



**CHALMERS**



# Simulering och modellering av bränslecell för vätgasflygplan

Kandidatarbete inom mekanik och maritima vetenskaper, M2

Daniel Andersson  
Filip Herbertsson  
Hugo Karlsson  
Victor Lanner  
Elsa Täck  
Jonatan Törn

**INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER**

---

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA  
Göteborg, Sverige 2022  
[www.chalmers.se](http://www.chalmers.se)



CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

---

# Simulering och modellering av bränslecell för vätgasflygplan

Kandidatarbete inom mekanik och maritima vetenskaper  
MMSX20-22-01

---

Grupp MMSX20-22-01  
12. maj 2022

Daniel Andersson  
Filip Herbertsson  
Hugo Karlsson  
Victor Lanner  
Elsa Täck  
Jonatan Törn

Handledare: Tomas Grönstedt och Xin Zhao

Simulering och modellering av bränslecell för vätgasflygplan

Daniel Andersson, Filip Herbertsson, Hugo Karlsson, Victor Lanner, Elsa Täck,  
Jonatan Törn

© 2022 DANIEL ANDERSSON, FILIP HERBERTSSON, HUGO KARLSSON,  
VICTOR LANNER, ELSA TÄCK, JONATAN TÖRN

Kandidatarbete 2022:01

Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Chalmers tekniska högskola

SE-412 96 Göteborg

Sverige

Telefon: +46 (0)31-722 1000

Omslag:

Renderad bild i Blender som illustrerar arbetets 19-PAX flygplan. Bilden kommer från CARAT, ett Chalmersinitiativ för utvecklingen av eldrivna flygplan.

Tryckeri/Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Göteborg, Sverige 2022

## **Abstract**

The aviation sector is currently responsible for a significant proportion of worldwide greenhouse-gas emissions. To reduce this pollution the utilization of alternative energy sources is being researched, one of those being hydrogen.

The purpose of this report is to model a hydrogen fuel cell to evaluate its performance as a propulsion source for the 19-PAX aircraft CARAT. The goal of the work was to investigate if hydrogen driven aircraft are possible with current-day technology. While working on this report several challenges for hydrogen fuel cell propulsion have become apparent, the foremost of which is the cooling of the fuel cells. Because of this a model for the thermal management system was also developed.

In spite of these challenges it is according to our models possible to power the 19-PAX aircraft using hydrogen proton exchange membrane fuel cells. However, the sizing of the thermal management system poses major challenges. In practice, fuel cell aircraft could be very useful for longer range flights using relatively little fuel. Unfortunately fuel cells become less efficient at higher loads which means that it is difficult to reach the power required for take-off.

## Sammanfattning

Flygsektorn står idag för en betydande mängd utsläpp av växthusgaser världen över. För att minska på dessa utsläpp behöver alternativa energikällor användas, varav denna rapport analyserar om vätgas är ett lämpligt substitut.

Rapportens syfte var att modellera en bränslecell driven på vätgas och utvärdera dess prestanda som drivkälla för 19-PAX flygplanet CARAT. Målet med arbetet var att undersöka huruvida mindre vätgasdrivna flygplan är aktuellt och möjligt med dagens teknik.

Under detta arbete har flera utmaningar för vätgasframdrift framkommit varav en av de främsta är kylningen av bränslecellerna, vilket också är anledningen till att en modell för detta också utvecklades. Trots dessa svårigheter finns det enligt modellerna möjlighet att driva 19-PAX planet med vätgasdrivna PEMFCs, dock finns det i dagsläget svårigheter med att få plats med ett tillräckligt kapabelt kylsystem. I praktiken skulle vätgasdrivna flygplan sannolikt vara väldigt praktiska då de skulle ha en lång räckvidd med relativt lite bränsle. Tyvärr fungerar bränsleceller sämre vid högre laster och det stora problemet är i dagsläget att få tillräcklig effekt för att flygplanet ska ha bra stigprestanda.

# Förord

Projektet simulering och modellering av bränslecell för vätgasflygplan har utförts på institutionen för mekanik och maritima vetenskaper på Chalmers tekniska högskola. Rapporten är skriven på våren 2022 och har följt regler och riktlinjer för kandidat-arbeten på programmet för Maskinteknik.

Vi skulle vilja tacka våra handledare Tomas Grönstedt och Xin Zhao för allt stöd och vägledning genom projektets gång. Vi vill vidare också tacka vår examinator Carlos Xisto.

Daniel Andersson  
Filip Herbertsson  
Hugo Karlsson  
Victor Lanner  
Elsa Täck  
Jonatan Törn

Göteborg, maj 2022

# Förkortningar

---

Förkortning	Betydelse
19-PAX	19 passagerare (flygplan)
SOFC	Solid oxide fuel cell
MCFC	Molten carbonate fuel cell
DLFC	Direct methanol fuel cell
AFC	Alkaline fuel cell
PAFC	Phosphoric acid fuel cell
PEMFC	Proton exchange membrane fuel cell
GOT	Landvetter flygplats, Göteborg
ARN	Arlanda flygplats, Stockholm
LLA	Luleå-Kallax flygplats, Luleå
EKT	Eskilstuna Kjula flygplats, Eskilstuna
SFT	Skellefteå flygplats, Skellefteå
OSD	Åre Östersunds flygplats, Östersund
OSL	Oslo flygplats, Oslo
BER	Berlin Brandenburgs flygplats, Berlin
AMS	Amsterdam Schiphol flygplats, Amsterdam

---



# Nomenklatur

Parameter	Beskrivning
$a$	Aktivitet för reaktionen av vatten
$A_{cell}$	Cellens area
$A_s$	Yttre ytan på en bränslecell som är i kontakt med luft
$A_r$	Aktiv area kylsystem
$c_{O_2}$	Koncentration av syrgas
$c_{H_2}$	Koncentration av vätgas
$c_L$	Lyftkoefficient
$c_D$	Luftmotståndskoefficient
$c_{p,stack}$	Cellstapelns värmekapacitet vid konstant tryck
$c_{p,coolant}$	Kylvattnets värmekapacitet vid konstant tryck
$c_{p,air}$	Luftens värmekapacitet vid konstant tryck
$C_h$	Värmefflöde genom radiatorn på bränslecellssidan
$C_c$	Värmefflöde genom radiatorn på omgivningssidan
$C_{min}$	Det minsta av värmefflödena genom radiatorn
$C_{max}$	Det största av värmefflödena genom radiatorn
$C_r$	Kvoten av minsta och största värmefflödet genom radiatorn
$C$	Inre kapacitans i bränslecellen
$D$	Rördiameter
$E_h$	Ideal reversibel cellpotential
$E_{Nernst}$	Termodynamisk potetial hos cellen
$f_c$	Friktionskonstant
$f_s$	Andel av aktiv area
$F$	Faradays konstant
$F_D$	Kraft på flyplanet som uppkommer av luftmotstånd
$F_N$	Flygplanets drivkraft
$F_L$	Lyftraften för ett flyplan
$F_x$	Kraftkomponenten i x-led för ett flyplan
$F_y$	Kraftkomponenten i y-led för ett flygplan
$g$	Tyngdaccelerationen
$h$	Konvektionskoefficient
$h_c$	Konvektionskoefficient för omgivningssidan
$h_h$	Konvektionskoefficient för bränslecellssidan
$i_0$	Utbytes-strömdensitet
$i_{cell}$	Strömdensiteten för en cell
$I_{cell}$	Strömmen i en cell
$I_{stack}$	Strömmen genom hela stapeln
$k$	Konduktionskonstanten

