analys av elliptiska tanktvärsnitt visar att de medför en betydligt högre massa på tanken för att klara av ett inre övertryck. Analysen resulterar i att ett cirkulärt tvärsnitt är bäst för detta ändamål, vilket fås med cylindrisk tank.

Angående ändarna på cylindern ger halvsfärer bäst spänningsegenskaper och borde ge god möjlighet för att placera tanken. Dessa kan också ändras mot mindre sfäriska lösningar då tanken inte kommer innehålla så högt tryck, som ytterligare skulle medföra bättre användning av det begränsade utrymmet i planet [18].

Vid användandet av en sfärisk eller cylindrisk tank kan det noteras att när deras diameter ökar, minskar förhållandet mellan volymen och ytarean. Detta kan leda till mindre värmeöverföring [12]. En lägre värmeöverföring medför att mindre isolering krävs för att hålla avkokningen, och därmed ventileringen, på en acceptabel nivå, vilket innebär lägre massa på konstruktionen.

2.4.3 Väggmaterial

Då projektet innefattar en kryogen tank måste tankens material ha bra mekaniska egenskaper under kryogena förhållanden. Materialet ska gärna ha hög sträckgräns,

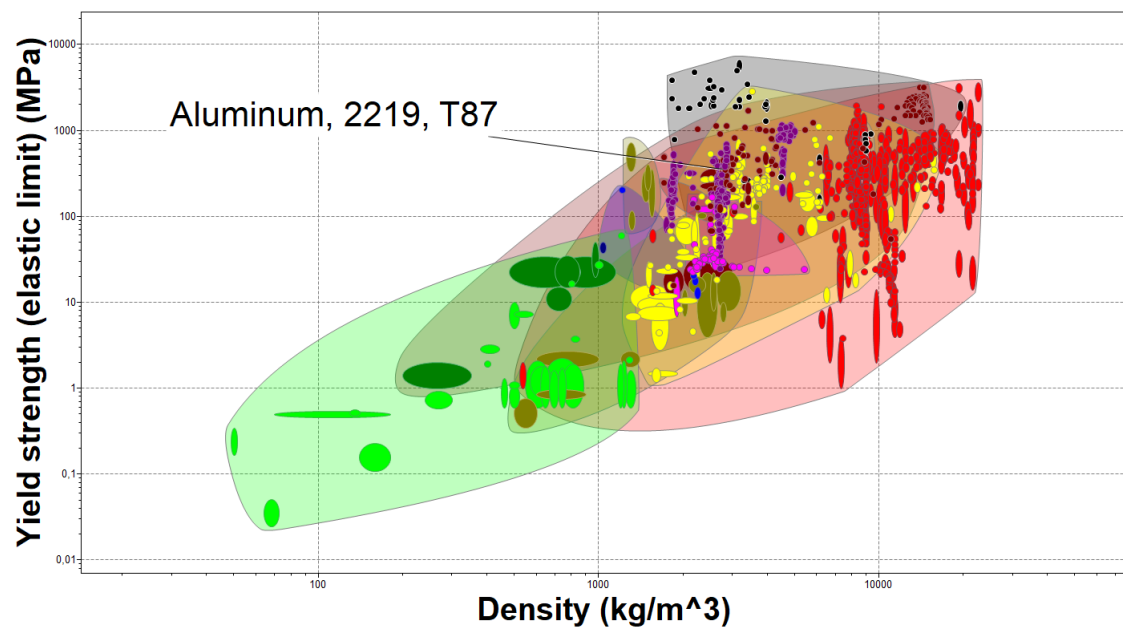
hög brottseghet, hög styvhet och låg densitet. Keramer har en hög styrka per viktenhet men är väldigt spröda. Ett material som har väldigt bra mekaniska egenskaper är kolfiberkomposit (CFRP) men en nackdel är att materialet är väldigt dyrt. Två andra material som har tillräckligt hög styrka per viktenhet och någorlunda låg densitet är Polymer Matrix Composite (PMC) och metaller [20].

Genomträngning är ett kritiskt problem som också måste beaktas. En tank av metall är en lösning på detta problem då väte inte tränger igenom metaller lika snabbt som ickemetaller. Man kan använda ett kompositmaterial med en metallhinna, men på grund av skillnaden i den termiska expansionen kan dessa material separeras då de krymper och expanderar vilket kan introducera spänningar [20].

Metallhydrider är väldigt bra på att förvara väte men måste uteslutas på grund av deras vikt. Man uppnår exempelvis endast 5 % väte per viktenhet med den lättaste metallhybridtanken, som är gjord av MgNi. Dessa tankar kan också ta upp till flera dagar att tanka [18].

Rostfritt stål och aluminiumlegering är två material som ofta används till vätetankar. Båda materialen har hög resistans mot sprödhet under kryogena förhållanden, fungerar bra vid väldigt låga temperaturer, har bra svetsbarhet och även hög resistans mot korrosion vilket gör dem till lämpliga material för förvaring av väte. Det som gör aluminium till ett fördelaktigt material jämfört med rostfritt stål är att det har bäst formbarhet och svetsegenskaper, väger minst och har den högsta resistansen mot korrosion [21]. Aluminium har också ett väldigt högt sträckgräns till densitetsförhållande (se figur 2.7) vilket är fördelaktigt då hög sträckgräns är ett krav och låg vikt ett önskemål.

Aluminium 2219 har en sträckgräns på cirka 290-360 MPa och en brottgräns på cirka 360-450 MPa. Aluminium har en termisk konduktivitet på cirka 120-200 W/mK.



Figur 2.7: Sträckgräns mot densitet för aluminium 2219.

2.5 Termisk design

En av de stora svårigheterna med att hantera flytande väte är att hålla det på en temperatur kring 20 K under en längre tid. Därför är termisk design mycket viktig. Efter att design och material valts kan värmeöverföringen till vätskan bestämmas och därefter storleken och massan av isoleringen fastställas beroende på sökt prestanda.

Enligt Mital et al. [20] är en acceptabel avkokningshastighet av storleksordning 0,1 % initialamassa väte per timme vilket använts som en riktlinje för den sökta prestandan.

2.5.1 Isoleringkonstruktion

Då tankens innehåll måste hållas kryogent behöver värmeöverföringen från omgivningen minimeras. Detta genomförs med fördel genom att omsluta tanken med ett material som har högt motstånd mot värmeöverföring, en så kallad isolator. Om detta är ett specifikt material med låg värmeöverföringskoefficient, eller ett lager med innesluten gas är konstruktionen passiv. Detta betyder att det inte krävs något arbete för att vätet ska isoleras från omgivningen. Motsatsen är ett aktivt isolerat system. Där måste hela tiden arbete tillföras för att uppnå god isolering. Detta kan exempelvis vara en pump som konstant avlägsnar eller tillför gas. Aktiva lösningar medför dock för mycket vikt för att vara användbara i ett flygplan på grund av extra delsystem som exempelvis pumpar, och kommer därför inte utvärderas [18].

Utöver att skydda mot värme måste isoleringen även utföra en annan viktig funktion.

Då vätet är kryogent, kommer även metaltanken att nå mycket låga temperaturer. Detta medför problem när vanliga atmosfärsgaser kommer i direkt kontakt med tanken. Dessa gaser kan då kondensera och till och med frysa, vilket orsakar en extra tyngd för planet att bära och måste undvikas för bättre effektivitet [22]. Det är även ett säkerhetsproblem då exempelvis kondenserat syre skapar en risk för brand och explosion, samt att isoleringsförmågan helt kan förloras.

Detta problem kan lösas genom att integrera en fuktspärr. Denna består av ett eller flera material som kan stå emot diffusion och därmed förhindra att fukt tar sig igenom. Det kan även förhindras genom att använda en vakuumlösning. Denna har redan inbyggda lager som förhindrar vakuumläckor, och då även stoppar fukt. Tekniken medför också god isoleringsförmåga mot värmeöverföring. Vakuum kräver dock en hög säkerhetsfaktor, då en liten läcka skulle göra hela systemet ineffektivt.

En betydligt lättare och säkrare konstruktion består av att endast omsluta tanken med ett isolerade material, som tidigare nämnts. Detta fungerar genom att sänka ledningen genom materialet och därmed minska mängden värme som når tanken. Det finns flera material som kan appliceras inom detta område som kommer nämnas i avsnitt 2.5.2.

Brewer [18] genomförde en studie på olika isoleringskonstruktioner för användning i flygplan. För en fristående tank blev resultatet att den bästa konstruktionen består av ett isolerande skum, med integrerade fuktspärrar. På grund av verifierande av Brewer, samt att konstruktionen verkar ha goda förutsättningar för den aktuella applikationen kommer en liknande konstruktion användas för detta projekt. Ett tvärsnitt på konstruktionen kan ses nedan i figur 2.8.



Figur 2.8: Tvärsnitt av isoleringskonstruktionen, härledd från Brewer [18].

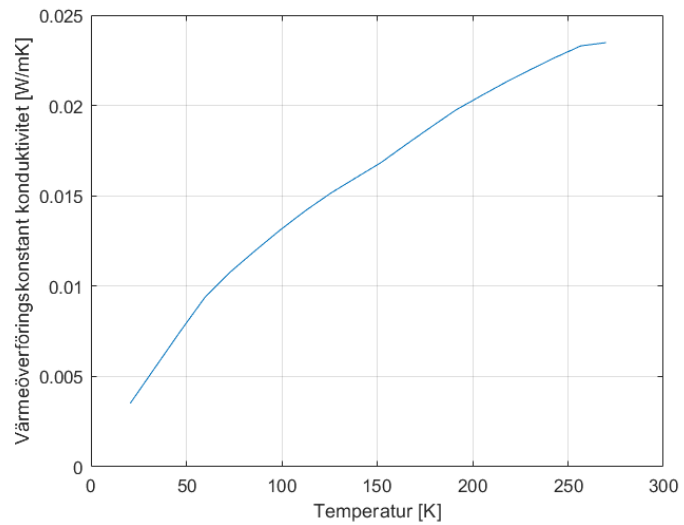
2.5.2 Isoleringsmaterial

När ett bra isoleringsmaterial för en kryogen tank i ett flygplan ska väljas, är låg densitet och låg värmeöverföringskoefficient vad som huvudsakligen eftersöks. Enligt Verstraete [23], är de material som lämpar sig bäst diverse skum, aerogeler och Multi Layer Insulations (MLI:er). Analysen baserades på att materialen ska ha så låg värmeöverföringskoefficient som möjligt. Dessa är material som även övervägs av Brewer [18].

MLI är en konstruktion av flera lager material, där tunn metallfolie med låg emissivitet varvas med ett material med låg ledning, som exempelvis papper. Konstruktionen sätts sedan i ett vakuum. Metallfoliet ser till att minimera mängden strålning, medan det andra isoleringsmaterialet försvårar ledning mellan metallagren. Vakuudet förhindrar till stor del konvektion, då det inte finns någon fluid som kan sättas i rörelse. Denna konstruktion försvårar och minskar alla tre typer av värmeöverföring och har mycket goda isolerande egenskaper med en värmeöverföringskoefficient i storleksordning 0,0001 [23].

Ett problem med MLI:er är att de blir betydligt sämre om det skulle uppstå en läcka så vakuum inte kan bibehållas, eller en degradering av vakuudet över tid. På grund av att vakuum måste bibehållas krävs även en dubbelväggig konstruktion som ökar vikten. En vägg intill vädet, likt för skumkonstruktion, och en vägg längst ut, utanför folie- och papperslagren.

På grund av dess utbredda användning i industrin och goda isoleringsförmåga kommer samma isoleringsmaterial som i Brewers rapport [18] användas. Detta är ett polyuretanskum som har en värmeöverföringskonstant varierande mellan 0,005-0,025 W/mK från 10-300 K. Variationen kan ses i figur 2.9. Den har även en densitet på 32 kg/m³ [18].

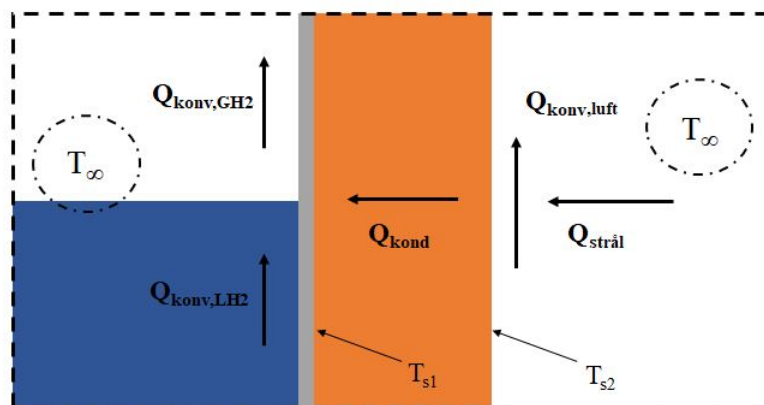


Figur 2.9: Ledning mot temperatur för ett polyuretanskum, härledd från Brewer [18].

Den tidigare nämnda fuktspärren som också ingår i konstruktionen kan enligt Brewer [18] effektivt implementeras genom en multilagerkonstruktion. Denna konstruktion benämns MAAMF, vilket står för Mylar, Aluminium foil, Aluminium foil, Mylar och Fabric. Mylar är en polyesterfilm som effektivt förhindrar fukt från att ta sig igenom. Aluminium foil betyder aluminiumfolie. Fabric är i detta fall antingen ett tyg av glasfiber eller dacron, vilket är en polyesterfiber. Detta sammanslagna lager är såpass tunt att dess resistans mot värmeöverföring försummas i beräkningarna men det har en ytdensitet på 0,2245 kg/m².

2.5.3 Värmeöverföring

Som tidigare nämnts består värmeöverföringen för det specificerade problemet av tre huvudkomponenter: konvektion, ledning och strålning. En visualisering av värmeöverföringen i ett tvärsnitt kan ses i figur 2.10.



Figur 2.10: Värmeöverföring genom ett tvärsnitt av tanken, härledd från ASME [12].

På utsidan av isoleringen förekommer det strålning från omgivningen och fri konvektion från den omgivande luften. Genom isoleringen och tankväggen förekommer ledning beroende på skillnaden mellan yttemperaturerna. Inne i tanken kommer det finnas en konvektionskomponent från den avkokade gasen, och en från den flytande vätskan [18], dessa antas ha samma temperatur. Under ett uppdrag kommer den area som täcks av vätska respektive gas att förändras då bränsle används. Detta kommer medföra förändrade värmeöverföringsegenskaper då konvektionen mellan väggen och vätskan samt väggen och gasen inte är samma.

3

Metod

Detta projekt består av många olika typer av beräkningar. För att kunna få fram ett realistiskt resultat från dessa är det viktigt att metoderna som används är trovärdiga. Detta avsnitt behandlar de metoder som använts under projektets gång som sedan tillsammans med teorin ska användas för att producera resultat.

3.1 Tryck i tank

Baserat på en kontrollvolymsanalys i Lin et al. [24], där trycket antas vara homogent i tanken, fås en ekvation som här är omskriven i termer av massflödet för vätska till bränslecell och gas ventilerad för att kontrollera trycket

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\phi}{V}(Q - \Delta h(\dot{m}_g + \rho^*(\dot{m}_l + \dot{m}_g))) \quad (3.1)$$

där

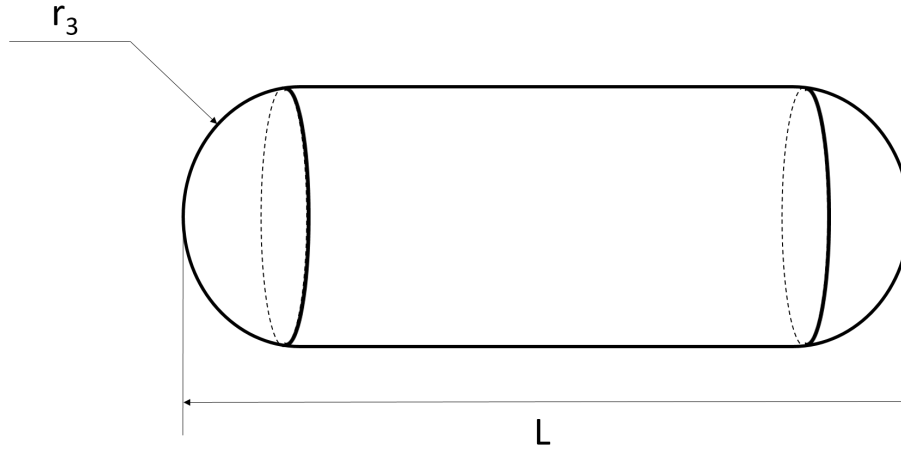
$$\rho^* = \frac{\rho_g}{\rho_g + \rho_l} \quad (3.2)$$

och energiderivatan ϕ kan approximeras enligt följande numerisk metod

$$\phi = \frac{1}{\rho \left. \frac{\partial u}{\partial P} \right|_{\rho}} \approx \frac{1}{\rho \frac{u_2 - u_1}{P_2 - P_1}}. \quad (3.3)$$

Denna modell för tryckutvecklingen tenderar dock att underskatta den verkliga tryckförändringen och därför används i enlighet med Lin et al. en faktor 2 i ekvation (3.1) [24]. All data för väte som behövs hämtas från NIST [25].

3.2 Mekanisk design



Figur 3.1: Tankens form med radien r_3 och längden L markerad i figuren.

Den största tryckskillnaden kommer fås vid den högsta flyghöjden, i detta fall 13 000 ft, där atmosfärstrycket är $p_{\text{atm}} = 0,616$ bar. Tryckskillnaden blir då

$$\Delta p = p_{\text{max}} - p_{\text{atm}}$$

Enligt Brewer [18] ska tryckskillnaden multipliceras med en faktor av 1,1 för att ta hänsyn till övertrycksventiltolerans och tröghetseffekter som ger ett designtryck av

$$p_{\text{design}} = 1,1 \Delta p.$$

Detta ska sedan multipliceras med en faktor 2,0 för att ta hänsyn till manövrar och vindbyar, vilket ger det så kallade burst-trycket

$$p_{\text{burst}} = 2,0 p_{\text{design}}. \quad (3.4)$$

För att komma fram till tankens tjocklek som krävs beroende på det inre övertrycket ges formler och värden enligt Barron [22]. De olika sektionerna i tanken är r_1 för radien innanför aluminiumskalet, r_2 för radien utanför aluminiumskalet (början på skummet) och r_3 för radien där skummet slutar, vilket är den totala radien. Tanken delas upp i en cylindrisk mittdel med två halvsfärer på ändarna (se figur 3.1) där tjockleken på en cylindrisk tank kan räknas ut enligt

$$t_{\text{vägg, cylinder}} = \frac{2 p_{\text{burst}} r_2}{2(\sigma_{\text{allow}}/\text{FoS})e_w - 0,8 p_{\text{burst}}} \quad (3.5)$$

där $\text{FoS} = 4$ är en säkerhetsfaktor, svetsningseffektivitet är $e_w = 0,8$ och radien inklusive tankväggen är r_2 . För ändarna kan tjockleken på en sfärisk eller elliptisk tank räknas ut enligt

$$t_{\text{vägg, sfär}} = \frac{2 p_{\text{burst}} r_2 K}{2(\sigma_{\text{allow}}/\text{FoS})e_w - 2p_{\text{burst}}(K - 0,1)} \quad (3.6)$$

där $K = (1/6)(2 + (r_0/r_{0,1})^2)$ är en konstant som beror på hur rund änden är. $r_{0,1}$ är den mindre radien för en elliptisk ände vilket i detta fall är lika stor som r_0 . För sfäriska tankar blir $K = 0,5$.