Parameter	Beskrivning
$L$	Längden av rör i kylsystemet
$m$	Experimentellt bestämd koefficient; konstant
$\dot{m}_{coolant}$	Massflödet för kylvatten
$m_{stack}$	Cellstapelns massa
$m_{kylsystemet}$	Kylsystemets massa
$m_{plane}$	Flyplanets massa
$M_{H_2}$	Molmassa för väte
$M_{O_2}$	Molmassan för syrgas
$n$	Experimentellt bestämd koefficient
$n_{cell}$	Antal celler i stapeln
$n_{tubes}$	Antal rör i kylsystemet
$NTU$	Antal överföringsenheter
$Nu_d$	Nusselt-tal
$p_0$	Referenstryck
$p_{H_2}$	Partialtryck för vätgas
$p_{O_2}$	Partialtryck för syrgas
$p_{H_2O}$	Partialtryck för vatten
$p^\circ$	Standardtryck
$P_{stack}$	Effekten som bränslecellen ger
$Pr_c$	Prandltal för luftsidan
$Pr_h$	Prandltal för vattensidan
$P_{plane}$	Effektbehovet för att driva flygplanet
$Q_{stack}$	Värmeöverföring som behövs för att kyla bränslecellsstapeln
$Q_d$	Värmeöverföring från cellen till omgivningen genom dissipation
$Q_c$	Värmeöverföring från cellen genom konvektion
$Q_r$	Värmeöverföring från cellen genom strålning
$R$	Universala gaskonstanten
$R_C$	Kontaktresistans för ledning av elektroner
$R_M$	Membranresistans för ledning av protoner
$Re_{D,h}$	Reynoldstal för vattnet
$Re_{D,c}$	Reynoldstal för luften
$S$	Referensarea (Area vingprofil)
$S_T$	Avstånd mellan kylrör
$T$	Cellens absoluta temperatur
$T_a$	Omgivningens temperatur
$T_{c,in}$	Temperaturen på flödet in i radiatorn på omgivningssidan
$T_{c,out}$	Temperaturen på flödet ut ur i radiatorn på omgivningssidan
$T_{h,in}$	Temperaturen på flödet in i radiatorn på bränslecellssidan
$T_{h,out}$	Temperaturen på flödet ut ur radiatorn på bränslecellssidan
$t_m$	Membranets tjocklek
$T_{stack}$	Temperaturen ut från stapeln, lika stor som $T_{h,in}$

Parameter	Beskrivning
$T_r$	Referenstemperatur
$U_f$	Utnyttjandegraden av vätgas
$U_{f,tot}$	Totala utnyttjandegraden av vätgas
$U_{f,air}$	Utnyttjandegrad för syrgas
$U$	Övergripande värmeöverföringskoefficient
$u_m$	Hastigheten på flödet av luft till kylaren
$u_{max}$	Maximala hastigheten på flödet av luft
$V_{act}$	Spänningsförlust vid aktivering av anod och katod
$V_{cell}$	Potentialen i en cell
$V_{ohm}$	Spänningsförlust på grund av resistanser
$V_{con}$	Spänningsförlust på grund av koncentrationsminskning av reaktanter
$v$	Flygplanets hastighet
$v_h$	Kinematiska viskositeten
$V_d$	Kondensatorspänningen
$V_{stack}$	Potentialen för en bränslecellsstapel
$W_{an,in}$	Massflödet in i anoden
$W_{H_2,in}$	Massflödet av vätgas in i anoden
$W_{an,out}$	Massflödet ut ur anoden
$W_{out}$	Massflödet ut ur systemet på anodsidan
$W_{H_2,reacted}$	Massflödet av vätgas som reagerar i anoden
$W_{O_2,in}$	Massflödet av syre in i katoden
$W_{O_2,reacted}$	Massflödet av reagerat syre i katoden
$W_{O_2,out}$	Massflödet av syre ut ur katoden
$W_{air,in}$	Massflödet av luft i katoden
$\alpha_{cell}$	Laddningsöverföringskoefficient
$\alpha$	Flygplanets anfallsvinkel
$\beta$	Konstant
$\gamma$	Vinkeln mellan flygplanets färdriktning och horisontalplanet
$\gamma_{air}$	Andelen syre i luft
$\Delta G$	Förändring av Gibbs fria energi
$\Delta H$	Förändring av entalpi
$\Delta S$	Förändring av entropi
$\epsilon_{stack}$	Cellstapelns emmisionsförmåga
$\epsilon$	Radiatorns effektivitet
$\eta_{motor}$	Verkningsgraden av flygplanets drivlina
$\eta$	Verkningsgrad reativt idealfallet $E_h$ (sann effektivitet)
$\mu$	Viskositet
$\mu_c$	Dynamiska viskositeten vid referenstryck
$\xi_{1-4}$	Experimentella konstanter i ekvation för aktiveringsförluster
$\rho$	Densitet för olika ämnen
$\rho_m$	Specifika resistansen för membranet
$\sigma$	Stefan-Boltzmanns konstant

Parameter	Beskrivning
$\phi_{valve,out}$	Andelen gas som släpps ut ur anoden
$\Psi$	Parametrisk koefficient
$\tau$	Bränslecellens elektriska tidskonstant
$X_c$	Koefficient

# Innehåll

	Sida
<b>1 Inledning</b>	<b>1</b>
1.1 Syfte . . . . .	2
1.2 Frågeställning och delmål . . . . .	2
1.3 Avgränsningar . . . . .	3
<b>2 Bakgrund</b>	<b>4</b>
2.1 Existerande Bränsleceller . . . . .	4
2.1.1 Krav på bränslecellen . . . . .	4
2.1.2 Utvärdering av existerande bränsleceller . . . . .	5
2.2 Detaljerad beskrivning av bränslecellstyper . . . . .	5
2.2.1 Solid Oxide Fuel Cell . . . . .	5
2.2.2 Molten Carbonate Fuel Cell . . . . .	6
2.2.3 Alkaline Fuel Cell . . . . .	6
2.2.4 Phosphoric Acid Fuel Cell . . . . .	7
2.2.5 Proton Exchange Membrane Fuel Cell . . . . .	7
2.3 Bakgrundsteori PEMFC . . . . .	8
2.3.1 Elektrolytmembran . . . . .	8
2.3.2 Bipolära plattor . . . . .	8
2.3.3 Gasdiffuseringslager . . . . .	9
2.3.4 Katalysator . . . . .	9
2.3.5 Vikt och effekt för kommersiella PEMFCs . . . . .	9
2.4 Delsystem för ett bränslecellsdrivet flygplan . . . . .	10
2.4.1 Bränslehantering . . . . .	10
2.4.2 Kylsystem . . . . .	11
2.4.3 Elektriska system . . . . .	11
2.4.4 Flygplan . . . . .	11
2.5 Relevanta flyguppdrag och deras upplägg . . . . .	11
<b>3 Teori</b>	<b>13</b>
3.1 Modellering av bränslecell . . . . .	13
3.1.1 Potentialen i en bränslecell . . . . .	13
3.1.2 Potential samt effekt för en bränslecellsstapel . . . . .	15
3.1.3 Elektrisk krets . . . . .	15
3.1.4 Massflöden i systemet . . . . .	16
3.1.5 Sann effektivitet för en bränslecell . . . . .	20
3.2 Modellering av värmeöverföring med kylsystem . . . . .	20
3.2.1 Kylning i Bränslecellen . . . . .	21
3.2.2 Modellering av Värmeväxlaren . . . . .	23
3.3 Flyplansdynamik . . . . .	27
<b>4 Metod och genomförande</b>	<b>29</b>
4.1 Projektets upplägg . . . . .	29
4.2 Modell för bränslecell i Simulink . . . . .	29