Då denna metod riktar sig mot större tankar kommer den tank med störst beräknad tjocklek att användas som tjocklek för båda tankarna. När tjockleken på de olika sektionerna i tankarna är bestämda kan man enkelt räkna ut volymen för en radie r_1 , r_2 eller r_3 genom

$$V_{r_i} = r_i^2 \pi (L - 2r_3) + \frac{4 \pi r_i^3}{3}. \quad (3.7)$$

Detta leder till att man kan få den totala vikten $m_{\text{tot,väte}}$, m_{al} och m_{isol} för de olika komponenterna i tanken enligt

$$m_{\text{tot,väte}} = V_{\text{H}_2} \rho_{\text{H}_2} + V_{\text{LH}_2} \rho_{\text{LH}_2} \quad (3.8)$$

$$m_{\text{aluminium}} = \rho_{\text{aluminium}}(V_{r_2} - V_{r_1}) \quad (3.9)$$

$$m_{\text{isolering}} = \rho_{\text{isolering}}(V_{r_3} - V_{r_2}). \quad (3.10)$$

3.3 Värmeöverföring

Den totala värmeöverföringsbalansen över systemet beskrivs enligt

$$Q_{\text{konv,LH}_2} + Q_{\text{konv,H}_2} = Q_{\text{kond}} = Q_{\text{konv,luft}} + Q_{\text{strål}} \quad (3.11)$$

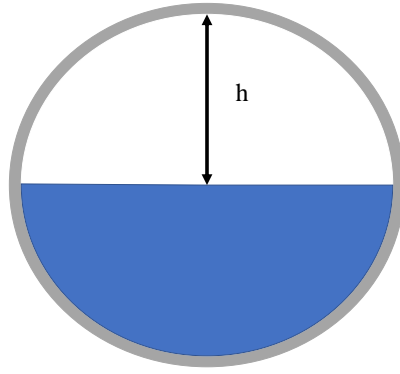
där värmeöverföringen via konvektionen mellan tankväggens insida och vätet är lika med värmeöverföringen via ledning i isoleringen som är lika med värmeöverföringen via konvektion och strålning mellan utsidan av tanken och tankens omgivning. En visualisering av värmeöverföringen för ett tvärsnitt visas i figur 2.10. Antaganden som gjorts för värmeöverföringsmodellen är att ingen expansion av tanken sker på

grund av värme eller tryck (konstant volym) samt att tryck och temperatur är samma i hela tanken (försummar effekter av stratifikation och gravitation).

För att bestämma värmemängden in i tanken och i sin tur in i bränslet, itereras ekvation 3.11 baserat på en gissning av yttertemperaturerna T_{s1} och T_{s2} tills en jämvikt nås.

3.3.1 Variation av kontaktyta

För att bestämma hur den yta som täcks av vätgas respektive flytande väte förändras, ställs samband upp beroende på variabeln h . Detta är den höjd som vätskenivån har sjunkit från att vara full tank, alltså höjden från vätskeytan till toppen av tanken vilket kan ses i figur 3.2.



Figur 3.2: Visualisering av höjden h .

Först ställs ekvationer som beskriver volymen beroende på h upp.

$$V_{\text{sfär,LH}_2} = \frac{\pi h^2(3r_1 - h)}{3} \quad (3.12)$$

$$V_{\text{cylinder,LH}_2} = \left(\arccos\left(\frac{h - r_1}{r_1}\right) r_1^2 - (h - r_1) \sqrt{2r_1(2r_1 - h) - h^2} \right) L_{\text{tank}} \quad (3.13)$$

Eftersom volymen är känd kan h bestämmas ur ekvation (3.12) samt (3.13) och användas i samband som ger kontaktytan för det flytande vätet.

$$A_{\text{sfär,LH}_2} = 2\pi r_1 h$$

$$A_{\text{cylinder,LH}_2} = 2 L_{\text{tank}} r_1 \arccos\left(\frac{1-h}{r_1}\right)$$

$$A_{\text{LH}_2} = A_{\text{sfär,LH}_2} + A_{\text{cylinder,LH}_2} \quad (3.14)$$

För att sedan räkna ut kontaktytan för gasen H_2 används skillnaden mellan den initiala- och nuvarande kontaktytan för LH_2 , där $h = 2 r_1$ för den initiala kontaktytan.

$$A_{\text{sfär,H}_2} = A_{\text{sfär,start,LH}_2} - A_{\text{sfär,LH}_2}$$

$$A_{\text{cylinder,H}_2} = A_{\text{cylinder,start,LH}_2} - A_{\text{cylinder,LH}_2}$$

$$A_{\text{H}_2} = A_{\text{sfär,H}_2} + A_{\text{cylinder,H}_2} \quad (3.15)$$

3.3.2 Konvektion

Fri konvektion förekommer enligt avsnitt 2.5 på utsidan av tanken från den omslutande luften, och på insidan från både det flytande vätet samt vätgasen. För att bestämma värmeöverföringen för dessa måste först filmtemperaturen och konstanten β beräknas enligt

$$T_{\text{film}} = \frac{T_s + T_\infty}{2}$$

$$\beta = \frac{1}{T_{\text{film}}}.$$

Där T_s kan vara tankväggs yttertemperatur på insidan T_{s1} eller isoleringsmaterialets yttemperatur på utsidan T_{s2} och T_∞ kan vara vätets eller omgivningens temperatur. Med dessa yttemperaturer, omgivningens temperatur, gravitationen och diameter kan Grashoftalet och sedan Rayleightalet beräknas enligt

$$Gr = \frac{g \beta (T_s - T_\infty) D^3}{\nu^2} \quad (3.16)$$

$$Ra = Gr Pr \quad (3.17)$$

där $Pr = \frac{\mu c_p}{k}$, $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ och värden på μ , c_p , k och ρ är tabulerade i NIST [25].

I denna modell används samma Nusselttal för både den cylindriska kroppen och de sfäriska ändarna. Detta eftersom Nusseltekvationen för en cylinder kräver att cylindern är orimligt lång och smal för denna applikation. För de sfäriska ändarna krävs att Rayleightalet befann sig inom ett intervall som inte skulle kunna uppfyllas. Därför beräknas Nusselttalet enligt plan vertikal platta och fungerar för Rayleightal upp till 10^{13} .

$$\overline{Nu_D} = \left(0.825 + \frac{0.387 Ra^{1/6}}{[1 + (0.492/Pr)^{9/16}]^{8/27}} \right)^2 \quad (3.18)$$

Nusselttalet används sedan för att ta fram den konvektiva värmeöverföringskoefficienten

$$h_{\text{konv}} = \frac{Nu_D k}{2r} \quad (3.19)$$

som ger resistansen för värmeöverföring genom konvektion

$$R_{\text{konv}} = \frac{1}{h_{\text{konv}} A_{\text{tank}}} \quad (3.20)$$

och slutligen värmeöverföringen

$$Q_{\text{konv}} = \frac{|T_s - T_\infty|}{R_{\text{konv}}}. \quad (3.21)$$

Dessa formler används för både den yttre och inre konvektionen. T_s , T_∞ och r ändras beroende på om man avser det inre eller yttre fallet. Även μ , c_p , k och ρ ändras beroende på vilken fluid som studeras, luft på utsidan av tanken eller flytande väte och vätgas på insidan. För den inre konvektionen kommer tankens area A_{tank} att bestå av arean som berörs av flytande väte A_{LH_2} och arean som berörs av vätgas A_{H_2} . För den yttre konvektionen är A_{tank} tankens yttre area som omgivs av luft. Alla dessa värden kommer även variera under ett flyguppdrag då temperatur, tryck och massa varierar.

3.3.3 Ledning

Q_{kond} från ekvation (3.11) baseras bara på värmeöverföringen genom isoleringsmaterialet då tankväggen som består av aluminium har en väldigt hög termisk ledning vilket gör att värmeöverföringen genom tankväggen kan försummas.

Värmeöverföringen $Q_{\text{kond, cylinder}}$ och $Q_{\text{kond, sfär}}$ gissas och $i = 1, 2, 3, \dots, n$ bildar en uniform fördelning över temperaturerna T_1 till T_n . Randvillkoren $T_{i=1} = T_{s1}$ och

$T_{i=n} = T_{s2}$ gissas enligt tidigare kapitel 3.2 och för den innersta raden är $r_{i=1} = r_2$ och för den yttersta raden är $r_{i=n} = r_3$ [23]. Med formel för värmeöverföring genom ledning räknas det yttersta steget i raden r_{n-1} ut genom

$$Q_{\text{kond, cylinder}} = \frac{(T_n - T_{n-1})2\pi L_{\text{tank}}(\frac{k_n+k_{n-1}}{2})}{\ln(\frac{r_n}{r_{n-1}})} \Rightarrow r_{n-1} = r_n / e^{\frac{(T_n - T_{n-1})2\pi L_{\text{tank}}(\frac{k_n+k_{n-1}}{2})}{Q_{\text{kond, cylinder}}}} \quad (3.22)$$

$$Q_{\text{kond, sfär}} = \frac{(T_n - T_{n-1})4\pi(\frac{k_n+k_{n-1}}{2})}{\frac{1}{r_{n-1}} - \frac{1}{r_n}} \Rightarrow r_{n-1} = \frac{1}{\frac{1}{r_n} + \frac{(T_n - T_{n-1})4\pi(\frac{k_n+k_{n-1}}{2})}{Q_{\text{kond, sfär}}}}. \quad (3.23)$$

För att testa om gissningen av ekvation 3.22 och 3.23 var rätt går i från 1 till $n - 2$ enligt

$$Q_{\text{kond, cylinder}} = \frac{(T_{i+1} - T_i)2\pi L_{\text{tank}}(\frac{k_{i+1}+k_i}{2})}{\ln(\frac{r_{i+1}}{r_i})} \Rightarrow r_{i+1} = r_i e^{\frac{(T_{i+1} - T_i)2\pi L_{\text{tank}}(\frac{k_{i+1}+k_i}{2})}{Q_{\text{kond, cylinder}}}} \quad (3.24)$$

$$Q_{\text{kond, sfär}} = \frac{(T_{i+1} - T_i)4\pi(\frac{k_{i+1}+k_i}{2})}{\frac{1}{r_i} - \frac{1}{r_{i+1}}} \Rightarrow r_{i+1} = \frac{1}{\frac{1}{r_i} - \frac{(T_{i+1} - T_i)4\pi(\frac{k_{i+1}+k_i}{2})}{Q_{\text{kond, sfär}}}}. \quad (3.25)$$

Om sedan skillnaden på koordinaten av r_{n-1} från de båda fallen skiljer sig gissas en ny värmeöverföring och iterationen börjar om. Detta försätter tills r_{n-1} är samma för båda fallen och isoleringen har en känd temperaturgradient och därför en känd värmeöverföring enligt

$$Q_{\text{kond}} = Q_{\text{kond, cylinder}} + Q_{\text{kond, sfär}}. \quad (3.26)$$

Tjocklek på isoleringen blir då $t_{\text{isol}} = r_3 - r_2$.

3.3.4 Strålning

Strålningen verkar på utsidan av isoleringen. Strålningen som värmer tanken är differensen mellan den inkommande (absorberade) strålningen från omgivningen och den utgående strålningen från tanken enligt

$$Q_{\text{strål}} = Q_{\text{strål,in}} - Q_{\text{strål,ut}}. \quad (3.27)$$

Strålningen som går ut och in från tanken kan skrivas som

$$Q_{\text{strål,ut}} = A_1 \varepsilon_1 \sigma T_1^4 \quad (3.28)$$

$$Q_{\text{strål,in}} = \alpha_1 \sum_i F_{i1} A_i \varepsilon_i \sigma T_i^4 \quad (3.29)$$

och med reciprocitetslagen kan den absorberade strålningen skrivas om enligt

$$Q_{\text{strål,in}} = \alpha_1 \sum_i F_{i1} A_1 \varepsilon_i \sigma T_i^4. \quad (3.30)$$

Med antagandet att det endast är en yta som omsluter tanken och att tanken endast ser sig själv ($F_{1i} = 1$) fås

$$Q_{\text{strål,in}} = \alpha_1 A_1 \varepsilon_i \sigma T_i^4. \quad (3.31)$$

Grå egenskaper antas för tanken, vilket gör att $\alpha_1 = \varepsilon_1$ och omgivningen antas vara mycket större än tanken vilket ger att $\varepsilon_i = 1$. Med $A_1 = A_{\text{tank}}$, $T_i = T_\infty$, $T_1 = T_s$ och $\varepsilon_1 = \varepsilon$ erhålles

$$Q_{\text{strål}} = Q_{\text{strål,in}} - Q_{\text{strål,ut}} = \varepsilon A_{\text{tank}} \sigma T_\infty^4 - \varepsilon A_{\text{tank}} \sigma T_s^4 = \varepsilon \sigma A_{\text{tank}} (T_\infty^4 - T_s^4). \quad (3.32)$$

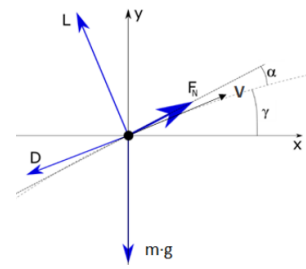
Likt för konvektionen kommer omgivningens temperatur förändras under flygningen och strålningen kommer då variera.

3.4 Flygplansmodell

I figur 3.3 visas en visualisering av alla krafter som verkar på flygkroppen. Flygplanet och motorerna är riktade längs med drivkraften F_N medan flygriktningen är riktad längs med V . Skillnaden α mellan dessa vektorer genererar en lyftkraft L för att hålla planet på en konstant höjd. Planets krafter i 2D kan räknas ut enligt

$$\begin{cases} F_x = -L \sin \gamma - D \cos \gamma + F_N \cos (\alpha + \gamma) \\ F_y = L \cos \gamma - D \sin \gamma + F_N \sin (\alpha + \gamma) - mg. \end{cases} \quad (3.33)$$

där lyftkraften $L = c_L q S$ och friktionskraften $D = c_D q S$. Det dynamiska trycket definieras som $q = \frac{c_p \rho}{2} M^2$ och Mach-talet som $M = \frac{v}{a}$. Under uppdraget kommer tillståndet på den omgivande luften att ändras vilket resulterar i att ett flertal konstanter varierar. Tyngdaccelerationen antas vara konstant som $g = 9,82 \text{ m/s}^2$. Lyftkoefficienten c_L och friktionskoefficienten c_D hämtas ur figur 2.3. Hastigheten v och lyftvinkeln γ hämtas ur figur 2.4.



Figur 3.3: Visualisering av krafter på flygplan [10].

Under hela flygningen antas planet flyga med konstant hastighet vilket innebär att det råder kraftbalans, dvs. $F_x = 0$. Genom att lösa ekvationssystemet (3.33) fås värden på α och F_N . Effekten som krävs för att driva planet (utan verkningsgrader inräknade) kan sedan räknas ut genom

$$P = F_N v \cos \alpha. \quad (3.34)$$

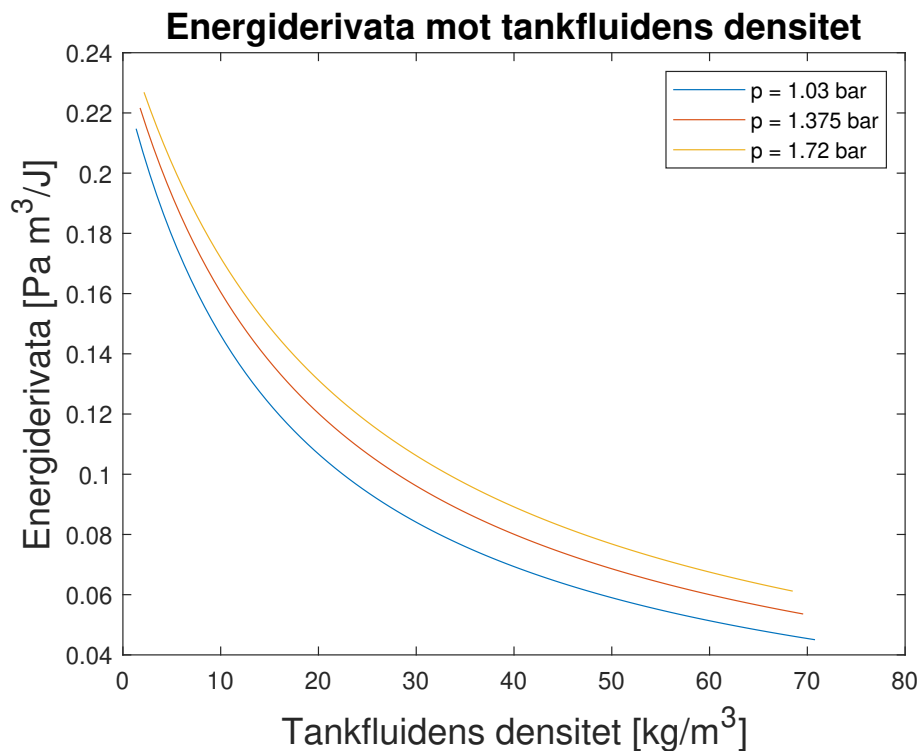
Flygplanet kommer alltid antas väga 8618 kg och flygplanet kommer alltså vara på sin maxvikt, oberoende på hur mycket bränsle som släpps ut och används. Med dessa formler och värden kan en simuleringsmodell av olika flygningar ställas upp.

4

Validering

För att kontrollera att simuleringsmodellen som bygger på de beräkningar som redovisas i metoddelen är korrekt så utförs valideringar.

En grundsten i simuleringsmodellen är energiderivatan då den används i tryckmodellen som beskrivs i avsnitt 3.1, ekvation (3.3). För att validera att energiderivatan som används är korrekt så plottas den mot tankfluidens densitet vid tre olika tryck som visas i figur 4.1 och jämförs med en likadan figur i Lin et al. [24].

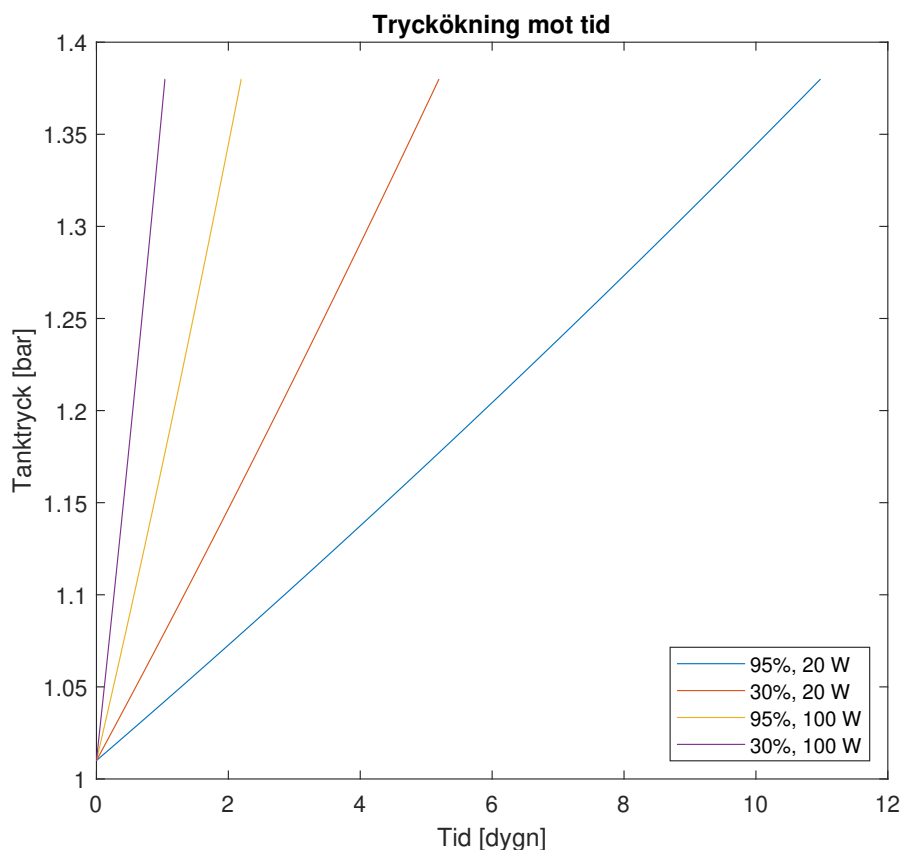


Figur 4.1: Validering av energiderivatan.

De tre kurvor som visas i figur 4.1 stämmer överens med de tre kurvor i Lin et al., vilket betyder att energiderivatan beräknats enligt källan.

En annan validering som utförs är att jämföra med Lin et al. hur trycket förändras

över tid för olika givna fall. Tanken som används har volymen $V = 52 \text{ m}^3$ och initialtryck $p = 1,01 \text{ bar}$.



Figur 4.2: Validering av tryckmodellen.

Som visas i figur 4.2 är de olika fallen för procentandelen LH_2 i tanken med respektive konstant värmeöverföring och initial fyllnadsgrad. Graferna som tagits fram stämmer överens med graferna som visas i referensens figur, vilket betyder att även tryckmodellen stämmer.

För att validera värmeöveföringsmodellen så har värmeöverföring för ledning, konvektion och strålning jämförts mot grundläggande fall i form av exempel från boken "Incropera's Principles of Heat and Mass Transfer" [26].