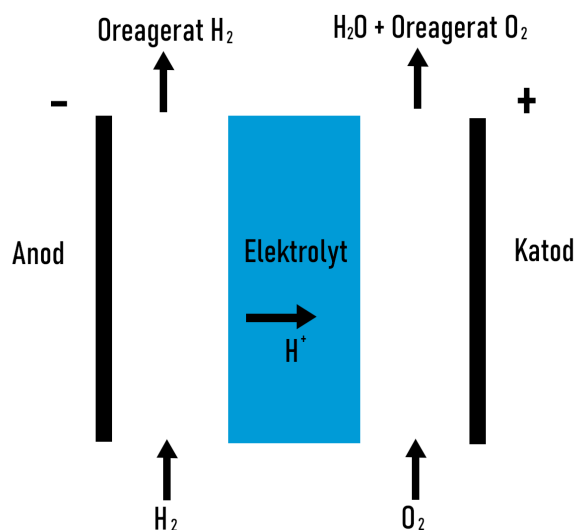
4.3	Modell för kylsystem i Simulink . . . . .	30
4.4	Modell för flygplan i MATLAB . . . . .	32
4.5	Anskaffning av källor . . . . .	32
<b>5</b>	<b>Resultat</b>	<b>33</b>
5.1	Bränslecell . . . . .	33
5.2	Kylsystem . . . . .	35
5.3	Flygplan . . . . .	37
<b>6</b>	<b>Diskussion</b>	<b>40</b>
6.1	Resultatutvärdering bränslecell . . . . .	40
6.2	Resultatutvärdering kylsystem . . . . .	40
6.3	Resultatutvärdering flygplan . . . . .	42
6.4	Utvärdering av källor . . . . .	44
6.5	Hybridsystem . . . . .	45
6.6	Skillnad mellan teori och praktik . . . . .	46
6.7	Vidare studier . . . . .	47
<b>7</b>	<b>Slutsats</b>	<b>48</b>
	<b>Referenser</b>	<b>49</b>
<b>A</b>	<b>Konstanter bränslecell</b>	<b>I</b>
<b>B</b>	<b>Konstanter kylsystem</b>	<b>II</b>
B.1	Konstanter kylsystem Test 1 . . . . .	IV
B.2	Konstanter kylsystem Test 2 . . . . .	IV
<b>C</b>	<b>Flygplansmodell</b>	<b>V</b>

# 1 Inledning

Flygsektorn står idag för en stor mängd utsläpp av växthusgaser världen över, i siffror står den för 3,5% av världens utsläpp [1], eller om det hade varit ett land hade det varit det 10e största när det kommer till utsläpp [2]. Den Europeiska organisationen EASA förväntar att utsläppen från flyg som lyfter från Europa kommer uppgå till över 198 miljoner ton koldioxid årligen år 2040 [3]. Flygplan släpper även ut andra miljöfarliga gaser utöver växthusgaser, framförallt kväveoxider [3] som bland annat orsakar surt regn och leder till att hälsoskadligt ozon bildas [4]. Flygsektorn står för en stor del av utsläppen av kväveoxider i den övre troposfären [5] och EASA förväntar att det kommer släppas ut en miljon ton kväveoxider årligen år 2040 enbart från flygsektorn [3].

Ett sätt att minska på utsläppen från flygtrafiken är att byta från förbränning av fossila bränslen till andra energikällor. En alternativ energikälla är biobränslen, vilka trots stort intresse från flygindustrin ännu inte har fått en betydande påverkan på utsläppen [6]. En annan förnyelsebar energikälla är elektricitet vilket kan användas för att ladda batterier som driver flygplanen. Batterier lider dock av problem med energidensitet. Ett konventionellt flygplan drivet av fossila bränslen innehåller omkring 14 gånger mer energi än ett flygplan drivet av batterier [7].

Ett förnyelsebart bränsle som kan ha stor inverkan på flygets framtid är vätgas. Det tror bland annat flygplanstillverkaren Airbus på, vilken ämnar uppnå noll utsläpp från flyg genom vätgasdrivna flygplan [8]. Vätgas kan framställas utan utsläpp av koldioxid och kan dels användas som bränsle i förbränningsmotorer, och dels i bränsleceller för framställning av elektricitet. På kortare distanser är det framförallt vätet som har lockat mest intresse som bränsle till bränsleceller, eftersom detta undviker utsläpp av kväveoxider [9]. Dessa miljöfarliga ämnen bildas vid de höga trycken och temperaturerna som uppstår i en förbränningsmotor [10] vilka inte återfinns i bränsleceller.



Figur 1: En typisk vätgasbränslecell där elektrolyten leder vätejoner. Vätgas och syrgas åker in i anod respektive katod där de sedan reagerar och bildar vatten.

I Figur 1 syns en förenklad modell av en typisk vätgasbränslecell. Bränsleceller består av en anod, en katod och elektrolyt mellan dem [11]. I vätgasbränsleceller sker oxidation av vätgas vid anoden, samtidigt som reduktion av syrgas sker vid katoden. För att processen ska förlöpa krävs att vätejonerna eller oxidjonerna som bildas kan transporteras till katoden respektive anoden och bilda vatten. Detta är elektrolytens uppgift, som antingen kan vara fast eller flytande. Samtidigt som laddade partiklar flyttas genom elektrolytmembranet flyttas även elektroner från anoden till katoden, vilket är hur ström utvinns.

I samverkan med ett forskningsprojekt om nollemissionsflygplan som leds av SAAB har forskare på Institutionen för Mekanik och Maritima vetenskaper på Chalmers tekniska högskola tagit fram en modell för ett batteridrivet 19-PAX flygplan [12]. För att kunna utvärdera hur ett sådant flygplan skulle bete sig med vätgasdrift behövs en robust modell av en vätgasbränslecell.

## 1.1 Syfte

Det huvudsakliga syftet med detta arbete är att modellera en bränslecell för framdrift av ett 19-PAX flygplan, samt att med hjälp av en parallellt utvecklad modell för bränsletank utvärdera huruvida det vore möjligt att driva flygplanet med bränsleceller. Modellen bör kunna integreras med existerande modeller för 19-PAX flygplan. Projektet syftar till att leda till en ökad förståelse om bränslecellens potentiella möjligheter och svårigheter inom luftfart.

## 1.2 Frågeställning och delmål

Nedan följer ett antal frågor som ska besvaras, och de delmål som ska uppfyllas under arbetets gång. Frågeställningen är uppdelad i två delar, där de första frågorna



endast rör bränslecellen och de kommande handlar om bränslecell och tank integrerat i flygplanet.

### **Hur skulle framdrift med bränslecell fungera för ett 19-PAX flygplan?**

- Vilken typ av bränslecell är mest lämpad för ett 19-PAX flygplan?
- Vilka delsystem ingår i en bränslecell och hur kan dessa modelleras?
- Vad krävs av en bränslecell för att den ska kunna driva ett 19-PAX flygplan?

### **Vilka praktiska begränsningar finns vid framdrift av ett 19-PAX flygplan med en bränslecell?**

- Hur lång räckvidd har ett 19-PAX flygplan drivet med bränsleceller?
- Hur ser möjligheten ut att använda bränslecellsdrivna 19-PAX flygplan för kommersiell drift inom Sverige?
- Vilka avvägningar behöver göras mellan flyguppdrag och bränslecellssystem?

## **1.3 Avgränsningar**

Detta arbete fokuserar främst på de teoretiska aspekterna för vätgasdrivna flygplan. Av denna anledning begränsas projektet till att inte bygga en fysisk modell av flygplanet eller bränslecellen. Beräkning av bränslecellens storlek kommer endast att uppskattas vilket är anledningen till att bränslecellen inte fullt ut kommer placeras in i flygplanet. Utöver det är arbetet tidsbegränsat till ett halvår då det startas och avslutas under våren 2022. Komplexiteten i modellen som ska tas fram är proportionerlig till hur mycket tid som kan läggas på projektet. Ytterligare en avgränsning som detta arbete har är att inte fokusera på modellering av en bränsletank till 19-PAX flygplanet; systergruppen till detta arbete har det som primärt fokus.

## 2 Bakgrund

Bakgrundskapitlet syftar att ge en teoretisk grund för resten av arbetet. För att åstadkomma detta behandlar kapitlet följande områden: En sammanställning av vilka bränslecellstyper som finns, en utvärdering av dessa med användning inom luftfart som mål, vilka system utöver bränslecellen som väger och tar plats på flygplanet samt hur flyguppdrag läggs upp.

### 2.1 Existerande Bränsleceller

För att utveckla bränslecellsmodellen måste en specifik bränslecellstyp väljas ut. Detta eftersom olika bränslecellstyper skiljer sig avsevärt i deras kemi, funktion, samt teknologi och därför inte kan modelleras av en och samma modell. För att säkerhetsställa vilken bränslecellstyp som ska användas utvärderas olika teknologier utefter de krav som ställs av flygplanet.

#### 2.1.1 Krav på bränslecellen

Kraven som ställs på energikällan för ett flygplan är högre än kraven för markbaserade fordon eller stationära installationer. Den totala massan för markbaserade fordon är relevant men inte den viktigaste aspekten. För flygplan är massan däremot den största begränsningen för ett energisystem [13]. Det flygplan som ligger i fokus för detta kandidatarbete har 2400 kg att tillgå till drivsystemet, detta måste inkludera både bränslecell, kringliggande system och lagring av bränsle. En bränslecell med hög effektdensitet gör det därmed möjligt att ha en större vätgastank. Med en större tank och mer bränsle ökas räckvidden och därmed prestandan för flygplanet. På liknande sätt ger en högre verkningsgrad en längre räckvidd. Med mindre förluster i systemet behövs mindre bränsle för att flygplanet ska ta sig lika långt.

Ytterligare en viktig egenskap är livstiden för drivsystemet. Ett kommersiellt flygplan i storleken av det undersökta 19-PAX-planet har en förväntad användbar livslängd på ungefär 20 år [14]. Vad som påverkar flygplanets livslängd beror på många faktorer. Ett exempel på en sådan faktor är hur många driftcykler som flygplanet utsätts för. I många fall används flygplan som är avsevärt äldre än deras planerade livslängd på grund av att de har haft färre antal driftcykler än förutspått [15]. Mindre passagerarflygplan utsätts för fler cykler än stora passagerarflygplan [16] eftersom de flyger kortare sträckor men mer frekvent. Tillverkare av flygplan anpassar därför konstruktionen av flygplanet baserat på dess förväntade uppdrag för att klara antingen fler driftcykler eller fler drifttimmar. Enligt tillverkaren klarar en DHC-6 Twin Otter, ett flygplan av ungefär samma storlek som projektets 19-PAX plan, av 66 000 driftcykler [17]. När det gäller drifttimmar används ett kommersiellt turboprop-flygplan cirka 1000 timmar per år [18]. Med tanke på den tidigare nämnda planerade livslängden på 20 år ger detta 19-PAX flygplanet ett förväntat antal drifttimmar på åtminstone 20 000 timmar. Eftersom den ekonomiska aspekten hos vätgasdrivna flygplan sannolikt skiljer sig från fossildrivna flygplan [19] är det dock möjligt att den sanna mängden förväntade drifttimmar kan komma att skilja sig avsevärt från detta värde. Sammanfattningsvis är de relevanta egenskaperna för

bränsleceller som drivkälla till flygplan: Livslängd, Energidensitet och Verkningsgrad.

### 2.1.2 Utvärdering av existerande bränsleceller

I Tabell 1 presenteras en förenklad bild av hur väl de olika bränslecellerna som har utvärderats uppfyller de krav som tidigare presenterats. I tabellen tillkommer dessutom uppstartstid som ett ytterligare krav, detta eftersom det är önskvärt att flygplanet kan påbörja ett uppdrag med kort varsel. För de andra kraven innebär en längre livstid samt högre energidensitet och verkningsgrad ett bättre resultat.

Celltyp	Livslängd	Energidensitet	Verkningsgrad	Uppstartstid
SOFC				
MCFC				
AFC				
PAFC				
PEMFC				

Tabell 1: Förenklad jämförelse av olika typer av bränsleceller. Färgerna representerar hur väl bränslecellen uppfyller de tidigare definierade kraven inom området relativt varandra där grönt indikerar att cellen har goda egenskaper, gult acceptabla och rött mindre optimala egenskaper enligt våra krav. Källorna som användes är [20], [21], [22], [23] och [24].

Utvärderingen av de olika bränslecellstyperna resulterar i beslutet att använda PEMFC som grund för modellen. PEMFC är den mest studerade bränslecellstypen för fordonsapplikationer [25], och i Tabell 1 syns att PEMFC väl uppfyller de flesta av de ställda kraven utan några större nackdelar. Jämfört med SOFC och MCFC har PEMFC lägre eller samma verkningsgrad men undviker de höga temperaturer som krävs av SOFC och MCFC. Dessutom har PEMFC högre energidensitet och är därför mer lämpad för mobila användningsområden. AFC kräver inte några höga temperaturer som SOFC eller MCFC men har låg specifik effekt och kortare livslängd än andra typer. PAFC kommer närmast att uppfylla de ställda kraven men har i dagsläget sämre verkningsgrad än PEMFC och kräver högre temperaturer och en uppvärmningstid för att fungera. Detta gör att även PAFC inte lämpar sig väl för det aktuella användningsområdet.