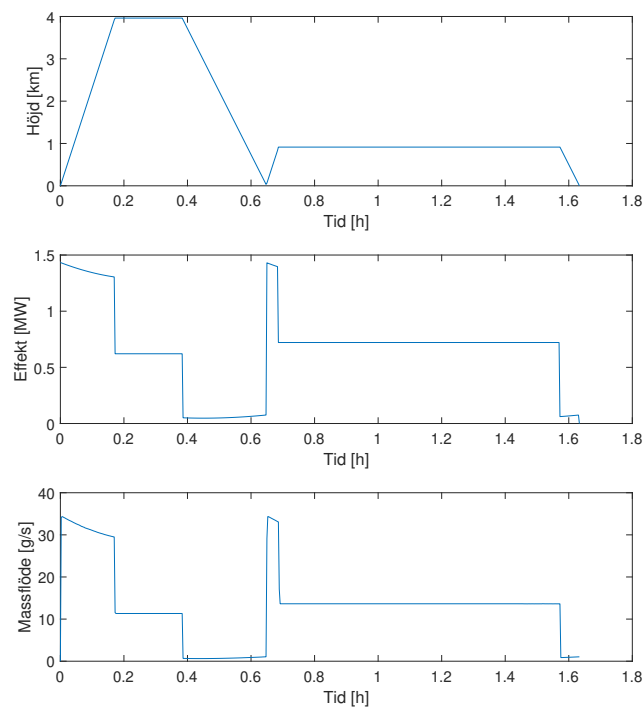
5

Resultat

Med hjälp av den befintliga teorin och de framtagna metoderna, kan nu trovärdiga resultat tas fram. I detta avsnitt kommer resultaten från beräkningar och olika simuleringar att beskrivas.

5.1 Flygplansprestanda

Nedan, i figur 5.1, visas grafer över ett simulerat flyguppdrag från Göteborg till Karlstad vid maxvikt. Detta motsvarar en sträcka på 206 km och tar 2360 s att genomföra, exklusive diversion.



Figur 5.1: Höjd, effekt och massflöde vid flygning från Göteborg till Karlstad.

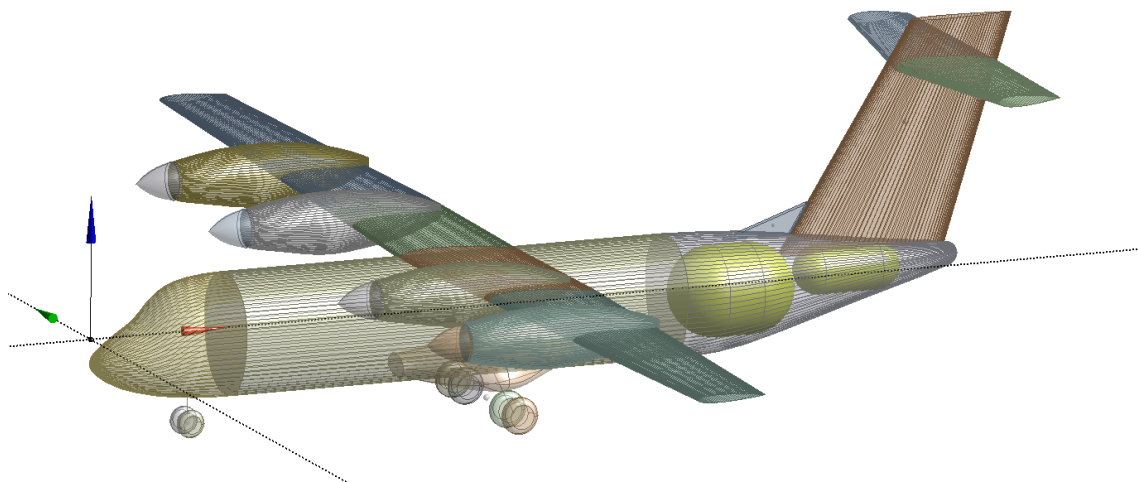
Oberoende av vilket flyguppdrag som utförs har de olika delarna av flygningen ha samma effektbehov och massflöde som visas i figur 5.1 (med antagandet att man inte flyger så kort att man ej når maxhöjd innan inflygning). Stigning, inflygning och diversion sker alltid på samma sätt och det enda som ändras från uppdrag till uppdrag är hur länge marschfasen varar och om det sker några mellanlandningar. Genom att förlänga marschfasen kan då alla typer av enkelvägsuppdrag simuleras oberoende av distans och om en mellanlandning krävs kan samma stigning, marschfas och inflygning användas två gånger i rad för en simulering.

5.2 Tanktjocklek, placering och volym

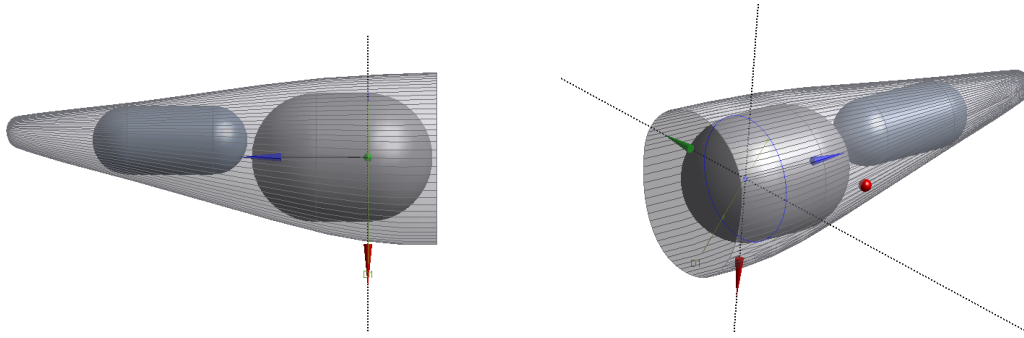
Här beskrivs hur tankarna placeras i flygplanet, samt storleken på tankarnas olika delar.

5.2.1 Tankplacering och totalvolym

Som beskrevs i avsnitt 2.2 ska de två tankarna placeras längst bak i planet. En rendering av dessa kan ses i figur 5.2 och 5.3.



Figur 5.2: Rendering av flygplanet 19-PAX med tankarna.



Figur 5.3: Renderingar av flygplanets bakre ände med tankarna.

där den större tanken har dimensionerna $r_3 = 0,75$ m samt $L_{\text{tank}} = 2,10$ m och den mindre tanken har dimensionerna $r_3 = 0,40$ m samt $L_{\text{tank}} = 1,80$ m. Enligt ekvation (3.7) blir då den totala sammanslagna volymen för tankarna

$$V_{r_3} = 3,60 \text{ m}^3.$$

5.2.2 Tankväggstjocklek

Enligt ekvation (3.4) räknas burst-trycket ut till

$$p_{\text{burst}} = 1,84 \text{ bar}.$$

Detta resulterar i att den större tanken som har en total radie av $r_3 = 0,75$ m och en längd på $L_{\text{tank}} = 0,6$ m enligt ekvation (3.5) får en väggstjocklek på

$$t_{\text{vägg,cylinder}} = t_{\text{vägg,sfär}} = 0,40 \text{ cm}$$

och den mindre tanken som har en total radie av $r_3 = 0,40$ m och en längd på $L_{\text{tank}} = 1,0$ m får enligt ekvation (3.6) en väggstjocklek på

$$t_{\text{vägg,cylinder}} = t_{\text{vägg,sfär}} = 0,21 \text{ cm}.$$

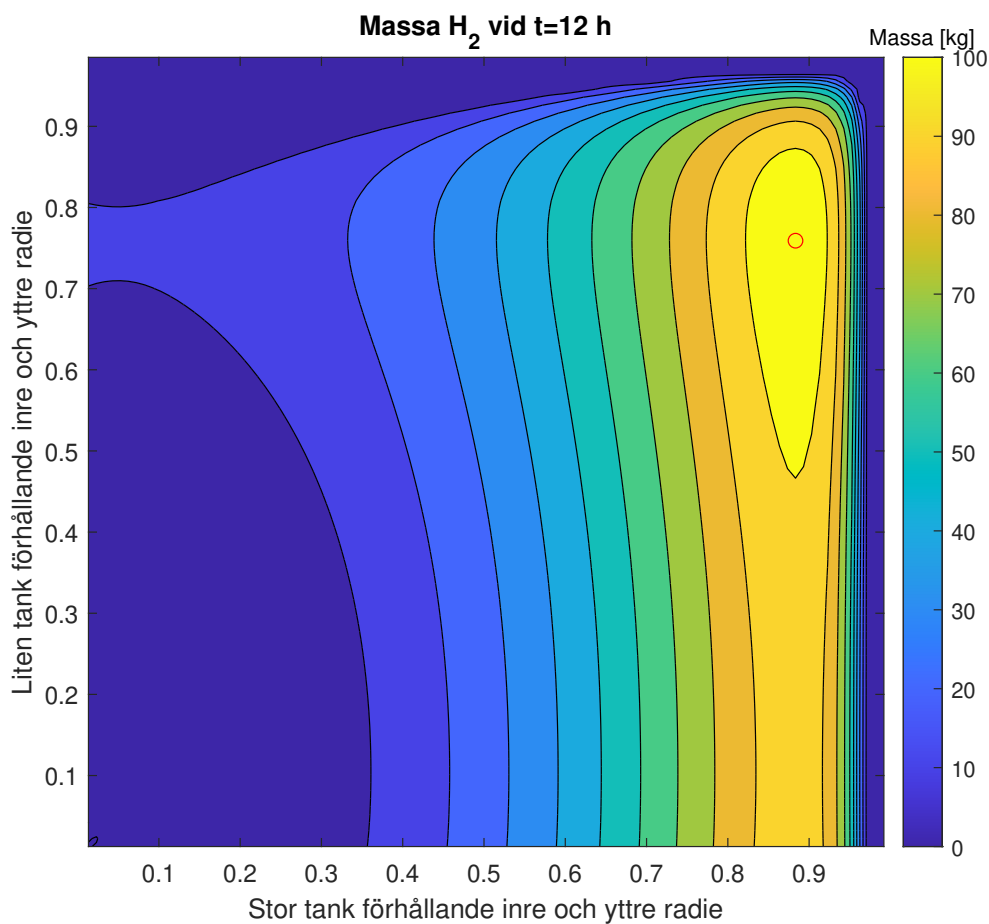
För resterande resultat används därför en väggstjocklek $t_{\text{vägg}} = 0,40$ cm oberoende av tank och tjocklek på isolering.

5.3 Stillastående tank

För att undersöka vilken isoleringstjocklek (t_{isol}) som krävs till respektive tank vid stillastående operation, utfördes en simulering på de två tankarna där de står helt

still i 12 h. Olika t_{isol} leder till olika värmeöverföring. Detta gör så att olika mängder H_2 behöver ventileras ut för att inte överstiga maxtrycket. Olika t_{isol} leder också till att tankens innervolym varierar då det finns en begränsad totalvolym för tankarna. Simuleringen beräknade hur stor t_{isol} ska vara så att maximal massa LH_2 finns kvar i tanken efter 12 h, och hur stor den initiala massan då blir.

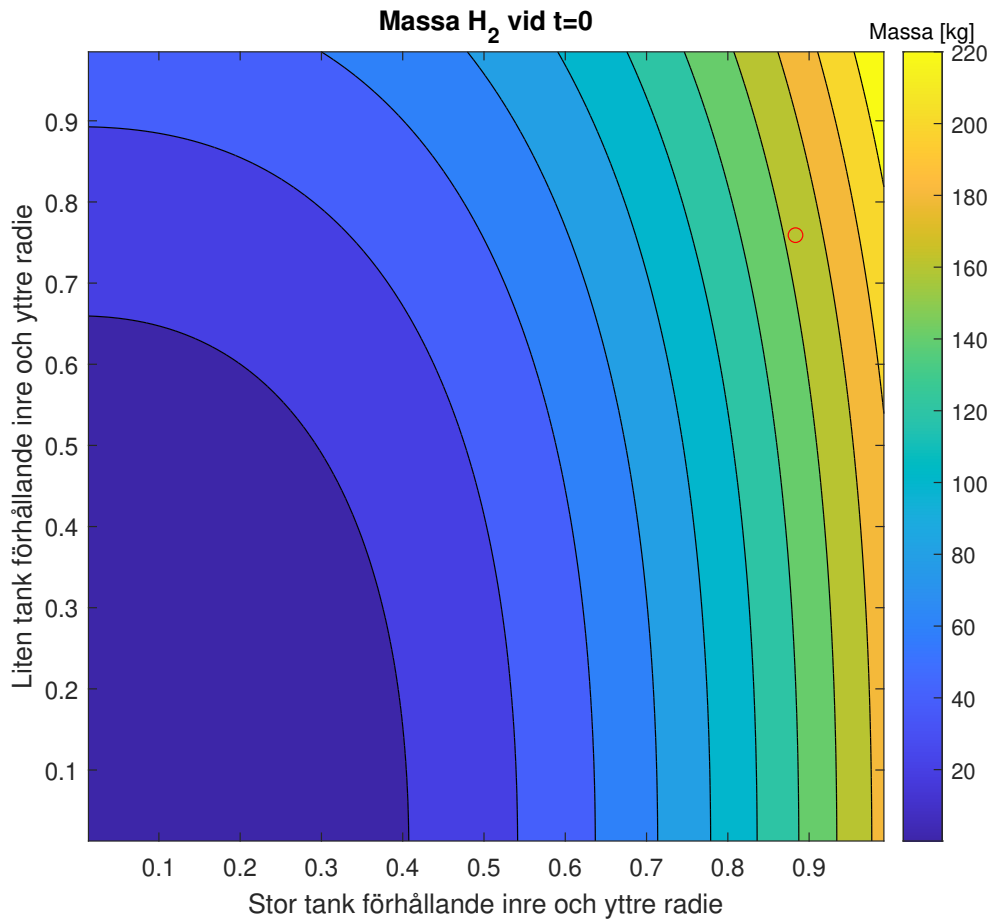
I figur 5.4 visas hur mycket väte som finns kvar efter denna simulering för olika tjocklekar på tankarnas isoleringar. Detta presenteras genom kvoten $\frac{r_1}{r_3}$, dvs. förhållandet mellan tankarnas inre radier och yttre radier. Ju större t_{isol} desto mindre blir denna kvot. Tankarna visade sig maximalt kunna ha kvar $m = 107 \text{ kg}$ väte efter 12 h. Detta sker när tjockleken på isoleringen $t_{\text{isol, stor}} = 8,4 \text{ cm}$ och $t_{\text{isol, liten}} = 9,2 \text{ cm}$.



Figur 5.4: Återstående massa vätgas efter 12 h för olika tjocklekar på isoleringarna. Den markerade maxpunkten har värdet $m = 107 \text{ kg}$ och motsvarar $t_{\text{isol, stor}} = 8,4 \text{ cm}$ och $t_{\text{isol, liten}} = 9,2 \text{ cm}$.

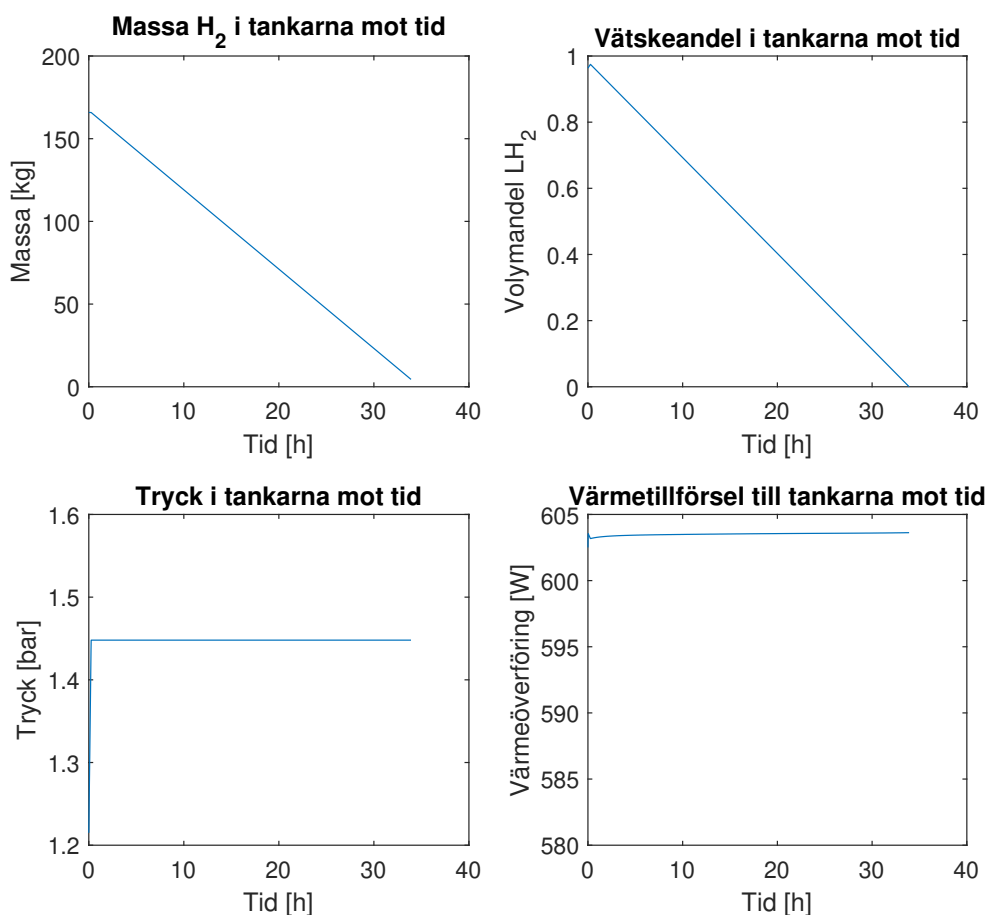
Figur 5.5 visar vilken massa tankarna innehåller totalt från början. Den design med mest massa kvar efter 12 h har initiala massan väte $m_0 = 166 \text{ kg}$ vilket betyder att

den ventilerade massan $m_{\text{vent}} = 59 \text{ kg}$ som är 36 % av initiala massan. Den totala massan vid fulla tankar inklusive vägg och isolering blir då $m_{\text{tot,full}} = 330 \text{ kg}$.



Figur 5.5: Initial massa vätgas för olika tjocklekar på isoleringarna. Punkten med mest massa kvar i figur 5.4 är markerad i figuren som motsvarar en initial massa $m_0 = 166 \text{ kg}$.

Hur tillståndet förändras i de optimala tankarna från startmassan m_0 tills allt innehåll är ventilerat visas i figur 5.6. Det observeras att då trycket har nått p_{max} håller sig värmeförlusten Q konstant. Allteftersom mer och mer vätska övergår till gas och ventileras ut minskar vätskeandelen i tankarna, precis som massan för vätet, linjärt. Detta resulterar i att tankarna ventilerar 2,9 % av sin initiala vätevägt per timme med denna design.



Figur 5.6: Grafer över hur massan, vätskeandel, tryck och värmetillsförseln förändras över tid i tankarna vid stillastående med bästa värdena på isoleringens tjocklekar från figur 5.4 och 5.5.