## 2.2 Detaljerad beskrivning av bränslecellstyper

För att få en djupare förståelse av fördelar och nackdelar samt unika utmaningar med implementering av olika celltyper genomfördes en mer detaljerad studie. Resultatet av den studien följer nedan.

### 2.2.1 Solid Oxide Fuel Cell

SOFC är en bränslecell som använder sig av ett keramiskt material till elektrolyten [26]. Den kan drivas av vätgas, naturgas eller kolväten och arbetar under

höga temperaturer, mellan 800 °C till 1100 °C. Den höga temperaturen medför att bränslecellen kan få hög reaktionshastighet och därmed hög effekt utan att använda sig utav katalysatorer, som ofta står för en stor del av kostnaden vid andra sorters bränsleceller. Istället kan man vid behov av högre effekt använda sig av alternativa, billigare katalysatorer som nickel.

SOFC-bränsleceller har uppnått verkningsgrader över 60 % [27] när de drivs av vätgas. På grund av att bränslecellen arbetar under hög temperatur går det dessutom att utnyttja spillvärmen och på så sätt öka verkningsgraden till 85 % [28]. Denna form av kraftvärmesystem förväntas vara väldigt gynnsam vid elektricitetsproduktion i stor skala.

### 2.2.2 Molten Carbonate Fuel Cell

MCFC är en bränslecell som använder sig av en smält blandning metallkarbonat som elektrolyt [22]. Detta gör att bränslecellen kräver relativt höga temperaturer för att fungera, dock inte lika höga som för SOFC; typiska temperaturer för MCFC är 600 °C till 700 °C. Den första bränslecellen av denna typ utvecklades 1960 av G.H.J. Broers och J.A.A. Ketelaar och hade en livslängd på flera månader [29]. Tidiga MCFC bränsleceller hade stora problem med livslängd [30] men idag är livslängden hos MCFC bränsleceller mycket högre och vissa installationer har körts i tiotusentals timmar [31].

En viktig fördel med denna typ av bränslecell är att det är möjligt att använda kolväten utan att först omvandla dem till väte på grund av den höga temperaturen [22]. Den höga temperaturen gör också att det inte krävs någon katalysator vilket minskar kostnaden av cellen [31]. MCFC kan också nå höga verkningsgrader med upp till 65 % uppnått av bränsleceller från Fuel Cell Energy [31]. Dessa fördelar har gjort att MCFC är den främsta bränslecellstypen inom stationär kraftgenerering i dagsläget [31].

Dessvärre har MCFC ett antal stora nackdelar också, den främsta för vårt övervägande är dess dåliga effektdensitet och specifika effekt. Fuel Cell Energys DFC300 system väger 19 ton, har dimensioner 6 m × 4,5 m × 6 m och genererar 300 kW [22]. Detta är ungefär en tredjedel av effekten som krävs för flygplanet samtidigt som den väger mer än dubbelt så mycket som det fullastade flygplanet. De höga temperaturerna presenterar också problem med isolering, uppvärmning och säkerhet.

### 2.2.3 Alkaline Fuel Cell

Det som gör AFC unik gentemot andra typer av bränsleceller, som även hörs på namnet är att den är alkalisk [32] istället för sur. De mest signifikanta fördelarna med denna typ av bränslecell är dess effektivitet som ligger runt 70 %, vilket är relativt högt jämfört med andra modeller av bränsleceller. Utöver det är kostnaden ungefär hälften av PEMFC per Wh [23].

De främsta nackdelarna med AFCs är bland annat sin livslängd, som i bästa fall

är runt cirka 5000 timmar, vilket är ungefär 1/4 av livstiden som förväntas av en PEMFC-cell. För denna applikation är detta ett stort problem, Eftersom den förväntade livslängden på ett flygplan är mycket längre än det [33]. Detta är också lägre än kravet som ställdes tidigare i rapporten. Utöver det så är även energidensiteten förhållandevis låg, ca  $0,2 \text{ Wh/cm}^2$ , vilket också är problematisk för ett flygplan, eftersom både vikt och utrymme är högst begränsat för detta användningsområde. Av dessa två anledningar kan inte en AFC i dagsläget anses lämplig för att driva 19-PAX flygplanet i fråga.

#### 2.2.4 Phosphoric Acid Fuel Cell

Den fosforsyrabaserade bränslecellen PAFC är den första kommersiellt tillgängliga bränslecellen [21]. Tack vare framsteg både inom material och flytande elektrolyter har PAFC fått en högre energidensitet och längre livstid än tidigare möjligt, speciellt vid höga strömtätheter [34]. Normala anläggningar har för det mesta en storlek från 50 kW till 200 kW men det finns större anläggningar som har kapacitet på 1 MW till 5 MW med den största på 11 MW i Japan [24]. En stor fördel för PAFC är att spillvärmerna från anläggningen kan tas tillvara, vilket ökar effektiviteten. Trots detta är energidensiteten relativt låg jämfört med alternativa system.

En PAFC använder sig av flytande fosforsyra som elektrolyt vilket är den enda syran som kan användas över  $150^\circ\text{C}$ , och har tillfredsställande termisk, kemisk och elektrokemisk stabilitet. Den är också den enda elektrolyt med tillräckligt låg flyktighet för användning i bränsleceller vid arbetstemperaturen. På grund av att PAFC arbetar vid  $200^\circ\text{C}$  påverkas dock elektrolyten av tryck-och temperaturförändringar där förluster kan påverka cellen över en lång tid. Det är därför viktigt att ha tillräckliga reserver av elektrolyten under dess planerade livstid [24].

Prestandan av en PAFC är relativt bra när den används vid atmosfäriskt tryck, eftersom det går att få ut från 600 mV till 800 mV och från  $150 \text{ mA/cm}^2$  till  $400 \text{ mA/cm}^2$  per cell. De största förlusterna uppstår i katoden där överpotentialen är större med luft (vanligtvis 560 mV vid  $300 \text{ mA/cm}^2$ ) än med rent syre (vanligtvis 480 mV vid  $300 \text{ mA/cm}^2$ ) på grund av utspädning av syre med kväve i den förra. I anoden är förlusterna väldigt låga men ökar om kolmonoxid finns i bränslet, och den ohmska förlusten i PAFC är också relativt liten, nämligen cirka 12 mV per  $100 \text{ mA/cm}^2$  [24].

#### 2.2.5 Proton Exchange Membrane Fuel Cell

PEMFC är en förkortning av proton exchange membrane fuel cell eller polymer electrolyte membrane fuel cell. De nuvarande främsta användningsområdena för är småskaliga ( $<1 \text{ kW}$ ) applikationer som både portabla och stationära laddare eller reservströmkällor [35]. Dessutom har PEMFC varit en av de främsta cellerna som utvecklats för användning i fordon [36]. Detta på grund av dess höga specifika effekt, vilket också är denna typ av cells största fördel gentemot andra kommersiellt tillgängliga celler. En annan styrka hos PEMFC är att den har förhållandevis lång livslängd, runt 20 000 timmar, vilket uppfyller applikationskravet [20], [37].

PEMFCs största nackdel i dagsläget är främst dess kostnad, då dess anod samt katod båda innehåller ädelmetaller som är dyra [35]. En annan aspekt är att dess effektivitet inte är den bästa, runt 50 %, vilket kan räknas som acceptabelt men inte optimalt [21]. Som det kommer märkas senare i denna rapport sjunker dessutom effektiviteten rejält vid högre belastningar.

## 2.3 Bakgrundsteori PEMFC

En generaliserad representation av en PEM-cell består av: elektrolytmembran; bipolära anod/katod plattor med kanaler för ledning av de reaktanta gaserna; gasdif-fuseringslager; katalysator. Nedan följer en djupare förklaring av dessa aspekter samt hur de påverkar PEM-cellens egenskaper. Dessutom presenteras data från ett antal kommersiella PEMFCs i olika effektklasser.

### 2.3.1 Elektrolytmembran

Membranets huvudsakliga uppgift är att förflytta protoner från katod till anod. Membranet i en PEMFC är ofta någon typ av PFSA (perfluorinated sulfonic acid). En av de vanligaste är Nafion skapat av DuPont [35]. Användning av Nafion som membran skapar dock vissa begränsningar för PEMs, bland dessa är att membranet måste vätas vilket leder till att cellen inte kan fungera över ca 80 °C. Vattnet står för den främsta jonledningen i membranet och när det avdunstar minskar ledningen drastiskt [38]. Denna effekt går dock att minska om cellen trycksätts. Då kan arbetstemperaturen ökas och högre effekt nås. Att membranerna arbetar på relativt låga temperaturer leder dock till en kort uppstartstid vilket är fördelaktigt i många applikationer. Ytterligare en av de stora fördelarna som PEM har mot många andra typer av bränsleceller är att de inte använder flytande eller farliga ämnen som elektrolyt. Detta innebär en förmåga att fungera som vanligt oavsett orientering. Eftersom membranerna är både termiskt och mekaniskt stabila medför det också att de kan göras mycket tunna. Detta gör i sin tur att hela celler kan göras tunna. PEMs kan därför användas i småskaliga applikationer som handhållna portabla generatorer. Men detta gör också att även vid staplar av större storlek nås en hög effekt och energidensitet eftersom många celler ryms i en liten volym [35].

### 2.3.2 Bipolära plattor

För att isolera och överföra ström mellan celler används så kallade bipolära plattor [39], namnet får de från att de kopplar ihop anoden från en cell med katoden från en annan cell och därmed har två elektriska poler. Dessa plattor har även kanaler för att leverera reaktanter till cellen, kanaler för att leda bort produkter och kan även ha kanaler enbart för kylning. Dess många funktioner gör att utformningen av de bipolära plattorna ofta blir komplicerad och viktig för den totala verkningsgraden av bränslecellen [11].

Valet av material är viktigt för de bipolära plattornas funktion. Det bör vara elektriskt ledande, kemiskt resistent och mycket termiskt ledande för att förbättra kylningen av cellen [40]. I början av bränslecellens utveckling användes grafit som ma-

terial för de bipolära plattorna, dock var det skört och svårt att tillverka vilket betyder att alternativa material i dagsläget används i många fall [11]. För moderna högtemperaturbränsleceller kan metaller eller termoplaster användas [40]. Rostfritt stål kan användas i bränsleceller där det inte riskerar att frätas [11]. På grund av dess komplexitet är den bipolära plattan nästan alltid en stor del av kostnaden av en bränslecell.

### 2.3.3 Gasdiffuseringslager

GDL (Gas Diffusion Layer) är placerat i cellen mellan de bipolära plattorna och katalysatorlagret [41]. Dess funktion är att transportera reaktanter till och produkter från katalysatorn. Den ska dessutom leda elektricitet från katalysatorn till de bipolära plattorna. GDL är poröst och består oftast av kolfiber eftersom detta ger bra elektrisk och termisk ledningsförmåga och bra kemisk stabilitet [41]. För att förhindra att porerna fylls med vatten görs GDL hydrofobiskt med ett hydrofobt medel som till exempel polytetrafluoreten [41].

### 2.3.4 Katalysator

Reaktionerna som sker i bränslecellen kräver en katalysator för att ske och bränslecellens prestanda beror på mängden katalysator och den katalytiska aktiviteten hos katalysatorn [35], [42]. Metallen med den högsta katalytiska aktiviteten för reaktionerna i bränslecellen är platina [35]. Katalysatorn i PEM-bränsleceller består idag oftast av ett tunt lager kolpartiklar med mindre platinapartiklar på ytan [35]. Det är möjligt att öka den katalytiska aktiviteten avsevärt genom att använda poröst kol [43]. Legeringar av olika ädelmetaller med platina kan också öka den katalytiska aktiviteten. En nyligen utvecklad legering har 10,8 gånger högre katalytisk aktivitet än platina-kolblandningen som används i kommersiella celler [44]. Framsteg inom ökning av den katalytiska aktiviteten har gjort att mängden platina som krävs för bränslecellen har minskat från 28 mg/cm<sup>2</sup> i början av PEM-bränslecellens utveckling till mindre än 0,2 mg/cm<sup>2</sup> och har således inte längre någon större inverkan på totalkostnaden av bränslecellen [35].

### 2.3.5 Vikt och effekt för kommersiella PEMFCs

För att veta var dagens PEM-celler befinner sig i fråga om prestanda har ett antal olika celler från olika tillverkare studerats. De parametervärden som är av intresse är vikten, maxeffekten samt bränslecellens specifika effekt. Vad som försvårar jämförelsen är att vissa företag endast har presenterat bränslecellens vikt, när det i själva verket är mest intressant att veta hur mycket hela systemet väger. Ett företag som utger information om hela bränslecellssystemet är tillverkaren PowerCell. Deras 115 kW bränslecells stack väger 40 kg [45] men deras fullständiga bränslecellssystem på 100 kW väger 170 kg [46]. Enligt PowerCell kommer denna extra vikt från ett flertalet undersystem så som kylning, kraftelektronik med mera. Hurvida det går att anta att vikten på dessa delsystem skalas linjärt framgår inte av deras produktdatablad. En annan intressant produkt på markanden är bränsleceller från Intelligent Energy som gör små bränsleceller för drönare. Deras största lösning har en effekt

på 2,4 kW och en vikt på 4,8 kg [47]. Denna lösning inkluderar dock all massa som går åt för kylning, vilket är mindre relevant för denna rapport eftersom kylsystemets vikt beräknas separat. Biltillverkaren Honda har även specificerat vikten på sin bränslecell till 51,7 kg med en effekt på 103 kW [48], vilket resulterar i en specifik effekt på 2 kW/kg.

	Endast bränslecell		Hela Delsystem	
	P-stack 115	Honda	IE-Soar 2.4 kW	PGS 100
Vikt [kg]	40	51,7	4,8	170
Effekt [kW]	115	103	2,4	100
Specifik effekt [kW/kg]	2,89	2	0,5	0,59

Tabell 2: Sammanfattning av olika bränsleceller på marknaden samt deras vikt, effekt och specifika effekt.