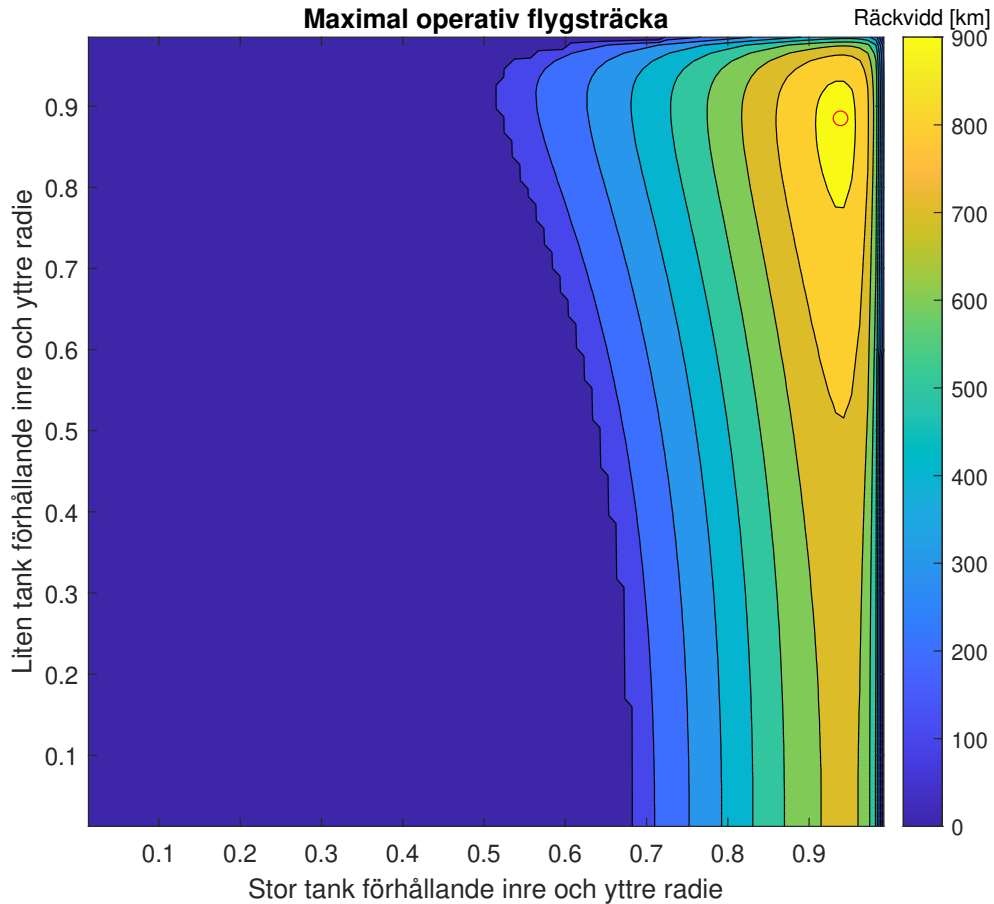
5.4 Flyguppdrag

För att få en tydlig bild av hur flygplanet presterar med tankarna, är det viktigt att simulera vid flera olika fall. Här presenteras resultaten från två olika flyguppdrag. Innan avgång sker alltid en 30 min hold-time där tanken står stilla på marken helt fylld.

5.4.1 Maximal operativ flygsträcka vid enkelväg

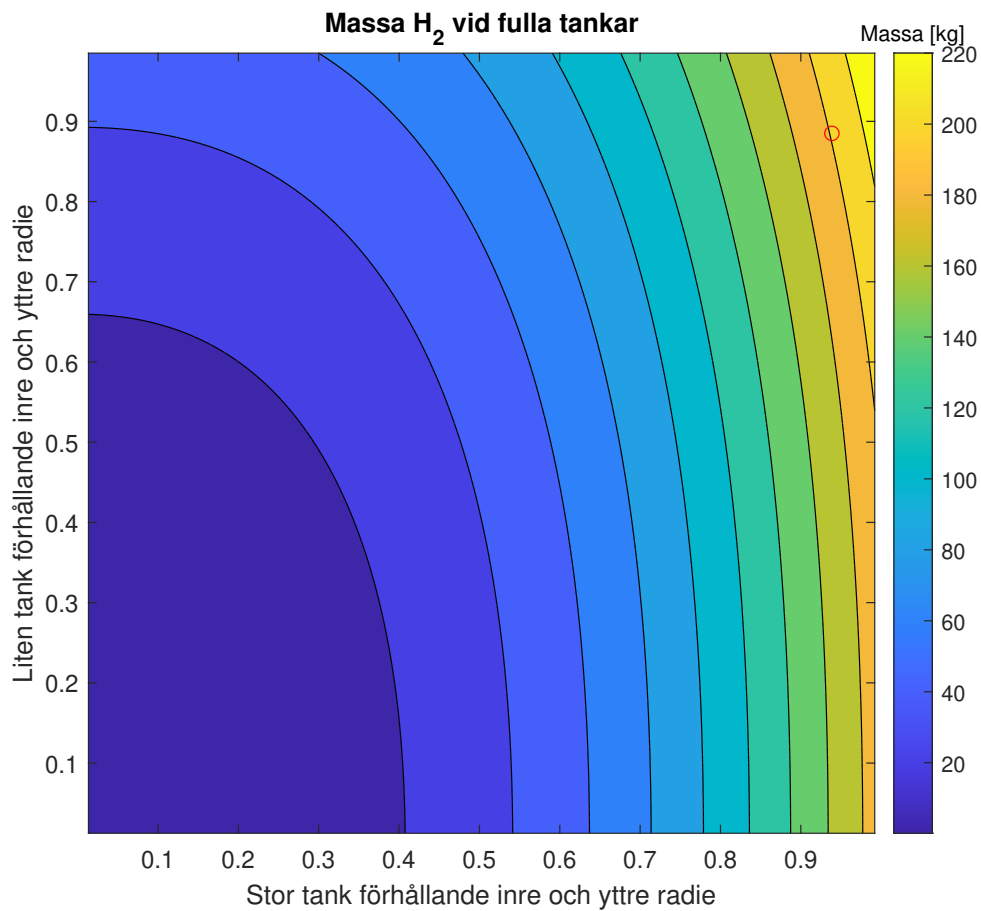
Den maximala operativa flygsträckan vid enkelväg är den längsta flygsträckan som kan utföras med tillräckligt mycket väte över för att kunna utföra diversionen. För att undersöka vilken t_{isol} som ger den maximala operativa flygsträckan, utfördes en simulering över flyguppdrag inklusive diversion. Simuleringen beräknade vilken t_{isol} som medför den längsta flygsträckan.

Den maximala operativa flygsträckan för olika tjocklekar på isoleringen visas i figur 5.7. Den bästa möjliga sträckan är 934 km och den uppnås när tjockleken på isoleringen $t_{\text{isol, stor}} = 4,2 \text{ cm}$ och $t_{\text{isol, liten}} = 4,2 \text{ cm}$. Områden som är markerade med 0 km är då vätskan inte ens räcker för att nå marschhöjd.



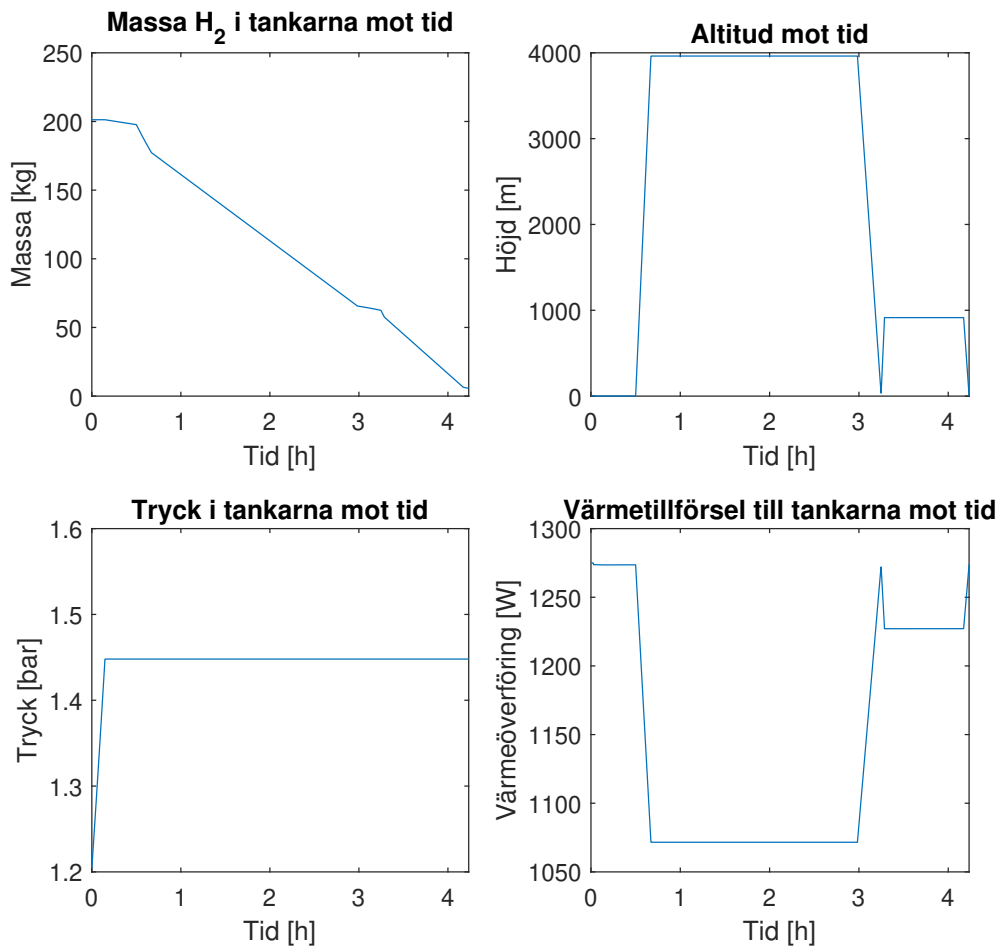
Figur 5.7: Maximal operativ enkel flygsträcka för olika tjocklekar på isoleringarna. Den markerade maxpunkten har värdet $m = 934 \text{ km}$ och motsvarar $t_{\text{isol, stor}} = 4,2 \text{ cm}$ och $t_{\text{isol, liten}} = 4,2 \text{ cm}$.

I figur 5.8 visas initialmassan för olika isoleringstjocklekar. Den bästa designen med avseende på enkel flygsträcka har initiala massan väte $m_0 = 201 \text{ kg}$. Den totala massan för en full tank inklusive vägg och isolering blir då $m_{\text{tot, full}} = 366 \text{ kg}$.



Figur 5.8: Initial massa vätgas för olika tjocklekar på isoleringarna. Punkten med maximal operativ flygsträcka i figur 5.7 är markerad i figuren som motsvarar en initial massa $m_0 = 201$ kg.

Hela enkelvägsuppdraget med de optimala tankarna, inklusive diversion, kan observeras i figur 5.9. Man ser hur höjden ändras under uppdragets gång och hur värmeförseln minskar på hög höjd. Massan i tankarna minskar som mest under stigning då massflödet är som störst och hinner nästan gå ner till noll innan landning efter diversionen. Den totala massan som ventileras ut blir $m_{\text{vent}} = 33$ kg vilket är 16,4 % av startmassan väte.

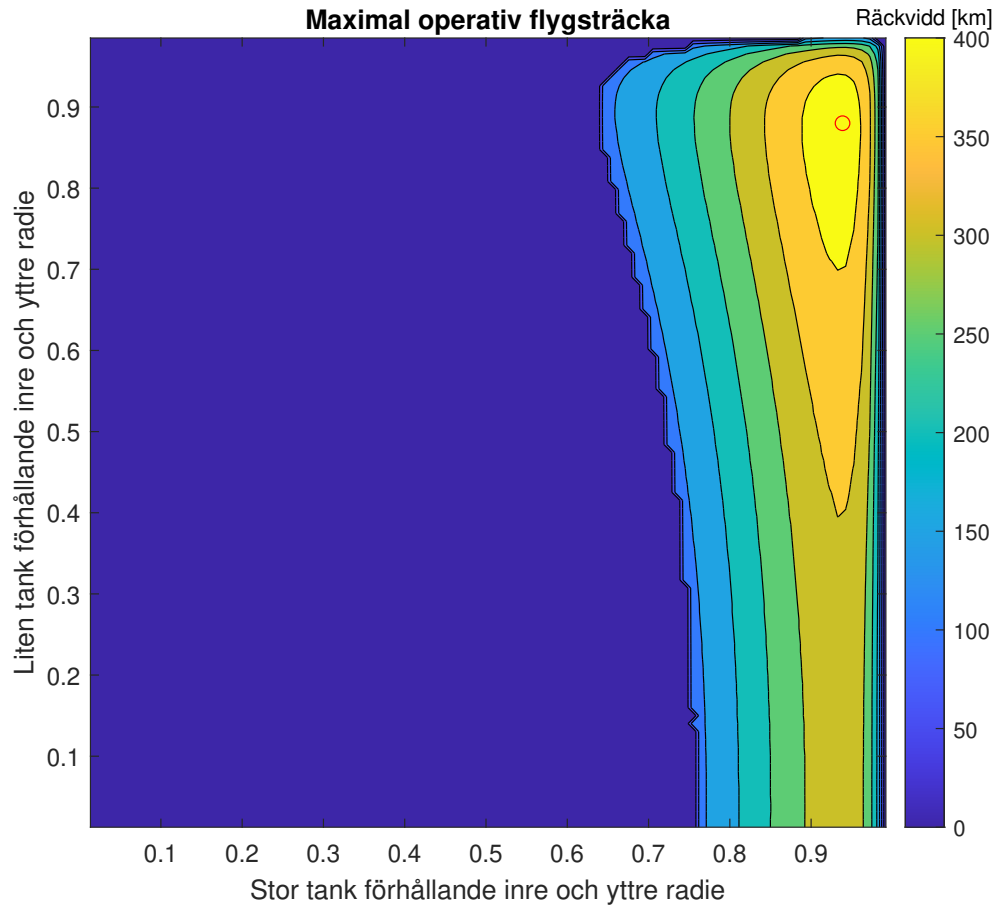


Figur 5.9: Grafer över hur massan, höjden, trycket och värmetillsförsel förändras över tid i tankarna vid maximal flygstäcka med värden på isoleringens tjocklek från figur 5.7 och 5.8.

5.4.2 Maximal operativ flygsträcka vid tur-och-retur

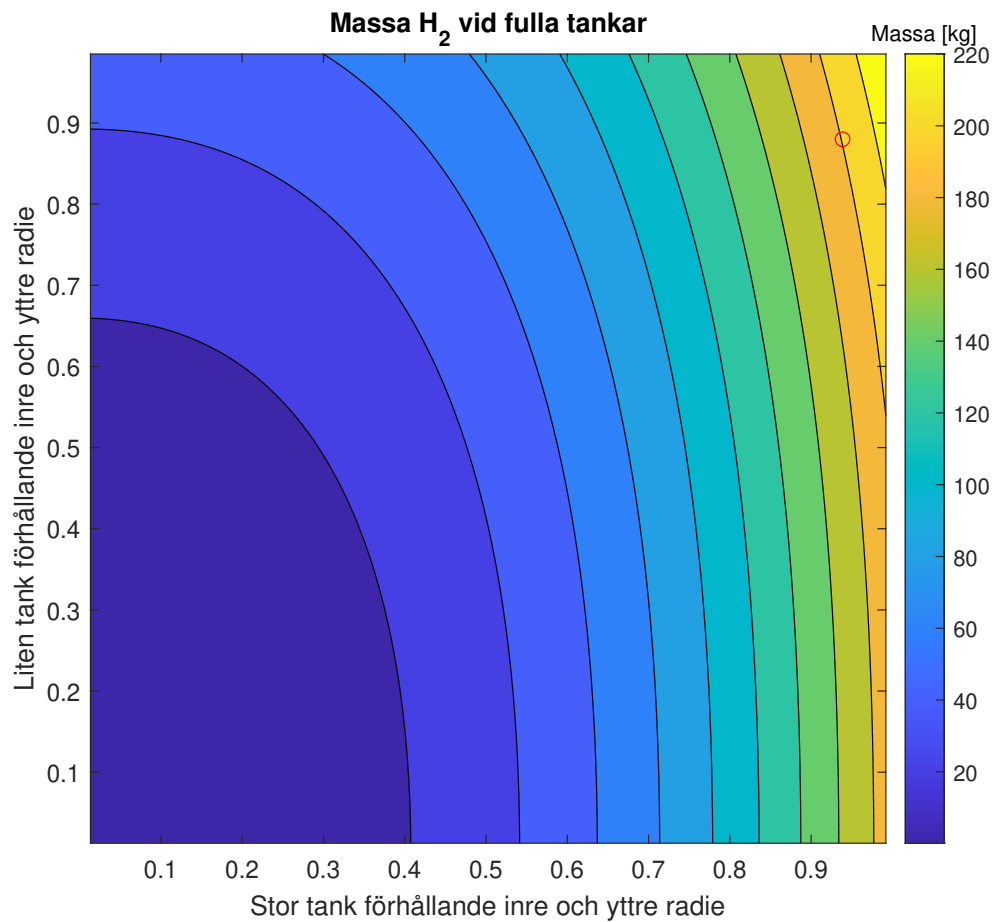
Den maximala operativa flygsträckan tur-och-retur är den längsta flygsträckan som kan utföras tur-och-retur från en flygplats till en annan med tillräckligt mycket väte över för att kunna utföra diversionen vid returflygningen. För att returflygningen ska vara möjlig antas att ingen diversion krävs på första sträckan. Efter första turen och innan retur landar planet och tillbringar 30 minuter på marken. För att undersöka vilken t_{isol} som ger den maximala operativa flygsträckan utfördes en simulering över ett tur-och-retur flyguppsdrag inklusive diversionen. Simuleringen beräknade vilken t_{isol} som medför den längsta flygsträckan.

Den maximala operativa flysträckan för olika tjocklekar på isoleringen visas i figur 5.10. Den bästa möjliga sträckan är 427 km och den uppnås när tjockleken på isoleringen $t_{\text{isol, stor}} = 4,2 \text{ cm}$ och $t_{\text{isol, liten}} = 4,4 \text{ cm}$.



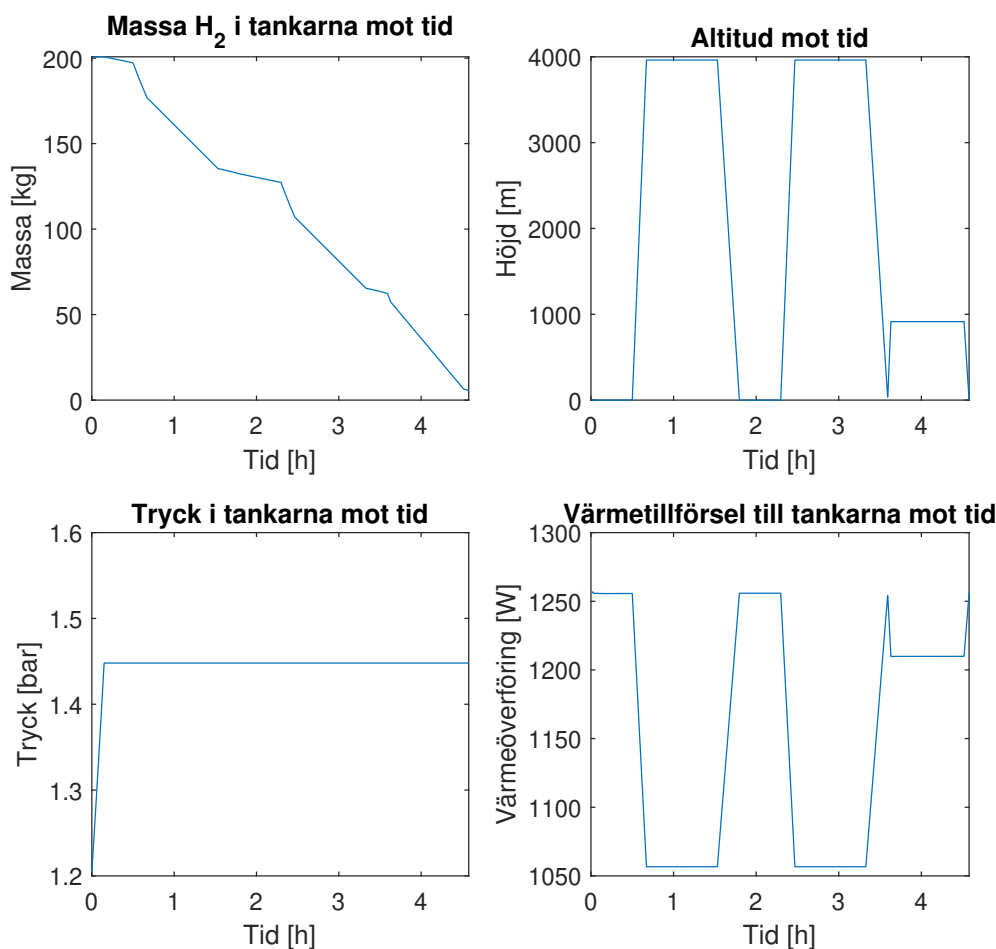
Figur 5.10: Maximal operativ tur-och-retur-flygsträcka (enkel väg) för olika tjocklekar på isoleringarna. Den markerade maxpunkten har värdet $m = 430$ km och motsvarar $t_{\text{isol, stor}} = 4,2$ cm och $t_{\text{isol, liten}} = 4,4$ cm.

I figur 5.11 visas initialmassan för olika isoleringstjocklekar. Den bästa designen med avseende på tur-och-retur-flygsträcka har initiala massan väte $m_0 = 201$ kg. Den totala massan för en full tank inklusive vägg och isolering blir då $m_{\text{tot, full}} = 365$ kg.