## 2.4 Delsystem för ett bränslecellsdrivet flygplan

Det är självklart att bränslecellen är en komponent i flygplanets drivsystem, men utöver den tillkommer även flera andra delsystem som krävs för att bränslecellen ska fungera. Det behövs delsystem för att hantera bränslet, tillgodose bränslecellens behov av luft, kyla cellen från restvärmen samt konvertera strömmen från bränslecellen till ett användbart format [49]. Med dessa delsystem följer en vikt som måste tas i beaktning vid installationen av bränslecellssystemet i ett flygplan. Flera av dessa delsystem medför dessutom elektriska förluster som även de måste beaktas vid modellering.

### 2.4.1 Bränslehantering

Vätgasen som ska driva bränslecellen måste lagras och föras till bränslecellen i rätt mängd, vid rätt tryck och vid en acceptabel temperatur. Förvaringssystemet ska dessutom klara av att behålla vätgasen över tid när flygplanet står stilla på marken. Ett rimligt antagande för arbetet är att vätet kommer förvaras i en kryogen tank. Att använda en sådan tank innebär risken att syrgas kommer in i tanken, något som kan leda till ett katastrofalt haveri [50]. Därför måste det alltid finnas ett övertryck i tanken, så att vid en eventuell läcka är det vätgas som åker ut och inte syrgas som åker in. När värme kommer in i tanken avdunstar en del av det flytande vätet och ökar trycket, vilket leder till att det hela tiden går att hålla ett övertryck i tanken. Däremot får trycket inte överstiga tankens maximala tryck, vilket leder till att man under stunder med låg vätgasförbrukning kan behöva pysa ut vätgas ur tanken utan att utnyttja den.

Det finns ytterligare säkerhetsaspekter direkt kopplat till att använda väte som bränsle, bland annat rörande vätets fysiska egenskaper [51]. Om det utpysta vätet inte lyckas ventileras ut från flygplanet eller om det genom läckor byggs upp väte finns det risk för antändning. Detta speciellt eftersom antändningsenergin är låg (0,02 mJ till 1 mJ) [51]. Jämför detta med bensin och propan som har minsta



antändningsenergi på 0,24 mJ respektive 0,26 mJ [52]. Vidare finns risker med att ha väte i vätskeform på grund av dess låga temperatur. Exponering på människor kan leda till förfrysningsskador och material kan bli sköra.

#### 2.4.2 Kylsystem

Eftersom en PEMFC har en effektivitet kring 50 % produceras ungefär lika mycket värme som elektricitet. Denna värme måste föras bort från bränslecellen, och det kan antingen ske med passiv eller aktiv kylning [49]. Små bränsleceller med låg effekt kan kylas passivt av luften runt om dem. De kan även kylas av ett extra stort luftflöde genom katoden, vilket tar med sig värme när det åker ut ur bränslecellen oreagerat. För bränsleceller med hög effekt är det däremot nödvändigt att använda ett separat kylsystem med kylare och kylarvätska. Kylarvätskan går in i små kanaler i bränslecellens bipolära plattor och värms upp, varefter den uppvärmda vätskan åker in i en kylare [53]. Kylaren i sin tur kyls ner av luft utifrån med hjälp av en fläkt. För att driva vätskeflödet och luftflödet krävs pumpar. Kylaren kan uppskattas väga från 3 kg/m<sup>2</sup> till 8 kg/m<sup>2</sup> per ytarea som är exponerat mot kylarluften [53].

#### 2.4.3 Elektriska system

Strömmen som cellen ger upphov till kommer ha andra egenskaper än vad motorerna till flygplanet kräver. Dels kommer spänningen minska med ökande strömstyrkan genom cellen till följd av större förluster, och dels behöver strömmens egenskaper kunna varieras för att styra motorn. Dessutom kommer strömmen vara likström, vilket är problematiskt om flygplanet använder en växelströmsmotor. För att uppnå de korrekta elektriska egenskaperna krävs omvandlare såsom pulserande strömomvandlare och växelriktare [49]. Vikten av dessa system försummas, men den elektriska effektiviteten antas vara 98 % [54]. Även motorerna och propellrarna har förluster, och deras effektiviteter uppskattas vara 90 % respektive 87 %.

#### 2.4.4 Flygplan

Modellen som användes som startpunkt för detta arbete [54] är för ett elektriskt flygplan vars totala massa är 8618 kg vid start, varav 2400 kg av detta är tillgängligt för batterier. Vid konvertering till ett vätgasdrivet flygplan kan vi anta att den totala vikten för bränslecellssystemet inte får överstiga den vikten som finns tillgänglig för batterier. Specifikt ingår här bränslecellen, kylsystemet med pumpar samt tank och bränslesystem. Det är även viktigt att ta hänsyn till förluster som uppkommer till följd av säkerhetsaspekter. Om ett flygplan inte kan landa på den utsedda landningsbanan är det viktigt att det har tillräckligt med bränsle för att kunna söka sig till en annan flygplats. Detta kommer behandlas mer i följande delkapitel.

### 2.5 Relevanta flyguppdrag och deras upplägg

Denna rapport behandlar flygrutter mellan olika svenska städer, och huruvida flygplanet har räckvidd att kunna flyga den sträckan. I praktiken behöver dock

räckvidden på flygplanet vara mer än sträckan mellan flygplatserna, eftersom flygplan behöver ha en säkerhetsmarginal om de behöver omdirigeras [55]. Mer specifikt så behöver det finnas tillräckligt med bränsle för att bli omdirigerad till en alternativflygplats samt bränsle för 45 minuters extra flygning ovanför flygplatsen i väntan på landningstillstånd.

Följande stigningsvinklar och hastigheter användas för de olika delarna av flygningen:

Delmoment	Hastighet [m/s]	Stigningsvinkel [grader]
Stigning	92	4
Marschhöjd	94	0
Landning	79	-3

Tabell 3: Hastighet och stigningsvinkel som användes under olika flygmoment

Denna rapport behandlar uppdraget då flygplanet har en marschhöjd på 4000 m. Vid omdirigeringen till alternativ flygplats uppskattar vi att det räcker med att planet stiger till 900 m.

### 3 Teori

I detta kapitel presenteras den teori som används för att nå arbetets resultat. Kapitlet är uppdelat i tre huvuddelar som alla presenterar formler och samband för olika system: Det första behandlar själva bränslecellen, det andra det tillhörande kylsystemet och det tredje flygplanet som bränslecellen ska driva.

#### 3.1 Modellering av bränslecell

För att kunna bygga en modell över en bränslecells dynamik behövs ett antal formler och samband. Detta delkapitel är uppdelat i de fundamentala ekvationer och samband tillhörande bränslecellssystemet, potential och effekt för en bränslecellsstapel, transienta effekter, massflöden in och ut ur bränslecellens katod samt anod, och beräkning av bränslecellens effektivitet. Värdena som användes på bränslecellsmodellens parametrar återfinns i Appendix A.