Figur 5.11: Initial massa vätgas för olika tjocklekar på isoleringarna. Punkten med maximal operativ flygsträcka i figur 5.10 är markerad i figuren som motsvarar en initial massa $m_0 = 201$ kg.

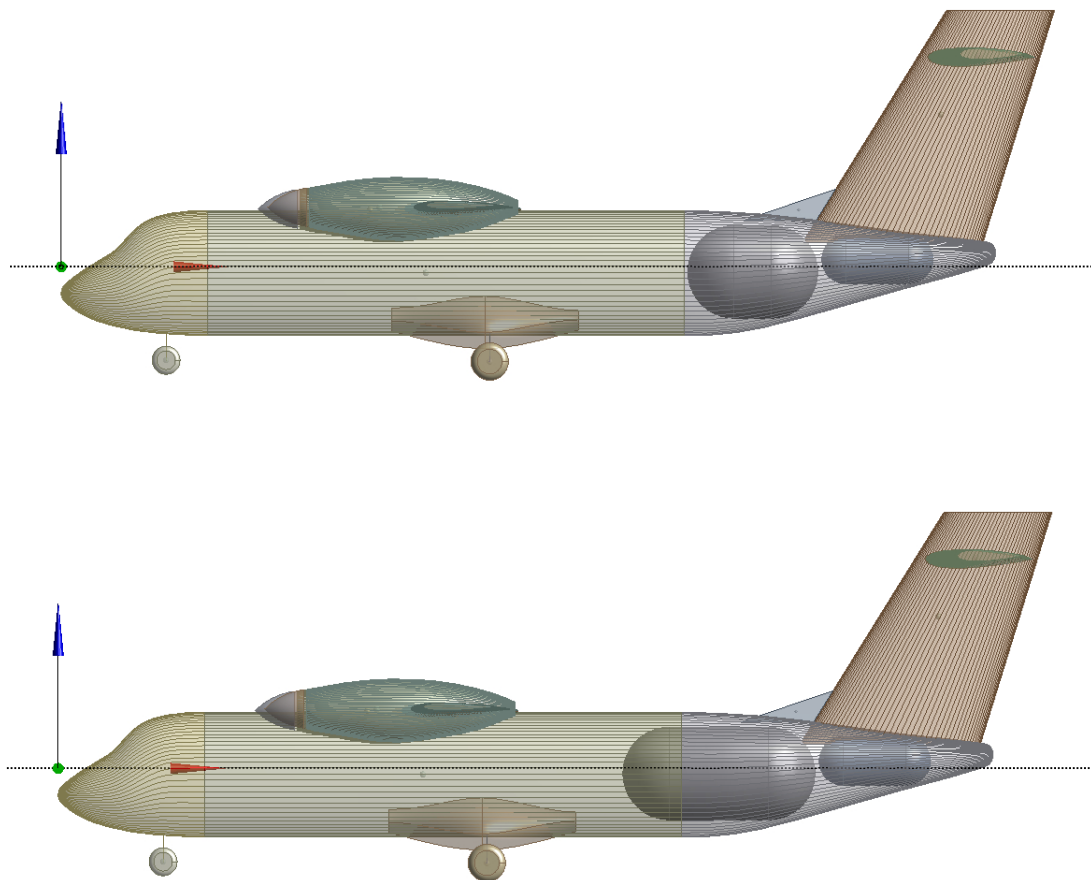
Hela tur-och-returuppdraget med de optimala tankarna kan observeras i figur 5.12, inklusive diversion vid retur. Man ser hur höjden ändras under uppdragets gång och hur värmeförseln minskar på hög höjd. Massan i tankarna minskar som mest under stigning då massflödet är som störst och hinna nästan gå ner till noll innan landning efter diversion. Den totala massan som ventileras ut blir $m_{\text{vent}} = 36$ kg vilket är 17,9 % av startmassan väte.



Figur 5.12: Grafer över hur massan, höjden, trycket och värmetillsförsel förändras över tid i tankarna vid maximal flygstäcka med värden på isoleringens tjocklek från figur 5.10 och 5.11.

5.5 Förlängning av tank

För att undersöka vilken inverkan en större volym på tanken har så förlängdes den större tanken med en meter från $L_{\text{tank}} = 2,1$ m till $L_{\text{tank}} = 3,1$ m. Sedan optimerades tjockleken på isoleringen t_{isol} för ett enkelsvags- och ett tur-och-returupdrag på samma sätt som i avsnitt 5.4.1 och 5.4.2.



Figur 5.13: Visuellt jämförelse mellan olika tankkonfigurationer.

I figur 5.13 visualiseras hur en 1 m längre tank skulle kunna placeras i flygplanet 19-PAX jämfört med den första tankkonfigurationen.

Storheter	Tankkonfiguration 1a	Tankkonfiguration 2a
$L_{\text{tank,stor}}$	2,10 m	3,10 m
m_0	201 kg	297 kg
$m_{\text{tot,full}}$	366 kg	518 kg
m_{vent}	33 kg	52 kg
Q_{max}	1,28 kW	1,42 kW
V_{r_3}	3,60 m ³	5,37 m ³
V_{r_1}	2,98 m ³	4,39 m ³
$t_{\text{isol, liten}}$	4,2 cm	5,2 cm
$t_{\text{isol, stor}}$	4,2 cm	5,0 cm
Flygsträcka	934 km	1564 km

Tabell 5.1: Jämförelse maximal operativ flygsträcka enkelväg.

Storheter	Tankkonfiguration 1b	Tankkonfiguration 2b
$L_{\text{tank,stor}}$	2,10 m	3,10 m
m_0	201 kg	296 kg
$m_{\text{tot,full}}$	365 kg	517 kg
m_{vent}	36 kg	55 kg
Q_{max}	1,26 kW	1,40 kW
V_{r_3}	3,60 m ³	5,37 m ³
V_{r_1}	2,97 m ³	4,38 m ³
$t_{\text{isol, liten}}$	4,4 cm	5,6 cm
$t_{\text{isol, stor}}$	4,2 cm	5,0 cm
Flygsträcka	430 km	742 km

Tabell 5.2: Jämförelse maximal operativ flygsträcka tur-och-retur för olika tankkonfigurationer och uppdrag.

I tabell 5.1 och 5.2 sammanställs värdena för de normallånga tankarna och jämförs med de längre. Tankkonfiguration 1 respektive 2 syftar på fallet där den stora tanken har längden 2,1 m respektive 3,1 m. Fallet a respektive b syftar på uppdraget för enkelväg respektive tur-och-retur.

5.6 Marginaler

Enligt Brewer [18] ska det minst finnas 10 procent viktmarginal för olika system tillhörande bränsletanken, som fäste, rör och pumpar. I tankkonfiguration 1 är den totala massan för tankarna $m_{\text{tot,full}} = 366$ kg för fall a och $m_{\text{tot,full}} = 365$ kg för fall b och det ska då minst finnas en viktmarginal på 37 kg. Den totala massan skulle i så fall bli $m_{\text{tot,full}} = 403$ kg för fall a och $m_{\text{tot,full}} = 402$ kg för fall b. Detta skulle lämna 737-738 kg över för kylsystemet.

Vid start väger vätet i tankarna $m_0 = 201$ kg och minskar under uppdragets gång till noll. Detta tas inte hänsyn till i simuleringen vilket gör att flygplanet alltid flyger på maxvikt och ger ytterligare viktmarginal.

6

Diskussion

I diskussionen presenteras idéer om hur man kan applicera och tolka resultaten. Felkällor från antaganden undersöks och andra metoder för att nå bättre prestanda diskuteras.

6.1 Multilayer Insulation

Denna rapport har främst undersökt användningen av isolerande skum som isoleringsmaterial för vätetanken. Den andra tekniken som också nämnts men inte undersökts närmare är MLI. Den har betydligt bättre isoleringsförmåga än skum, och är därför en tydlig kandidat för både nutidens och framtidens lösningar.

Med lägre värmeöverföring behövs mindre väte släppas ut på grund av tryckökningar. Är värmeöverföringen tillräckligt låg finns det en risk att tanken kan hamna i undertryck i faser där det krävs stort massflöde från tanken. Då kan det bli aktuellt med en värmeväxlare för att hålla tanken tillräckligt varm, och i sin tur trycksatt, under hela flygningen. Denna värmeväxlare blir ett extra delsystem som eventuellt kan bli svårt att passa in kring all annan utrustning men detta är något som måste undersökas närmare.

Med lägre värmeöverföring finns större marginaler för hur länge ett plan kan stå och vänta på flygplatsen innan det måste lyfta igen. Detta ger större flexibilitet och en större möjlighet att utmana fossila bränslen.

6.2 Effekter av temperaturstratifiering

I värmeöverföringsmodellen som beskrivs i avsnitt 3.3 så försummas effekter av temperaturstratifiering, med andra ord antas att temperatur och tryck är samma för LH_2 och H_2 i tanken. För att kompensera detta och få en mer korrekt modell har en faktor 2 använts i tryckmodellen i avsnitt 3.1.

I artikeln "Cryogenic fuel storage modelling and optimisation for aircraft applications" [12] så beskrivs hur stratifikation kan undvikas genom att mixa gasen och vätskan i tanken. De understryker detta med att hänvisa till ett experiment av Reynolds där trycket minskade efter mixning [27]. Vid start och landning där det sker en

acceleration så blandas vätska och gas inne i tanken automatiskt, men då tanken står stilla mellan flygningar och då flygplanet har konstant hastighet under marschfasen så kommer stratifikation att uppkomma.

Ett alternativ för att minska tryckökning i tanken skulle vara att ha påtvingad blandning av gas och vätska. Exempelvis kan man installera någon form av intern blandare som blandar vätskan och gasen. Det hade kunnat resultera i att mindre ventilerings krävs då risken för att överskrida maxtrycket minskar. En trycksänkning kan även innebära att mindre isolering krävs vilket resulterar i en större tillgänglig volym för väte. Att undersöka temperaturstratifiering i tanken med någon form av blandare är alltså något som bör göras.

6.3 Felkällor från antaganden

Vid arbete i projekt uppkommer oftast felkällor. Felkällorna har inte alltid en stor påverkan men påverkar på ett eller annat sätt och detta tas upp här. Alla antaganden som görs är i form av underdrifter så att resultatet blir en underdrift av prestanda snarare än en överdrift.

6.3.1 Massa

Något av de mest betydande antagandena som gjorts är gällande massan. Det första antagandet är att massan inte minskar under ett uppdrag och det andra att flygplanet alltid är lastat till maxvikt. Om inte all tillgänglig vikt utnyttjas till olika system skulle flygplanet kunna komma längre än vad resultatet visar.

Denna överblivna vikt skulle kunna användas till att fyllas ut med batterier. Om dessa hade kunnat bidra vid stigning hade väte sparats och den totala flygsträckan kanske kunnat ökas. Dessutom hade de kunnat avlasta bränslecellen så att den möjligen också skulle kunna bli lättare. Batterierna hade även kunnat laddas vid ventilerings så att mindre energi från vätet går till spillo vilket är bra ur ett ekonomi- och energiperspektiv.

6.3.2 Väggtjocklek

Ett annat antagande som underdriver flygplanets prestanda är tjockleken på tanken. Den största väggtjockleken var den som användes till alla tankar även fast en $FoS = 4$ redan är högt för ett flygplan där massan är en viktig parameter. Detta valdes att göras då väggtjockleken var starkt beroende av radien och blev väldigt tunn för små tankar. Formeln verkade vara utformad för tankar som används i fabriker där tankarna kan vara av en större storleksordning och vikten inte spelar lika stor roll, därav den höga säkerhetsfaktorn.

I formeln antas det också att tanken står stilla. Detta gäller inte för ett flyguppdrag där det finns yttre laster som kan uppkomma vid landning eller turbulens. Detta mo-

tiverar ytterligare den höga säkerhetsfaktorn och varför den tjockare väggen valdes för alla storlekar av tankar.

6.3.3 Dimensionslösa tal

Nusseltalet som användes är för plana plattor och ej för cylindrar och sfärer. Detta då cylindern var väldigt kort och kanske mer lik en platta samt att Rayleightalet Ra var för högt för att kunna använda Nusselts formel för sfärer.

Då det är stor värmeöverföring kan fluider börja röra på sig och fallet kan börja likna påtvingad konvektion. Detta minskas av yttre krafter som turbulens och landning kan ge upphov till, då tankarna skakas om. Vid påtvingad konvektion ska speciella korrelationer användas för alla dimensionslösa tal vilket ej använts i denna rapport. Dessa ger en högre värmeöverföring än naturlig konvektion och bör därför undersökas via mer teori eller testning om tankarna skulle byggas.

6.4 Optimering av tankar för olika flygsträckor

Det observeras i tabell 5.1 och 5.2 att tankkonfiguration 1 för fall a och b är nästan identiska. Detsamma gäller i tankkonfiguration 2 för båda sina fall. Speciellt är den stora tanken identisk för fall a och b i tankkonfiguration 1 och 2. Den mindre tanken ökar däremot sin isolationstjocklek i fall a till b från 4,2 cm till 4,4 cm för tankkonfiguration 1 och från 5,2 cm till 5,6 cm för tankkonfiguration 2.

Då den stora tanken var identisk för uppdrag a och b för båda konfigurationerna och den mindre tanken endast smått modifierad kan troligtvis denna modifikation försummas. Detta kan vara attraktivt för flygbolag då flygplanet kommer kunna användas mer flexibelt, exempelvis om man vill göra en lång enkelflygning en dag och en kortare tur-och-retur flygning dagen därpå, oavsett om man installerar tankkonfiguration 1 eller 2.

Samtidigt så ventilerar de olika konfigurationerna av tankarna mellan 16 % och 19 % av sin startmassa väte. Beroende på vad väte kostar kan det vara mer ekonomiskt att bevara det bränsle man har istället för att maximera flygsträcka. Detta skulle kunna åstadkommas genom att öka mängden isolering på bekostnad av volymen väte. Mängden väte vid start hade då minskat men samtidigt hade också mängden som ventileras minskat, vilket är bra rent ekonomiskt. Att optimera en tank kring kostnad istället för maximal flygsträcka hade därför kunnat vara ett alternativ för att få ett kostnadsmässigt realistiskt resultat.

Optimerar man för kostnad fås dock ett mer begränsat flygplan. Om man ska flyga en kortare sträcka behövs mindre väte än om man skulle flyga så långt det bara går. I så fall kan den resterande tillgängliga volymen fyllas med isolering för att minska ventilering vilket sparar väte och därmed kostnader. Detta flygplan blir då begränsat på grund av att det inte klarar lika långa sträckor som det flygplanet optimerat för

maximal distans gör.

6.5 Optimering av 19-Pax för användning av vätetankar

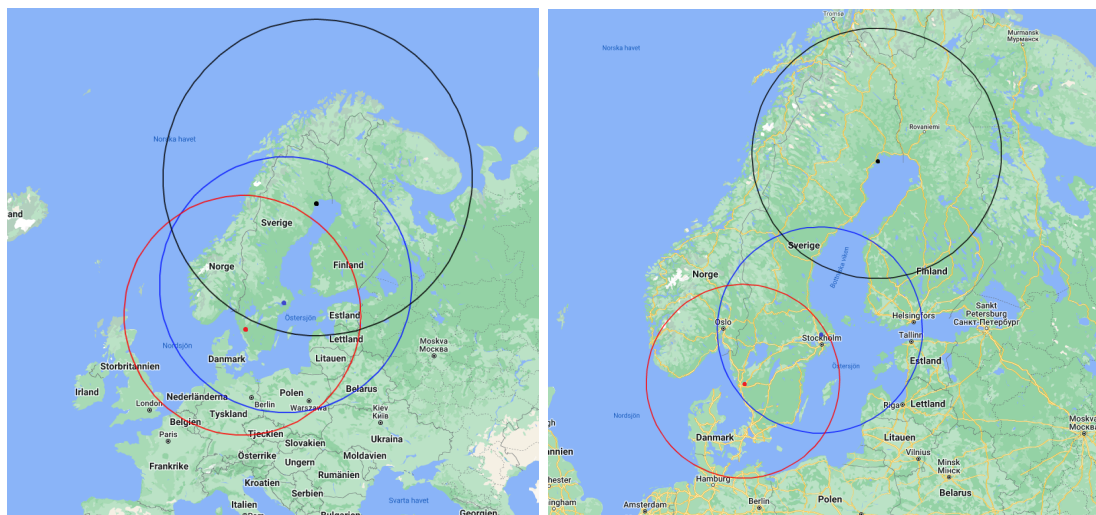
En intressant förbättringsmöjlighet med avseende på flygsträcka är om tankvolymen ökar vilket visas i avsnitt 5.5. Med bara 1 meter längre tank så kan man flyga en 67-73 % längre sträcka beroende på om man ska enkelväg eller tur-och-retur. Att investera tid och pengar på att omkonstruera planets design för att få mer utrymme till vätetankarna kan med andra ord göra en väldigt stor inverkan på flygsträckan. Det kan också undersökas ifall denna ökning av volym, istället för att öka flygstäcken ytterligare, ska användas till att ha en tjockare isolering. Detta minskar ventilerings och kan vara bra ekonomiskt, vilket diskuterades i 6.4.

En annan aspekt är utrymmet i vingarna som blir tillgängligt då man går över till att använda väte. Detta utrymme skulle eventuellt kunna användas till att förvara batterier eller de tillkommande delsystemen från bränslecellen.

6.6 Vätgasinfrastruktur i Sverige

Då flygplan som drivs av väte ännu inte är i utbrett kommersiellt bruk finns det ingen större infrastruktur för lagring och tankning på befintliga flygplatser. Detta skulle vara kostsamt att utveckla och är ännu ett hinder för övergången från fossila bränslen.

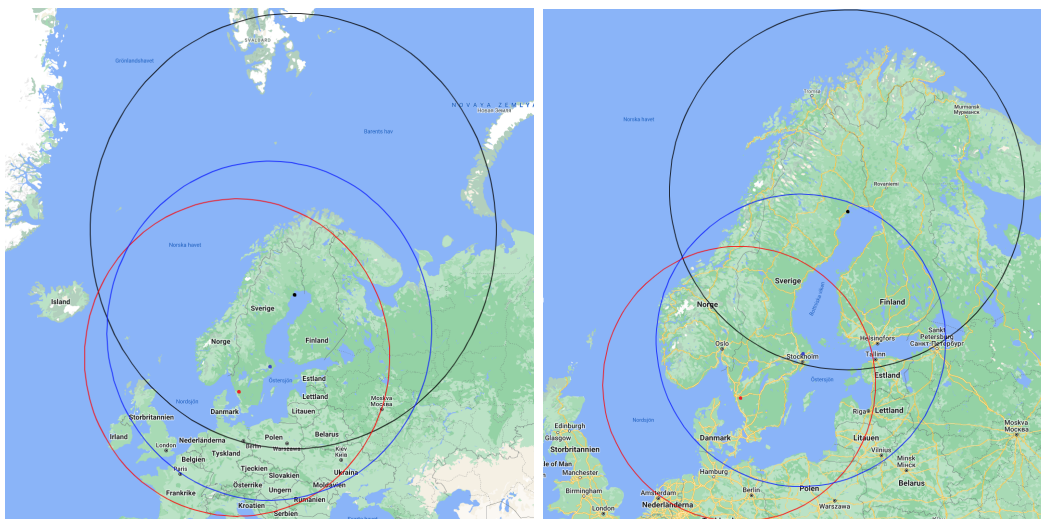
Genom att använda den maximala beräknade räckvidden vi kan nå från avsnitt 5.4, kan kartorna i figur 6.1 ritas upp. De visar räckvidden från flygplatser i Göteborg, Stockholm och Luleå. Den vänstra bilden visar den maximala operativa flygstäcka enkel väg, alltså då allt bränsle förbrukas med reservation för diversion om det skulle behövas. Den högra bilden visar maximala operativa flygsträckan då planet landar och står i 30 min för att sedan lyfta och flyga tillbaka till ursprungsflygplatsen, med reservation för diversion på tillbakavägen.



Figur 6.1: Cirklar som visar hur långt man kan flyga enkelväg respektive tur-och-retur från Göteborg, Stockholm och Luleå med normalstora tankar.

Den högra bilden visar speciellt på att det finns potential för vätgasflyg med skumisolering. Resor tur-och-retur är möjliga mellan Göteborg och Stockholm, men man kan även se att den absolut största delen av södra och mellersta Sverige är täckt inom Stockholms och Göteborgs ringar. Det är mer problematiskt när man tittar på Luleås flygplats. Från Luleå kan man nå nästan hela Norrland, men inte Stockholm om man ska kunna återvända. Den klarar dock färden enkel väg, och hade då behövt tanka i Stockholm för att sedan flyga vidare. Dessa grafer visar att det hade varit möjligt att täcka nästan hela Sverige genom att endast införa vätgasinfrastruktur på tre utvalda flygplatser. Detta tillåter då för resor även till mindre flygplatser medan man håller kostanden för utbyggnaden av vätgasinfrastruktur låg.

Nedan, i figur 6.2, visas respektive karta från figur 6.1 men för den längre tanken som behandlas i avsnitt 5.5.



Figur 6.2: Cirklar som visar hur långt man kan komma enkelväg respektive tur-och-retur från Göteborg, Stockholm och Luleå med en 1 meter längre tank.

Här observeras att man når ner till nästan hela Europa från södra Sverige. Detta förutsätter dock att det även finns väte att tanka med i södra Europa. Utan internationell infrastruktur når man endast till mitten av Tyskland för att sedan vara tvungen att återvända. Om europeiskt resande är ett huvudmål skulle det vara rimligt att även bygga ut infrastrukturen i Malmö för att nå så långt söderut som möjligt.

Systemet att endast utveckla vissa flygplatser med väte kommer med vissa eventuella risker. Exempelvis finns risken att ett plan landar på en flygplats utan vätgasinfrastruktur, och blir fast där längre än planerat, på grund av exempelvis väderkomplikationer eller logistikproblem. När det sedan är säkert att lyfta finns risken att för mycket bränsle varit tvunget att ventileras för att bibehålla trycket och klara resan tillbaka. Det måste då finnas ett sätt att transportera väte längre sträckor för att kunna tanka planet. Det kan troligtvis genomföras med tankbilar men man skulle även kunna flyga in nödbränsle, detta hade dock troligtvis varit kostsamt. Det är även möjligt att man måste planera noggrannare kring exempelvis väderförhållanden när det gäller vätgasflyg, vilket minskar risken att något sådant uppstår. Det kommer dock alltid finnas en risk för oförutsedda förseningar.

Ett annat problem är att vissa nationella flyg är för långa för de undersökta lösningarna. Om man exempelvis vill flyga från Malmö till Luleå kan det innebära att först ta ett plan som vänder i Malmö för att återvända till Göteborg, sedan byta till ett plan lyfter från Göteborg mot Stockholm, och till sist ta ett plan som vänder i Stockholm för att återvända till Luleå. Resan skulle innebära tre flygbyten, och troligtvis relativt långa väntetider. Detta är dock en logistisk fråga som även flygbolag behöver titta närmare på. En möjlig lösning är att låta samma plan ta hela sträckan med endast stopp för att tanka längs vägen. Däremot löser inte det problemet att man måste ta en längre total väg.

Flygbolag kan också vilja flyga från en flygplats på kvällen, för att sedan återvända nästa morgon. Detta blir väldigt problematiskt om skumisolering används och det inte finns tankningsinfrastruktur på flygplatsen. När planet står en hel natt kommer den minst, enligt avsnitt 5.3, släppa ut cirka 2,9 % av sin startvikt väte varje timme, vilket betyder att man har väldigt begränsad räckvidd dagen efter. Den tanken är dessutom sämre för flygsträcka eftersom mindre volym blir tillgänglig för vätet. Enligt Mital et al. [20] som beskrivet i avsnitt 2.5 är ett acceptabelt utsläpp ungefär 0,1 % per timme, vilket är betydligt mycket mindre än skumisoleringslösningen kan uppnå.

En sådan övernattnings-implementering är alltså inte genomförbar med skumisolering. Det är dock en intressant möjlighet för den tidigare beskrivna MLI konstruktionen, som eventuellt skulle kunna komma ner i utsläpp av cirka 0,1 % i timmen. Detta måste dock undersökas närmare för att fastställa rimligheten, men det kan mycket möjligt vara den mest sannolika nuvarande lösningen för vätgasflyg.

7

Slutsats

Syftet med projektet var att ta fram en simuleringsmodell över bränsleförvaring i form av kryogen bränsletank och sedan använda denna för att konstruera tankarna och utvärdera prestandan för ett 19-PAX-flygplan med vätgasframdrift.

Ur resultaten ser vi att en skumisolerad bränsleförvaring som används med en bränslecell klarar relativt långa flygresor och borde fungera bra för inrikesflyg, både för enkelväg samt tur-och-retur. Det verkar finnas en möjlighet att endast behöva bygga ut infrastrukturen för vätgasdrift på ett fåtal flygplatser och ändå lyckas täcka den absolut största delen av landytan. Detta hade banat väg för en smidigare och billigare övergång från fossila bränslen.

Vi ser även att det under en flygning måste ventileras en stor andel bränsle, och att den undersökta isoleringstypen då eventuellt inte är optimal. Enligt oss är nästa steg att undersöka implementeringen av MLI istället för skumisolering. Om lösningen visar sig fungera väl kan den minska mängden väte som ventileras, och då vara en lösning med stor potential.

Det framgår att det troligtvis är volymen, och inte vikten, som är den mest begränsande faktorn. Därför borde man även undersöka möjligheten att modifiera flygkroppen, så större tankar kan implementeras och då se till att använda all tillgänglig vikt så effektivt som möjligt.

8

Referenser

- [1] Carbon Offset Research and Education (CORE), *CO₂ emissions*, <https://www.offsetguide.org/understanding-carbon-offsets/air-travel-climate/climate-impacts-from-aviation/co2-emissions/>, Hämtat: 2022-03-10.
- [2] Europeiska kommissionen och Generaldirektoratet för transport och rörlighet och Generaldirektoratet för forskning och innovation, *Flightpath 2050 : Europe's vision for aviation : maintaining global leadership and serving society's needs*. Publications Office, 2011. DOI: [doi/10.2777/50266](https://doi.org/10.2777/50266).
- [3] Naturskyddsföreningen, *Vanliga frågor om flygets klimatpåverkan*, https://www.naturskyddsforeningen.se/artiklar/hur-paverkar-flygresor-klimatet/?gclid=CjwKCAiAo40QBhBBEiwA5KWu__9ekRcT7dZkqpQASJV1p3aZVtaf4ly7d0e9QPfTR_Inms5u0M2jQxoChdoQAvD, Hämtad: 2022-02-08.
- [4] International Air Transport Association (IATA), *Liquid hydrogen as a potential lowcarbon fuel for aviation*, aug. 2019. URL: https://www.iata.org/contentassets/d13875e9ed784f75bac90f000760e998/fact_sheet7-hydrogen-fact-sheet_072020.pdf.
- [5] Office of Energy Efficiency and Renewable Energy, *Hydrogen Storage*, <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/hydrogen-storage>, Hämtad: 2022-04-10.
- [6] Airbus, *ZEROe*, <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe>, Hämtad: 2022-04-15.
- [7] ZeroAvia, *ZeroAvia*, <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe>, Hämtad: 2022-04-15.
- [8] Saab, *Saab leder projekt för fossilfritt flyg*, <https://www.saab.com/sv/newsroom/press-releases/2021/saab-leder-projekt-for-fossilfritt-flyg>, Hämtad: 2022-04-16.
- [9] T. Grönstedt och C. Xisto, *CO₂-free air transport for short ranges (CARAT)*, Intern kommunikation.
- [10] T. Grönstedt, C. Xisto, X. Zhao och M. Thoma, "An introduction to the wonderful world of aerospace propulsion," 2021.
- [11] European Aviation Safety Agency, *Easy access rules for normal, utility, aerobatic and commuter category aeroplanes (cs-23) (initial issue) 2018*, <https://www.easa.europa.eu/downloads/47170/en>, juni 2018.

-
- [12] P. Rompokos, A. Rolt, D. Nalianda, T. Sibilli och C. Benson, *Cryogenic Fuel Storage Modelling and Optimisation for Aircraft Applications*, juni 2021. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2021-58595>.
 - [13] EG&G Technical Services, Inc, *Fuel Cell Handbook*, <https://netl.doe.gov/sites/default/files/netl-file/FCHandbook7.pdf>, Hämtad: 2022-03-30.
 - [14] Powercell, *Hur fungerar bränsleceller?* <https://powercell.se/sv/hur-fungerar-braensleceller>, Hämtad: 2022-03-30.
 - [15] M. Warshay, P. Prokopius, M. Le och G. Voecks, *The NASA fuel cell upgrade program for the Space Shuttle orbiter*, 1997. DOI: [10.1109/IECEC.1997.659189](https://doi.org/10.1109/IECEC.1997.659189).
 - [16] D. Andersson, F. Herbertsson, H. Karlsson, V. Lanner, E. Täck och J. Törn, *Simulering och modellering av bränslecell för vätgasflygplan*, Maj 2022.
 - [17] C. Winnefeld, T. Kadyk, B. Bensmann, U. Krewer och R. Hanke-Rauschenbach, "Modelling and Designing Cryogenic Hydrogen Tanks for Future Aircraft Applications," 2018. DOI: <https://doi.org/10.3390/en11010105>.
 - [18] G. D. Brewer, *Hydrogen Aircraft Technology*. CRC Press, 1991, ISBN: 0-8493-5838-8.
 - [19] A. L.-C. Alcaraz, *Properties and integration of high-pressure hydrogen aircraft propulsion systems*, juni 2021.
 - [20] S. K. Mital och J. Z. Gyekenyesi, *Review of Current State of the Art and Key Design Issues With Potential Solutions for Liquid Hydrogen Cryogenic Storage Tank Structures for Aircraft Applications*, 2006. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20060056194/downloads/20060056194.pdf>.
 - [21] Y. Qiu, H. Yang, L. Tong och L. Wang, "Research Progress of Cryogenic Materials for Storage and Transportation of Liquid Hydrogen," 2021. URL: <https://www.mdpi.com/2075-4701/11/7/1101/htm>.
 - [22] R. F. Barron, *Cryogenic Systems*, 2. utg. Oxford Univ. Press, 1985.
 - [23] D. Verstraete, "The Potential of Liquid Hydrogen for long range aircraft propulsion," diss., 2009. URL: <http://hdl.handle.net/1826/4089>.
 - [24] C. S. Lin och N. T. V. och Mohammad M. Hasan, "Pressure Control Analysis of Cryogenic Storage Systems," 2004. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.10387>.
 - [25] Eric W. Lemmon, Ian H. Bell, Marcia L. Huber och Mark O. McLinden, "Thermophysical Properties of Fluid Systems," i *NIST Chemistry WebBook*, *NIST Standard Reference Database Number 69*, P. L. och W.G. Mallard, utg., 20899. utg., Hämtad: 2022-04-10, Gaithersburg MD: National Institute of Standards och Technology. DOI: <https://doi.org/10.18434/T4D303>.
 - [26] F. P. Incropera, D. P. DeWitt, T. L. Bergman och A. Lavine, *Incropera's principles of heat and mass transfer*, okt. 2017.
 - [27] T. Reynolds och S. Weiss, *Experimental study of foam-insulated liquefied-gas tanks*, <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930089594/downloads/19930089594.pdf>, 1962.

A

MATLAB-kod

A.1 Tankmodell

Här följer MATLAB-koden för tankmodellen.

A.1.1 Huvudkod

```
1 clc, clf, clear;
2
3 %Import
4 fluiddata = table2array(readtable('fluiddata.txt'));
5 airdata = table2array(readtable('airdata.csv'));
6
7 % Mission
8 Δ_t=10; % Time step (s)
9 divert_time=45; % min
10 hold_time=30; % min
11 load('flightsim_got-arn-ekt.mat');
12 load('altitude_flight-w-div.mat');
13 k=1:10:length(flow);
14 t=k-1;
15 for i=1:length(k)
16     m_dot_flight(i)=flow(k(i));
17 end
18 m_dot_hold=zeros(1,hold_time*60/10);
19 altitude_hold=zeros(1,hold_time*60/10);
20 power_hold=zeros(1,hold_time*60/10);
21 m_dot_climb=m_dot_flight(1:63);
22 m_req_climb=trapz(t(1:length(m_dot_climb)),m_dot_climb);
23 altitude_climb=altitude(1:63);
24 power_climb=p(1:63);
25 dist_climb=56664.9599755953;
26 m_dot_cruise=m_dot_flight(64);
27 m_req_cruise=m_dot_cruise*Δ_t;
28 altitude_cruise=altitude(64);
29 power_cruise=p(64);
30 dist_cruise=75607.0960114543/784.339829925004*Δ_t;
31 m_dot_descent=m_dot_flight(341:435);
32 m_req_descent=trapz(t(1:length(m_dot_descent)),m_dot_descent);
33 altitude_descent=altitude(142:236);
34 power_descent=p(142:236);
```

```

35 dist_descent=75607.0960114543;
36 m_dot_divert=[m_dot_flight(436:450) ...
37     m_dot_flight(451)*ones(1,divert_time*60/10) ...
38     m_dot_flight(451:520)];
39 m_req_divert=trapz(t(1:length(m_dot_divert)),m_dot_divert);
40 altitude_divert=[altitude(237:249) ...
41     altitude(250)*ones(1,length(m_dot_divert))-...
42     length(altitude(237:end))-1 altitude(250:end) 0];
43 power_divert=[p(237:249) p(250)*ones(1,length(m_dot_divert))-...
44     length(p(237:end))-1 p(250:end) 0];
45
46 %%
47 % setup
48 max_dist_iter=[];
49 V_inner_iter=[];
50 V_outer_iter=[];
51 t_foam_small_iter=[];
52 t_foam_big_iter=[];
53 m_vent_iter=[];
54 mass_iter=[];
55 mass_tank_iter=[];
56 Q_max_iter=[];
57
58 % Geometry
59 r3_small=0.4;
60 r3_big=0.75;
61 L_small=1;
62 %L_big=0.6;
63 L_big_span= linspace(0.6,1.6,2);
64 for L_big=L_big_span
65     V_outer=pi*(L_small*r3_small^2+4/3*r3_small^3+L_big*r3_big^2+4/3*...
66         r3_big^3);
67     t_wall = 0.004; % Wall thickness (m)
68     t_foam_small = linspace(0.021,0.026,2); % Insulation thickness (m)
69     %linspace(0.001,1/2*(r3_small-(t_wall+0.005)),20);
70     t_foam_big = linspace(0.021,0.025,2); % Insulation thickness (m)
71     %linspace(0.001,1/2*(r3_big-(t_wall+0.01)),20);
72     r2_small=r3_small-2*t_foam_small;
73     r2_big=r3_big-2*t_foam_big;
74     r1_small=r2_small-t_wall;
75     r1_big=r2_big-t_wall;
76     V_inner_small=pi*(L_small*r1_small.^2+4/3*r1_small.^3);
77     V_inner_big=pi*(L_big*r1_big.^2+4/3*r1_big.^3);
78
79 % Initial conditions
80 Q=1300; % Heat flux (W)
81 Q_foam_quo=1;
82 p_min=1.2; % Minimum pressure (bar)
83 p0=p_min; % Fill pressure (bar)
84 p_max=1.448; %2.101; %1.448; % Maximum pressure (bar)
85 y_max=0.97;
86 rho_wall=2.7e3; % Wall density (kg/m^3)
87 rho_foam=32; % Insulation density (kg/m^3)
88 rho_vap=0.2245; % Vapour barrier density (kg/m^2)
89 [T_i,rho_LH2_max,rho_GH2_max]=fluiddatafun(p_max,fluiddata);

```

```

90
91 % Iteration
92 n=0;
93 dist_matrix=zeros(length(r1_small),length(r1_big));
94 mass_matrix=zeros(length(r1_small),length(r1_big));
95 Q_max_matrix=zeros(length(r1_small),length(r1_big));
96 T_amb=288.15; % Outside temp (K)
97 T_s1 = T_i + 1; % Inner tank wall temp (K)
98 T_s2 = T_amb - 2; % Outer insulation temp (K)
99 for i=1:length(r1_small)
100     for j=1:length(r1_big)
101         p=p0;
102         [T_i, rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, cp_GH2, mu_LH2, mu_GH2, k_LH2, ...
103          k_GH2, h_LH2, h_GH2]=fluiddatafun(p, fluiddata);
104         V=V_inner_small(i)+V_inner_big(j);
105         y=@(m) fill_percent(rho_LH2, rho_GH2, fluid_quality(m, V, ...
106          rho_LH2_max, rho_GH2_max))-y_max;
107         m0=fzero(y, 1);
108         m=m0;
109         mass_matrix(i, j)=m;
110         m_min=rho_GH2_max*V;
111         x=fluid_quality(m, V, rho_LH2, rho_GH2);
112         y=fill_percent(rho_LH2, rho_GH2, x);
113         phi=energy_derivative(m, V, p, x, fluiddata);
114         Δ_h=(h_GH2-h_LH2)*10^3;
115         rho_star=density_ratio(rho_GH2, rho_LH2);
116
117         m_gas_max=0;
118         m_vent=0;
119
120         [Q_small, Q_foam_quo_small, T_s1_small, T_s2_small]=...
121             heattransfer(y, r1_small(i), r2_small(i), r3_small, ...
122             L_small, Q, Q_foam_quo, T_i, T_s1, T_s2, rho_LH2, rho_GH2, ...
123             cp_LH2, cp_GH2, mu_LH2, mu_GH2, k_LH2, k_GH2, 0, airdata);
124         [Q_big, Q_foam_quo_big, T_s1_big, T_s2_big]=...
125             heattransfer(y, r1_big(j), r2_big(j), r3_big, L_big, Q, ...
126             Q_foam_quo, T_i, T_s1, T_s2, rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, cp_GH2...
127             , mu_LH2, mu_GH2, k_LH2, k_GH2, 0, airdata);
128
129         l=2;
130         Q_small_values=[];
131         Q_big_values=[];
132         altitude_values=linspace(0, altitude_cruise, l);
133         p=p_max;
134         for alt=altitude_values
135             [T_i, rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, cp_GH2, mu_LH2, mu_GH2, ...
136              k_LH2, k_GH2, h_LH2, h_GH2]=fluiddatafun(p, fluiddata);
137             x=fluid_quality(m, V, rho_LH2, rho_GH2);
138             y=fill_percent(rho_LH2, rho_GH2, x);
139             phi=energy_derivative(m, V, p, x, fluiddata);
140             Δ_h=(h_GH2-h_LH2)*10^3;
141             rho_star=density_ratio(rho_GH2, rho_LH2);
142             [Q_small, Q_foam_quo_small, T_s1_small, T_s2_small]=...
143                 heattransfer(y, r1_small(i), r2_small(i), r3_small, ...
144                 L_small, Q_small, Q_foam_quo_small, T_i, T_s1_small, ...

```

```

145         T_s2_small, rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, cp_GH2, mu_LH2, ...
146         mu_GH2, k_LH2, k_GH2, alt, airdata);
147     [Q_big, Q_foam_quo_big, T_s1_big, T_s2_big]=...
148     heattransfer(y, r1_big(j), r2_big(j), r3_big, L_big, ...
149     Q_big, Q_foam_quo_big, T_i, T_s1_big, T_s2_big, ...
150     rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, cp_GH2, mu_LH2, mu_GH2, k_LH2, ...
151     k_GH2, alt, airdata);
152     Q_small_values=[Q_small_values Q_small];
153     Q_big_values=[Q_big_values Q_big];
154 end
155 Q_small_fit=polyfit(altitude_values, Q_small_values, 1);
156 Q_big_fit=polyfit(altitude_values, Q_big_values, 1);
157
158 m_available=(m0-(m_min+m_req_climb+m_req_descent+...
159     m_req_divert));
160 dist_iter=[0];
161 p_elapsed=[1];
162 cruise_steps=0;
163 cruise_steps_old=10;
164 lower=0;
165 low=false;
166 while true
167     p=p0;
168     m=m0;
169     m_vent=0;
170     cruise_steps_old=cruise_steps;
171     cruise_steps=floor(m_available/m_req_cruise)-lower;
172     if cruise_steps≤0
173         dist_tot=0;
174         break
175     elseif (cruise_steps-cruise_steps_old)==0 && low
176         lower=lower+1;
177         cruise_steps=cruise_steps-1;
178     elseif abs(cruise_steps-cruise_steps_old)≤5
179         cruise_steps=cruise_steps_old+sign(cruise_steps-...
180             cruise_steps_old);
181     end
182     fprintf('%0.2f m (%0i, %0i): cruise_steps=%0i\n', ...
183         L_big, i, j, cruise_steps)
184     m_dot=[m_dot_hold m_dot_climb ...
185         m_dot_cruise*ones(1, cruise_steps) m_dot_descent ...
186         m_dot_divert];
187     altitude=[altitude_hold altitude_climb ...
188         altitude_cruise*ones(1, cruise_steps) ...
189         altitude_descent altitude_divert];
190     dist_tot=dist_climb+cruise_steps*dist_cruise+...
191         dist_descent;
192     if abs(dist_tot-dist_iter(end))<dist_cruise && ...
193         min(p_elapsed)>0 && ~low
194         break
195     elseif min(p_elapsed)≤0
196         m_req_cruise=1.01*m_req_cruise;
197     end
198     dist_iter=[dist_iter dist_tot];
199     t=0:Δ_t:Δ_t*(length(m_dot)-1);

```

```

200     Q_max=0;
201     Q_max_heat=0;
202     p_elapsed=[];
203     m_elapsed=[];
204     y_elapsed=[];
205     Q_elapsed=[];
206     low=false;
207     for k=1:length(t)
208         %fprintf('%0i, %0i): t=%0f s\n',i,j,t(k))
209         n=n+1;
210         [T_i, rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, cp_GH2, mu_LH2, mu_GH2, ...
211          k_LH2, k_GH2, h_LH2, h_GH2]=...
212         fluiddatafun(p, fluiddata);
213         x=fluid_quality(m, V, rho_LH2, rho_GH2);
214         y=fill_percent(rho_LH2, rho_GH2, x);
215         y_elapsed=[y_elapsed y];
216         phi=energy_derivative(m, V, p, x, fluiddata);
217         Δ_h=(h_GH2-h_LH2)*10^3;
218         rho_star=density_ratio(rho_GH2, rho_LH2);
219         Q_foam_small=simpleQ(Q_small_fit, altitude(k));
220         Q_foam_big=simpleQ(Q_big_fit, altitude(k));
221         % [Q_foam_small, Q_foam_quo_small, T_s1_small, T_s2_small]=...
222         %   heattransfer(y, r1_small(i), r2_small(i), r3_small, ...
223         %   L_small, Q_foam_small, Q_foam_quo_small, T_i, ...
224         %   T_s1_small, T_s2_small, rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, ...
225         %   cp_GH2, mu_LH2, mu_GH2, k_LH2, k_GH2, altitude(k), airdata);
226         % [Q_foam_big, Q_foam_quo_big, T_s1_big, T_s2_big]=...
227         %   heattransfer(y, r1_big(j), r2_big(j), r3_big, L_big, ...
228         %   Q_foam_big, Q_foam_quo_big, T_i, T_s1_big, T_s2_big, ...
229         %   rho_LH2, rho_GH2, cp_LH2, cp_GH2, mu_LH2, mu_GH2, k_LH2, ...
230         %   k_GH2, altitude(k), airdata);
231         Q=Q_foam_small+Q_foam_big;
232         Q_max=max([Q_max Q]);
233         Q_elapsed=[Q_elapsed Q];
234         Δ_p=Δ_t*2*10^-5*pressurechange(V, phi, Q, ...
235         Δ_h, m_dot(k), 0, rho_star);
236         if p+Δ_p>=p_max
237             f=@(x_m_gas) (p-p_max+Δ_t*2*10^-5*...
238             pressurechange(V, phi, Q, Δ_h, m_dot(k), ...
239             x_m_gas, rho_star));
240             m_gas=max([0 fzero(f, 0)]);
241             m_gas_max=max([m_gas_max m_gas]);
242             p=p_max;
243         elseif p+Δ_p<p_min
244             m_gas=0;
245             f=@(x_Q) (p-p_min+Δ_t*2*10^-5*...
246             pressurechange(V, phi, x_Q, Δ_h, m_dot(k), ...
247             m_gas, rho_star));
248             Q_heat=fzero(f, 0)-Q;
249             Q_max_heat=max([Q_max_heat Q_heat]);
250             p=p_min;
251         else
252             m_gas=0;
253             p=p+Δ_p;
254         end

```

```

255         p_elapsed=[p_elapsed p];
256         m=m-(m_dot(k)+m_gas)*Δ_t;
257         m_elapsed=[m_elapsed m];
258         m_vent=m_vent+m_gas*Δ_t;
259         if m≤m_min
260             low=true;
261             break
262         end
263     end
264     if low || min(p_elapsed)≤0 || m>(m_min+...
265         2*m_req_cruise+Δ_t*m_vent/t(k))
266         m_available=m0-(m_vent+m_min+m_req_climb+...
267             m_req_descent+m_req_divert);
268     else
269         break
270     end
271 end
272
273     m_vent_matrix(i,j)=m_vent;
274     Q_max_heat_matrix(i,j)=Q_max_heat;
275     Q_max_matrix(i,j)=Q_max;
276     dist_matrix(i,j)=dist_tot;
277 end
278 end
279 [max_dist,i]=max(dist_matrix);
280 [~,j]=max(max_dist);
281 i=i(j);
282 max_dist_iter=[max_dist_iter dist_matrix(i,j)];
283 V_inner_iter=[V_inner_iter (V_inner_small(i)+V_inner_big(j))];
284 V_outer_iter=[V_outer_iter V_outer];
285 t_foam_small_iter=[t_foam_small_iter t_foam_small(i)];
286 t_foam_big_iter=[t_foam_big_iter t_foam_big(j)];
287 m_vent_iter=[m_vent_iter m_vent_matrix(i,j)];
288 mass_iter=[mass_iter mass_matrix(i,j)];
289 mass_tank=mass_matrix(i,j)+massatank(t_wall, t_foam_small(i),...
290     r1_small(i), L_small, rho_wall, rho_foam,rho_vap)+...
291     massatank(t_wall,t_foam_big(j), r1_big(j), L_big, rho_wall,...
292     rho_foam,rho_vap);
293 mass_tank_iter=[mass_tank_iter mass_tank];
294 Q_max_iter=[Q_max_iter Q_max_matrix(i,j)];
295 end
296 % t=t/3600;
297 % subplot(2,2,1)
298 % plot(t,m_elapsed)
299 % xlabel('Tid [h]')
300 % ylabel('Massa [kg]')
301 % title('Massa H_2 i tankarna mot tid')
302 % subplot(2,2,2)
303 % plot(t,altitude)
304 % xlabel('Tid [h]')
305 % ylabel('H jd [m]')
306 % title('Altitud mot tid')
307 % subplot(2,2,3)
308 % plot(t,p_elapsed)
309 % ylim([1.2 1.6])

```

```

310 % xlabel('Tid [h]')
311 % ylabel('Tryck [bar]')
312 % title('Tryck i tankarna mot tid')
313 % subplot(2,2,4)
314 % plot(t,Q_elapsed)
315 % xlabel('Tid [h]')
316 % ylabel('V rme verf ring [W]')
317 % title('V rmetillf rsel till tankarna mot tid')
318 %%
319 % [X,Y]=meshgrid(r1_big/r3_big,r1_small/r3_small);
320 % contourf(X,Y,dist_matrix/1000)
321 % xlabel('Stor tank f rh llande inre och yttre radie')
322 % ylabel('Liten tank f rh llande inre och yttre radie')
323 % cl=colorbar;
324 % cl.Title.String='R ckvidd [km]';
325 % title('Maximal operativ flygstrcka')
326 % hold on
327 % plot(r1_big(j)/r3_big,r1_small(i)/r3_small,'or')
328 % hold off

```

A.1.2 Funktionsfiler

```

1 function [T,rho_l,rho_g,cp_l,cp_g,mu_l,mu_g,k_l,k_g,h_l,h_g,u_l,...
2     u_g]=fluiddatafun(pressure,fluiddata)
3 % Input: Pressure (bar), fluiddata table
4 % Output: Temperature (K), density liquid (kg/m^3),
5 % density gas (kg/m^3), heat capacity liquid (J/g*K),
6 % heat capacity gas (J/g*K), viscosity liquid (Pa*s),
7 % viscosity gas (Pa*s), thermal conductivity liquid (W/m*K),
8 % thermal conductivity gas (W/m*K), enthalpy liquid (kJ/kg),
9 % enthalpy gas (kJ/kg), internal energy liquid (kJ/kg),
10 % internal energy gas (kJ/kg)
11 l=length(pressure);
12 [s,~]=size(fluiddata);
13 T=zeros(1,l);
14 rho_l=zeros(1,l);
15 rho_g=zeros(1,l);
16 cp_l=zeros(1,l);
17 cp_g=zeros(1,l);
18 mu_l=zeros(1,l);
19 mu_g=zeros(1,l);
20 k_l=zeros(1,l);
21 k_g=zeros(1,l);
22 h_l=zeros(1,l);
23 h_g=zeros(1,l);
24 u_l=zeros(1,l);
25 u_g=zeros(1,l);
26 for n=1:l
27     [~,i]=min(abs(fluiddata(:,2)-pressure(n)));
28     if i>1 && i<s
29         [~,k]=min(abs(pressure(n)-[fluiddata(i+1,2) ...
30             fluiddata(i-1,2)]));
31         i=i+1-k;

```

```

32     elseif i ≥ s
33         i = s - 1;
34     end
35     Y = zeros(13, 1);
36     j = [1 3 15 9 21 12 24 13 25 6 18 5 17];
37     for k = 1:length(Y)
38         Y(k) = (fluiddata(i+1, j(k)) - fluiddata(i, j(k))) / (fluiddata(i+1, 2) - ...
39             fluiddata(i, 2)) * (pressure(n) - fluiddata(i, 2)) + ...
40             fluiddata(i, j(k));
41     end
42     T(n) = Y(1);
43     rho_l(n) = Y(2);
44     rho_g(n) = Y(3);
45     cp_l(n) = Y(4);
46     cp_g(n) = Y(5);
47     mu_l(n) = Y(6);
48     mu_g(n) = Y(7);
49     k_l(n) = Y(8);
50     k_g(n) = Y(9);
51     h_l(n) = Y(10);
52     h_g(n) = Y(11);
53     u_l(n) = Y(12);
54     u_g(n) = Y(13);
55 end
56 end

```

```

1 function y = fill_percent(rho_l, rho_g, x)
2 y = (1 + (rho_l./rho_g) .* (x./(1-x))) .^ -1;
3 end

```

```

1 function x = fluid_quality(m, V, rho_l, rho_g)
2 x = (V./m - 1./rho_l) ./ (1./rho_g - 1./rho_l);
3 end

```

```

1 function phi = energy_derivative(m, V, p, T, fluiddata)
2 Δ_p = 0.01;
3 [T, rho_l1, rho_g1, T, T, T, T, T, T, T, T, u1_l, u1_g] = fluiddatafun(p, fluiddata);
4 x1 = fluid_quality(m, V, rho_l1, rho_g1);
5 u1 = x1.*u1_g + (1-x1).*u1_l;
6 [T, rho_l2, rho_g2, T, T, T, T, T, T, T, T, u2_l, u2_g] = fluiddatafun(p+Δ_p, ...
7     fluiddata);
8 x2 = fluid_quality(m, V, rho_l2, rho_g2);
9 u2 = x2.*u2_g + (1-x2).*u2_l;
10 dudp = (u2-u1)/Δ_p*10^-2;
11 phi = 1./(m./V.*dudp);
12 end

```



```

1 function rho_star=density_ratio(rho_g,rho_l)
2 %rho_g=density gas, rho_l=density liquid
3 rho_star=rho_g./(rho_g+rho_l);
4 end

```

```

1 function [Q,Q_foam_quo,T_s1,T_s2]=heattransfer(y,r1,r2,r3,L,Q,...
2     Q_foam_quo,T_i,T_s1,T_s2,rho_LH2,rho_GH2,cp_LH2,cp_GH2,mu_LH2,...
3     mu_GH2,k_LH2,k_GH2,altitude,airdata)
4 % Ytterttemperatur, ger varden for luften
5 [T_amb, rho_air,T_amb, cp_air, mu_air, ...
6     k_air]=airdatafun2(altitude,...
7     airdata);
8 % Langd tank
9 L_tank = L; % [m]
10
11 % Hoejd av vaetskan i tanken
12 p=[-8.91400270022562,22.2850067505646,-20.9974782388747,...
13     9.21121060774750,-2.58459111218134,0.999927346484802];
14 h =2*r1*(p(1)*y.^5+p(2)*y.^4+p(3)*y.^3+p(4)*y.^2+p(5).*y+p(6));
15
16 % LH2 vaerden
17 Pr_LH2 = mu_LH2 * cp_LH2 * 1000 / k_LH2; % Prandltalet
18 viscosity_LH2 = mu_LH2 / rho_LH2; % Kinematiska viskositeten
19
20 % GH2 vaerden
21 Pr_GH2 = mu_GH2 * cp_GH2 * 1000 / k_GH2; % Prandltalet
22 viscosity_GH2 = mu_GH2 / rho_GH2; % Kinematiska viskositeten
23
24 % Luft vaerden
25 Pr_air = mu_air * cp_air * 1000 / k_air; % Prandltalet
26 viscosity_air = mu_air / rho_air; % Kinematiska viskositeten
27
28 f=@(T_s) [Q_tot_out(T_s(2),T_amb,r3,L_tank,Pr_air,viscosity_air,...
29     k_air)-Q_cond_foam(T_s(1),T_s(2),r2,r3,L_tank,Q,Q_foam_quo);
30     Q_tot_out(T_s(2),T_amb,r3,L_tank,Pr_air,viscosity_air,k_air)-...
31     Q_tot_in(T_s(1),T_i,r1,L_tank,h,Pr_LH2,Pr_GH2,viscosity_LH2,...
32     viscosity_GH2,k_LH2,k_GH2)];
33 T_s0=[T_s1 T_s2];
34 T_s=fsolve(f,T_s0);
35 T_s1=T_s(1);
36 T_s2=T_s(2);
37 [Q_cond_ins,Q_foam_quo]=Q_cond_foam(T_s1,T_s2,r2,r3,L_tank,Q,...
38     Q_foam_quo);
39 Q=(Q_cond_ins+Q_tot_out(T_s2,T_amb,r3,L_tank,Pr_air,viscosity_air,...
40     k_air)+Q_tot_in(T_s1,T_i,r1,L_tank,h,Pr_LH2,Pr_GH2,...
41     viscosity_LH2,viscosity_GH2,k_LH2,k_GH2))/3;
42
43 end

```

```

1 function [p, T, rho, a, c_p, mu, ...
   k_air]=airdatafun2(altitude,airdata)
2     %i=max([floor(altitude/500)+1 ]);
3     airtempdata=table2array(readtable('airtempdata.csv'));
4     l=length(altitude);
5     p=zeros(1,l);
6     T=zeros(1,l);
7     rho=zeros(1,l);
8     a=zeros(1,l);
9
10    for n=1:l
11        [~,i]=min(abs(airdata(:,1)-altitude(n)));
12        if i>1
13            [~,k]=min(abs(altitude(n)-[airdata(i+1,1) airdata(i-1,1)]));
14            i=i+1-k;
15        end
16        Y=[0,0,0,0];
17        for j=2:5
18            Y(j-1)=(airdata(i+1,j)-airdata(i,j))/(airdata(i+1,1)-...
19                airdata(i,1))*(altitude(n)-airdata(i,1))+airdata(i,j);
20        end
21        p(n)=Y(1);
22        T(n)=Y(2);
23        rho(n)=Y(3);
24        a(n)=Y(4);
25    end
26    [c_p, mu, k_air]=airtempdatafun(T,airtempdata);
27 end

```

```

1 function [c_p, mu, k_air]=airtempdatafun(T,airtempdata)
2     l=length(T);
3     c_p=zeros(1,l);
4     mu=zeros(1,l);
5     k_air=zeros(1,l);
6
7     for n=1:l
8         [~,i]=min(abs(airtempdata(:,1)-T(n)));
9         if i>1
10            [~,k]=min(abs(T(n)-[airtempdata(i+1,1) ...
11                airtempdata(i-1,1)]));
12            i=i+1-k;
13        end
14        Y=[0,0,0,0];
15        for j=[3 4 6]
16            Y(j-2)=(airtempdata(i+1,j)-airtempdata(i,j))/...
17                (airtempdata(i+1,1)-airtempdata(i,1))*(T(n)-...
18                airtempdata(i,1))+airtempdata(i,j);
19        end
20        c_p(n)=Y(1);
21        mu(n)=Y(2)*1e-7;
22        k_air(n)=Y(4)*1e-3;
23    end

```

23 end

```

1 function Q_tot_out=Q_tot_out(T_s2,T_amb,r3,L_tank,Pr_air,...
2     viscosity_air,k_air)
3 %% Yttervaegg, konvektion och straalning
4 % Filmtemperatur utsida
5 T_film_out = 0.5 * (T_amb + T_s2); % [K]
6
7 % Dimloesa tal
8 beta = 1 / T_film_out;
9 D_out = r3 * 2; % Ytterdiameter [m]
10 g = 9.82; % Gravitation [m/s^2]
11
12 Gr_air = g * beta * (T_amb - T_s2) * D_out ^ 3 /...
13     ((viscosity_air)^2); % Grashof luft
14 Ra_air = Gr_air * Pr_air; % Rayleigh luft
15 Nu_air = (0.825 + (0.387 * Ra_air ^ (1/6) /...
16     (1 + (0.492 / Pr_air) ^ (9/16)) ^ (8/27)))^2; % Nusselt luft
17
18 % Konvektiva vaermeeoverfoeringskoefficienten
19 h_conv_air = Nu_air * k_air / D_out; % [W/Km^2]
20
21 % Resistans konvektion
22 A_cylinder= 2 * pi * r3 * L_tank; % [m^2]
23 A_sphere = 4 * pi * r3^2; % [m^2]
24 A_tank = A_cylinder + A_sphere; % [m^2]
25 R_conv_air = 1 / (A_tank * h_conv_air); % [K/W]
26
27 % Vaermeeoverfoering genom konvektion p utsidan av tanken [W]
28 Q_conv_air = (T_amb - T_s2) / R_conv_air; % [w]
29
30 % Vaermeeoverfoering straalning (antar grey_body)
31 epsilon_foam = 0.1;
32 boltzmann = 5.670e-8;
33 h_rad = epsilon_foam * boltzmann * (T_s2^2 + T_amb^2) *...
34     (T_s2 + T_amb); % [W/Km^2]
35 R_rad = 1 / (h_rad * A_tank); % Resistans straalning [K/W]
36 Q_rad = (T_amb - T_s2) / R_rad; % Vaermeeoverfoering straalning [W]
37 Q_tot_out = real(Q_conv_air+Q_rad); % Totala ...
38     vaermeeoverfoeringen [W]
39 end

```

```

1 function Q_tot_in=Q_tot_in(T_s1,T_i,r1,L_tank,h,Pr_LH2,Pr_GH2,...
2     viscosity_LH2,viscosity_GH2,k_LH2,k_GH2)
3 %% Insida av tank LH2, konvektion
4
5 % Filmtemperatur inne i tanken
6 T_film = 0.5 * (T_i + T_s1); % [K]
7
8 % Dimloesa tal, LH2
9 beta = 1 / T_film;

```

```

10 D_i = r1 * 2; % Innerdiameter [m]
11 g = 9.82; % Gravitation [m/s^2]
12
13 Gr_LH2 = g * beta * (T_sl - T_i) * D_i ^ 3 / ...
14     ((viscosity_LH2)^2); %Grashof LH2
15 Ra_LH2 = Gr_LH2 * Pr_LH2; % Rayleigh LH2
16 Nu_LH2 = ( 0.825 + (0.387 * Ra_LH2 ^ (1/6) / ...
17     (1 + (0.492 / Pr_LH2) ^ (9/16)) ^ (8/27)))^2; % Nusselt LH2
18
19 % Konvektiva vaermoeoverføringskoefficienten
20 h_conv_LH2 = Nu_LH2 * k_LH2 / D_i; % [W/Km^2]
21
22 % Vaermoeoverføring innervægg, LH2
23 A_cylinder_LH2=L_tank*...
24     (pi+2*asin(1-(2*r1-h)/r1))*r1; %Area cylinder i tank [m^2]
25 A_sphere_LH2 = 2*pi*r1*h ; % Area sfaer inne i tank [m^2]
26 A_LH2 = A_cylinder_LH2 +...
27     A_sphere_LH2 ; % Totala arean LH2 inne i tanken [m^2]
28 R_conv_LH2 = 1 / (h_conv_LH2 * ...
29     A_LH2); % Termiska konvektions resistansen GH2 [K/W]
30 Q_conv_LH2 = (T_sl - T_i) /...
31     R_conv_LH2; % Vaermoeoverføring av LH2 [W]
32
33 %% Insida av tank GH2, konvektion
34
35 % Dimloesa tal, GH2
36 Gr_GH2 = g * beta * (T_sl - T_i) * D_i ^ 3 / ...
37     ((viscosity_GH2)^2); % Grashof GH2
38 Ra_GH2 = Gr_GH2 * Pr_GH2; % Rayleigh GH2
39 Nu_GH2 = ( 0.825 + (0.387 * Ra_GH2 ^ (1/6) / ...
40     (1 + (0.492 / Pr_GH2) ^ (9/16)) ^ (8/27)))^2; % Nusselt GH2
41
42 % Konvektiva vaermoeoverføringskoefficienten
43 h_conv_GH2 = Nu_GH2 * k_GH2 / D_i; % [W/Km^2]
44
45 % Vaermoeoverføring innervægg --> H2
46 A_cylinder_GH2 = L_tank*(pi +...
47     2*asin(1-(2*r1-(2*r1-h))/r1))*r1; %Area cylinder i tank [m^2]
48 A_sphere_GH2 = 2*pi*r1*(2*r1-h); % Area sfaer inne i tank [m^2]
49 A_GH2 = A_cylinder_GH2 +...
50     A_sphere_GH2; % Totala arean GH2 inne i tanken [m^2]
51 R_conv_GH2 = 1 / (h_conv_GH2 *...
52     A_GH2); % Termiska konvektions resistansen GH2 [K/W]
53 Q_conv_GH2 = (T_sl - T_i) /...
54     R_conv_GH2; % Vaermoeoverføring av LH2 [W]
55
56 Q_tot_in = real(Q_conv_GH2 +...
57     Q_conv_LH2); % Totala vaermoeoverføring paa insidan av ...
58     tanken [W]
59 end

```

```

1 function [Q_cond_foam,Q_foam_quo]=Q_cond_foam(T_s1,T_s2,r2,r3,...
2     L_tank,Q,Q_foam_quo)
3 %% konduktion tillfaelligt test
4 % T = (T_s2 + T_s1)/2;
5 % konduktivitet = load('konduktivitet.mat');
6 % k_foam = kondfun2(T,konduktivitet);
7 % Q_cond_foam_cyl = 2*pi*L_tank*k_foam*(T_s2-T_s1)/log(r3/r2);
8 % Q_cond_foam_sf = 4*pi*k_foam*(T_s2-T_s1)/(1/r2 - 1/r3);
9 % Q_cond_foam = Q_cond_foam_cyl + Q_cond_foam_sf;
10 % Q_foam_quo=1;
11 %% isolering konduktion
12 %Data
13 n=20;
14 T = linspace(T_s1,T_s2,n);
15 konduktivitet = load('konduktivitet.mat');
16 k_foam = kondfun2(T,konduktivitet);
17
18 %Matriser foer radie
19 r_cylinder = zeros(length(n),1);
20 r_cylinder(1)=r2;
21 r_cylinder(n) = r3;
22
23 r_sphere = zeros(length(n),1);
24 r_sphere(1)=r2;
25 r_sphere(n) = r3;
26
27 %Gissningar
28 Q_foam_cylinder=Q/(1+1/Q_foam_quo);
29 r_riktig_cylinder = r_cylinder(n) -0.05;
30
31 Q_foam_sphere=Q/(1+Q_foam_quo);
32 r_riktig_sphere = r_sphere(n) -0.05;
33
34 TOL_2 =0.001;
35 while (abs(r_riktig_cylinder-r_cylinder(n-1)) > TOL_2) ||...
36     (abs(r_riktig_sphere-r_sphere(n-1)) > TOL_2)
37
38     %Saetter hur maanga hopp
39     if abs(r_riktig_cylinder - r_cylinder(n-1)) > 0.005
40         b = 1000;
41     else
42         b = 1;
43     end
44
45     if abs(r_riktig_sphere - r_sphere(n-1)) > 0.005
46         k = 100;
47     else
48         k = 1;
49     end
50
51
52 %Om den skjuter oever saa hoejer vi Q
53 if (r_riktig_cylinder < r_cylinder(n-1))
54     Q_foam_cylinder = Q_foam_cylinder + 0.001*b; %K

```

```

55     end
56
57     if (r_riktig_sphere < r_sphere(n-1))
58         Q_foam_sphere = Q_foam_sphere + 0.001*k; %K
59     end
60
61
62     %Om den skjuter under saa saenker vi Q
63     if (r_riktig_cylinder > r_cylinder(n-1))
64         Q_foam_cylinder = Q_foam_cylinder -0.001*b; %K
65     end
66
67     if (r_riktig_sphere > r_sphere(n-1))
68         Q_foam_sphere = Q_foam_sphere -0.001*k; %K
69     end
70
71     for j = 1:n-2
72         r_cylinder(j+1) = r_cylinder(j)* exp( ((T(j+1) -...
73             T(j))*2*pi*L_tank*((k_foam(j) + k_foam(j+1))/2)) /...
74             Q_foam_cylinder );
75         r_sphere(j+1) = 1 / ((1/r_sphere(j)) - ((T(j+1) -...
76             T(j))*4*pi*((k_foam(j) + k_foam(j+1))/2))/Q_foam_sphere );
77     end
78
79     %Saett nya randvillkor med ett nytt Q
80     r_riktig_cylinder = r_cylinder(n) / exp( ((T(n) - T(n-1))*...
81         2*pi*L_tank*((k_foam(n-1) + k_foam(n))/2)) / Q_foam_cylinder );
82
83     r_riktig_sphere = 1 / ((1/r_sphere(n)) + (T(n) - T(n-1))*4*pi*...
84         ((k_foam(n-1) + k_foam(n))/2)/Q_foam_sphere );
85     end
86
87     Q_cond_foam = Q_foam_cylinder + Q_foam_sphere;
88     Q_foam_quo=Q_foam_cylinder/Q_foam_sphere;
89     end

```

```

1 function k_foam=kondfun2(T,konduktivitet)
2     L = length(T);
3     s=length(konduktivitet.x);
4     k_foam = zeros(1,L);
5     for n=1:L
6         [i,i]=min(abs(konduktivitet.x-T(n)));
7         if i>1 && i<s
8             [i,k]=min(abs(T(n)-[konduktivitet.x(i+1) ...
9                 konduktivitet.x(i-1)]));
10            i=i+1-k;
11        elseif i>=s
12            i=s-1;
13        end
14        k_foam(n)=(konduktivitet.y(i+1)-konduktivitet.y(i))/...
15            (konduktivitet.x(i+1)-konduktivitet.x(i))*(T(n)-...
16            konduktivitet.x(i))+konduktivitet.y(i);
17    end

```

```
18 end
```

```
1 function Q=simpleQ(fit,p)
2 Q=fit(1)*p+fit(2);
3 end
```

```
1 function dpdt = pressurechange(V,phi,Q,delta_h,m_liquid,m_gas,rho_star)
2 % V=tank, phi=energy derivative, Q=heat flux, delta_h=enthalpy change,
3 % m_liquid=liquid mass flow, m_gas=gas mass flow, ...
   rho_star=density ratio
4 dpdt = real((Q-delta_h.*(m_gas+rho_star.*(m_liquid+m_gas))).*phi./(V));
5 end
```

```
1 function mTank = massatank(t_t, t_i, r, L, rho_v, rho_is, rho_vap)
2
3 V = pi*r^2*L + 4*pi*r^3/3;
4 r_tank = r+t_t;
5 V_tank = pi*r_tank^2*L + 4*pi*r_tank^3/3;
6
7 m_tank = rho_v*(V_tank-V);
8
9 r_is = r_tank+2*t_i;
10 r_is_1_2 = r_tank+t_i;
11
12 V_is = pi*r_is^2*L + 4*pi*r_is^3/3;
13
14 m_is = rho_is*(V_is - V_tank);
15
16 A_vap1=4*pi*r_is_1_2+2*pi*r_is_1_2*L;
17 A_vap2=4*pi*r_is+2*pi*r_is*L;
18
19 m_vap1=A_vap1*rho_vap;
20 m_vap2=A_vap2*rho_vap;
21
22 mTank = m_tank + m_is + m_vap1 + m_vap2;
23 end
```

A.2 Flygsimulering

Här följer MATLAB-koden för flygsimuleringen.

A.2.1 Huvudkod

```

1  clc
2  clear
3  clf
4  clearvars
5
6  airdata = table2array(readtable('airdata.csv'));
7  altitude_cruise=13000*0.3048; %m
8  v=[92 94 79];
9  gamma = [4 0 -3]*pi/180;
10 totdist=206000; %m
11 S=37.7; %Reference area (m^2)
12 eta_prop=0.87;
13 eta_motor=0.9;
14 eta_controller=0.98;
15 eta_tot=eta_prop*eta_motor*eta_controller;
16 m=8618; %Plane mass
17 g=9.82;
18 specific_heat_ratio=1.4;
19 t=[0 0 0];
20 Δ_t=10;
21 v_y=[0 0 0];
22 dist=[0 0 0];
23
24 %climb
25 v_y(1)=sin(gamma(1))*v(1); %m/s
26 t(1)=altitude_cruise/v_y(1); %s
27 dist(1)=cos(gamma(1))*v(1)*t(1); %m
28
29 %Descent
30 v_y(3)=abs(sin(gamma(3))*v(3)); %m/s
31 t(3)=altitude_cruise/v_y(3); %s
32 dist(3)=cos(gamma(3))*v(3)*t(3); %m
33
34 %Cruise
35 dist(2)=totdist-sum(dist);
36 t(2)=dist(2)/v(2); %s
37 t_tot=sum(t); %m
38
39 %Plot
40 alt1=[[0:Δ_t:t(1)]*altitude_cruise/t(1)];
41 if(length(alt1)>nearest(t(1)/Δ_t))
42     alt1=alt1(1:(end-1));
43 end
44 alt2=[altitude_cruise*ones(1,nearest(t(2)/Δ_t))];
45 alt3=altitude_cruise-[0:Δ_t:t(3)]*altitude_cruise/t(3)];
46 if(length(alt3)>nearest(t(3)/Δ_t))
47     alt3=alt3(1:(end-1));

```



```

48 end
49 altitude=[alt1 alt2 alt3];
50 elapsedtime=linspace(0,sum(t),length(altitude));
51 %subplot(4,1,1);
52 %plot(elapsedtime,altitude)
53 %title('Hoejd mot tid')
54 %xlabel('t [s]')
55 %ylabel('h [m]')
56
57 %Vectors
58 v1=[v(1)*ones(1,nearest(t(1)/Δ_t))];
59 v2=[v(2)*ones(1,nearest(t(2)/Δ_t))];
60 v3=[v(3)*ones(1,nearest(t(3)/Δ_t))];
61 velocity_t=[v1 v2 v3];
62 gamma1=[gamma(1)*ones(1,nearest(t(1)/Δ_t))];
63 gamma2=[gamma(2)*ones(1,nearest(t(2)/Δ_t))];
64 gamma3=[gamma(3)*ones(1,nearest(t(3)/Δ_t))];
65 gamma_t=[gamma1 gamma2 gamma3];
66
67 %Solve alpha & F_n
68 X0=[0, 0];
69 k_stop=length(elapsedtime);
70 alpha=zeros(1,k_stop);
71 F_n=zeros(1,k_stop);
72 for k=1:length(elapsedtime)
73 [p, T, rho, a]=airdatafun(altitude(k),airdata);
74 M=velocity_t(k)/a;
75 q=dyn_press(specific_heat_ratio,p,M);
76 f=@(X) [force_x(lift_coefficient(X(1))*q*S, gamma_t(k), ...
77     drag_coefficient(X(1))*q*S, X(2), X(1));
78 force_y(lift_coefficient(X(1))*q*S, gamma_t(k), ...
79 drag_coefficient(X(1))*q*S, X(2), X(1), m, g)];
80 X=fsolve(f,X0);
81 alpha(k)=X(1);
82 alpha_deg(k)=alpha(k)*180/pi;
83 F_n(k)=X(2);
84 end
85
86 %Plot
87 %subplot(4,1,2);
88 %plot(elapsedtime,alpha_deg)
89 %title('AoA mot tid')
90 %xlabel('t [s]')
91 %ylabel(['AoA [' char(176) ']]')
92 %subplot(4,1,3);
93 flightangle=alpha_deg+gamma_t*180/pi;
94 %plot(elapsedtime,flightangle)
95 %title('Flygvinkel mot tid')
96 %xlabel('t [s]')
97 %ylabel(['v [' char(176) ']]')
98 %subplot(4,1,4);
99 power=cos(alpha).*F_n.*velocity_t;
100 batterypower=power/(eta_tot);
101 %plot(elapsedtime,batterypower)
102 %title('Effekt mot tid')

```

```

103 xlabel('t [s]')
104 ylabel('P [W]')
105
106 batteryenergy=trapz(elapsedtime,batterypower);
107 battery_Wh=batteryenergy/3600;
108
109 s=elapsedtime;
110 givep=batterypower;
111 givealt=altitude;
112
113 airdata = table2array(readtable('airdata.csv'));
114 altitude_cruise=3000*0.3048; %m
115 v=[92 94 79];
116 gamma = [4 0 -3]*pi/180;
117 totdist=50000; %m
118 S=37.7; %Reference area (m^2)
119 eta_prop=0.87;
120 eta_motor=0.9;
121 eta_controller=0.98;
122 eta_tot=eta_prop*eta_motor*eta_controller;
123 m=8618; %Plane mass
124 g=9.82;
125 specific_heat_ratio=1.4;
126 t=[0 0 0];
127 Δ_t=10;
128 v_y=[0 0 0];
129 dist=[0 0 0];
130
131 %climb
132 v_y(1)=sin(gamma(1))*v(1); %m/s
133 t(1)=altitude_cruise/v_y(1); %s
134 dist(1)=cos(gamma(1))*v(1)*t(1); %m
135
136 %Descent
137 v_y(3)=abs(sin(gamma(3))*v(3)); %m/s
138 t(3)=altitude_cruise/v_y(3); %s
139 dist(3)=cos(gamma(3))*v(3)*t(3); %m
140
141 %Cruise
142 dist(2)=totdist-sum(dist);
143 t(2)=dist(2)/v(2); %s
144 t_tot=sum(t); %m
145
146 %Plot
147 alt1=[0:Δ_t:t(1)]*altitude_cruise/t(1);
148 if(length(alt1)>nearest(t(1)/Δ_t))
149     alt1=alt1(1:(end-1));
150 end
151 alt2=[altitude_cruise*ones(1,nearest(t(2)/Δ_t))];
152 alt3=altitude_cruise-[0:Δ_t:t(3)]*altitude_cruise/t(3);
153 if(length(alt3)>nearest(t(3)/Δ_t))
154     alt3=alt3(1:(end-1));
155 end
156 altitude=[alt1 alt2 alt3];
157 elapsedtime=linspace(0,sum(t),length(altitude));

```

```

158 %subplot(4,1,1);
159 %plot(elapsedtime,altitude)
160 %title('Hoejd mot tid')
161 %xlabel('t [s]')
162 %ylabel('h [m]')
163
164 %Vectors
165 v1=[v(1)*ones(1,nearest(t(1)/Δ_t))];
166 v2=[v(2)*ones(1,nearest(t(2)/Δ_t))];
167 v3=[v(3)*ones(1,nearest(t(3)/Δ_t))];
168 velocity_t=[v1 v2 v3];
169 gamma1=[gamma(1)*ones(1,nearest(t(1)/Δ_t))];
170 gamma2=[gamma(2)*ones(1,nearest(t(2)/Δ_t))];
171 gamma3=[gamma(3)*ones(1,nearest(t(3)/Δ_t))];
172 gamma_t=[gamma1 gamma2 gamma3];
173
174 %Solve alpha & F_n
175 X0=[0, 0];
176 k_stop=length(elapsedtime);
177 alpha=zeros(1,k_stop);
178 alpha_deg=alpha;
179 F_n=zeros(1,k_stop);
180 for k=1:length(elapsedtime)
181 [p, T, rho, a]=airdatafun(altitude(k),airdata);
182 M=velocity_t(k)/a;
183 q=dyn_press(specific_heat_ratio,p,M);
184 f=@(X) [force_x(lift_coefficient(X(1))*q*S, gamma_t(k), ...
185             drag_coefficient(X(1))*q*S, X(2), X(1));
186         force_y(lift_coefficient(X(1))*q*S, gamma_t(k), ...
187             drag_coefficient(X(1))*q*S, X(2), X(1), m, g)];
188 X=fsolve(f,X0);
189 alpha(k)=X(1);
190 alpha_deg(k)=alpha(k)*180/pi;
191 F_n(k)=X(2);
192 end
193
194 %Plot
195 %subplot(4,1,2);
196 %plot(elapsedtime,alpha_deg)
197 %title('AoA mot tid')
198 %xlabel('t [s]')
199 %ylabel(['AoA [' char(176) ']]')
200 %subplot(4,1,3);
201 flightangle=alpha_deg+gamma_t*180/pi;
202 %plot(elapsedtime,flightangle)
203 %title('Flygvinkel mot tid')
204 %xlabel('t [s]')
205 %ylabel(['v [' char(176) ']]')
206 %subplot(4,1,4);
207 power=cos(alpha).*F_n.*velocity_t;
208 batterypower=power/(eta_tot);
209 %plot(elapsedtime,batterypower)
210 %title('Effekt mot tid')
211 %xlabel('t [s]')
212 %ylabel('P [W]')

```

```

211
212 batteryenergy=trapz(elapsedtime,batterypower);
213 battery_Wh=batteryenergy/3600;
214
215
216 t_alt=[s elapsedtime(2:end)+s(end)];
217 p=[givep batterypower(2:end)];
218 altitude=[givealt altitude(2:end)];
219 plot(t_alt,altitude)
220 % for i=1:length(s)-1
221 % s(i)=s(i+1)-s(i);
222 % end
223 % s(end)=s(end-1);
224 % p=[p zeros(1,292-length(p))];
225 % s=[s s((2*length(s)-length(p)+1):end)];
226 clearvars -except t_alt altitude p
227 save("altitude_flight-w-div.mat")

```

A.2.2 Funktionsfiler

```

1 function [p, T, rho, a]=airdatafun(altitude,airdata)
2     %i=max([floor(altitude/500)+1]);
3     l=length(altitude);
4     p=zeros(1,l);
5     T=zeros(1,l);
6     rho=zeros(1,l);
7     a=zeros(1,l);
8
9     for n=1:l
10        [i,j]=min(abs(airdata(:,1)-altitude(n)));
11        if i>1
12            [i,k]=min(abs(altitude(n)-[airdata(i+1,1) airdata(i-1,1)]));
13            i=i+1-k;
14        end
15        Y=[0,0,0,0];
16        for j=2:5
17            Y(j-1)=(airdata(i+1,j)-airdata(i,j))/(airdata(i+1,1)-...
18                airdata(i,1))*(altitude(n)-airdata(i,1))+airdata(i,j);
19        end
20        p(n)=Y(1);
21        T(n)=Y(2);
22        rho(n)=Y(3);
23        a(n)=Y(4);
24    end
25 end

```

```

1 function q=dyn_press(gamma, p, M)
2 %gamma=specific heat ratio, p=tryck, M=machtal
3 q=gamma.*p/2*(M).^2;
4 end

```

```
1 function f_x = force_x(L, gamma, D, F_n, alpha)
2 % Flygkraftresultanten i x-led, L=lyftkraft, gamma=flygvinkeln,
3 % D=dragkraft, F_n=drivande kraft, alpha= attackvinkel
4 f_x = -L .* sin(gamma) - D .* cos(gamma) + F_n .* cos(alpha+gamma);
5 end
```

```
1 function f_y = force_y(L, gamma, D, F_n, alpha, m, g)
2 % Flygkraftresultanten i y-led, L=lyftkraft, gamma=flygvinkeln,
3 % D=dragkraft, F_n=drivande kraft, alpha= attackvinkel, m = massa,
4 % g = gravitation
5 f_y = L .* cos(gamma) - D .* sin(gamma) + F_n .* ...
      sin(alpha+gamma) - m*g;
6 end
```

```
1 function c_l=lift_coefficient(alpha)
2 % alpha=angle of attack
3 c_l=0.1020*alpha*180/pi + 0.1020;
4 end
```

```
1 function c_d=drag_coefficient(alpha)
2 % alpha=angle of attack
3 c_d=0.0005*(alpha*180/pi).^2 - 0.0008*alpha*180/pi + 0.0284;
4 end
```

MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige
www.chalmers.se



CHALMERS