##### 3.1.1 Potentialen i en bränslecell

Potentialen  $V_{cell}$  i cellen beskrivs av den reversibla cellpotentialen samt ett antal överpotentialer eller spänningsförluster [56]. Det uttrycks som

$$V_{cell} = E_{Nernst} - V_{act} - V_{ohm} - V_{con}, \quad (1)$$

där  $V_{act}$ ,  $V_{ohm}$  och  $V_{con}$  är förluster. Den reversibla cellpotentialen  $E_{Nernst}$  är den potential som en cell har när inga förluster ingår i systemet. Denna uttrycks av den termodynamiska potentialen i cellen [57], [58], vilket kan beskrivas med

$$E_{Nernst} = \frac{\left( RT \left( \ln(p_{H_2}) + \frac{\ln(p_{O_2})}{2} - \ln(p_{H_2O}) - \frac{\ln(p_0)}{2} \right) - \Delta G + \Delta S (T - T_r) \right)}{2F}. \quad (2)$$

Här anges  $\Delta G$  och  $\Delta S$  vid en viss referenstemperatur  $T_r$ . Vid antagande att vattnet som bildas i cellen är i vätskeform bestäms vattnets partialtryck med hjälp av aktiviteten

$$a = \frac{p_{H_2O}}{p_0}, \quad (3)$$

som är ett mått på en reaktants eller produkts påverkan på en kemisk reaktions hastighet. Vattnet ska ha aktiviteten  $a = 1$  [57].

Aktiveringsförluster  $V_{act}$  uppkommer när det under cellens uppstart krävs en viss spänning för att driva de kemiska reaktionerna [57]. Med andra ord representerar

denna överpotential cellens kemiska tröghet. Därav kan aktiveringsförlusterna beskrivas av Tafels ekvation [59],

$$V_{act} = \frac{RT}{2\alpha_{cell}F} \ln\left(\frac{i_{cell}}{i_0}\right). \quad (4)$$

En vidareutveckling av Tafels ekvation ger den mer utförliga ekvationen [58], [56]

$$V_{act} = -\left(\xi_1 + \xi_2 T + \xi_3 T \ln(c_{O_2}) + \xi_4 T \ln(i_{cell})\right). \quad (5)$$

Ingående i denna ekvation är koncentrationen av syrgas  $c_{O_2}$  som ges av [58], [56]

$$c_{O_2} = \frac{p_{O_2}}{5,08 \cdot 10^6 \cdot e^{-\left(\frac{498}{T}\right)}}. \quad (6)$$

I Ekvation (5) ingår även de fyra konstanterna  $\xi_{1-4}$ . Alla dessa är direkt experimentellt framtagna konstanter, förutom  $\xi_2$  som har ett experimentellt framtaget uttryck [56]. Den beror på vätgaskoncentrationen och en cells area genom sambandet

$$\xi_2 = 0,00286 + 0,0002 \ln(A_{cell}) + 4,3 \cdot 10^{-5} \ln(c_{H_2}). \quad (7)$$

Koncentrationen av vätgas är utmanade att uppskatta, och eftersom den endast har en mindre inverkan på förlusterna försummas den termen. De ohmska spänningsförlusterna beskrivs av Ohms lag enligt [56]

$$V_{ohm} = I_{cell} (R_M + R_C) \quad (8)$$

med resistansen för membranet  $R_M$  samt kontaktresistansen  $R_C$ .  $R_M$  beskrivs av [56]

$$R_M = \frac{\rho_m \cdot t_m}{A_{cell}} \quad (9)$$

där den ingående specifika resistansen för membranet  $\rho_m$  uttrycks med ekvationen

$$\rho_m = \frac{181,6 \left(1 + 0,03 \left(\frac{I_{cell}}{A} + 0,062 \left(\frac{T}{303}\right)^2 \cdot \left(\frac{I_{cell}}{A}\right)^{2,5}\right)\right)}{\left(\Psi - 0,634 - 3 \frac{I_{cell}}{A}\right) e^{4,18 \cdot \frac{T-303}{T}}}. \quad (10)$$

$\Psi$  i denna ekvation är en parameter som kan variera mellan olika bränsleceller, och är vanligtvis mellan 14 och 23 [56].

Koncentrationsförlusterna uppkommer på grund av minskad koncentration av reaktanter vid elektrodernas yta [59]. Det vill säga, vid ökad pålagd ström blir massflödet inte tillräckligt stort för att upprätthålla de partialtryck som krävs för att få samma cellpotential som vid utgångsläget. Därmed kommer cellspänningen att sjunka längs med elektroden. Eftersom elektroderna är elektriskt ledande kan inte cellspänningen variera längs med dem, och vi modellerar därför förlusten med en total förändring av hela cellens spänning. Detta beskrivs med ekvationen [59]

$$V_{con} = m e^{n I_{cell}}, \quad (11)$$

där  $m$  och  $n$  är konstanter. Dessa parametrar bestäms experimentellt.

### 3.1.2 Potential samt effekt för en bränslecellsstapel

När cellerna i bränslecellen är seriekopplade beräknas den totala spänningen för en bränslecellsstapel  $V_{stack}$  enkelt genom

$$V_{stack} = V_{cell} \cdot n_{cell}, \quad (12)$$

där  $n_{cell}$  är antalet celler. På samma sätt fås den totala strömmen som går genom bränslecellen  $I_{stack}$  när cellerna är seriekopplade av

$$I_{stack} = I_{cell} \cdot n_{cell}. \quad (13)$$

Oberoende av om cellerna är parallellkopplade eller seriekopplade fås således den totala effekten som utvinns från stapeln av:

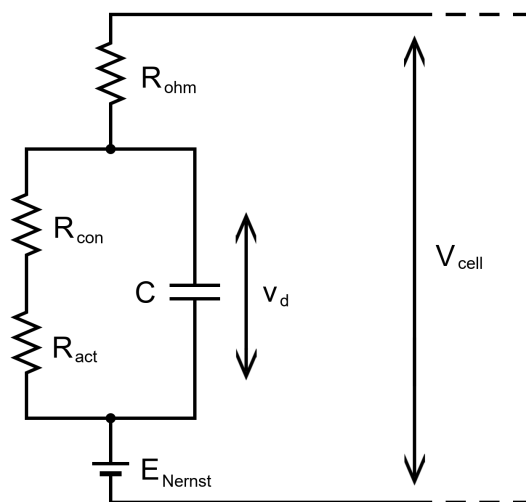
$$P = V_{cell} \cdot I_{cell} \cdot n_{cell}. \quad (14)$$

### 3.1.3 Elektrisk krets

Cellspänningen kan tolkas som en elektrisk krets, där den termodynamiska potentialen är en spänningskälla som driver kretsen och spänningsförlusterna  $V_{act}$ ,  $V_{con}$  och  $V_{ohm}$  beskrivs av resistanserna  $R_{act}$ ,  $R_{con}$  och  $R_{ohm}$  [56]. I ett sådant system är dessutom aktiveringsförlusterna och koncentrationsförlusterna parallellkopplade med en kondensator med kapacitans  $C$  (se Figur 2). Spänningen  $V_d$  över kondensatorn kan vi uttrycka med differentialekvationen

$$\frac{dv_d}{dt} = \frac{1}{C} I_{cell} - \frac{1}{\tau} V_d, \quad (15)$$

där  $\tau$  är bränslecellens elektriska tidskonstant definierad enligt



Figur 2: Kretsen som beskriver cellspänningen.

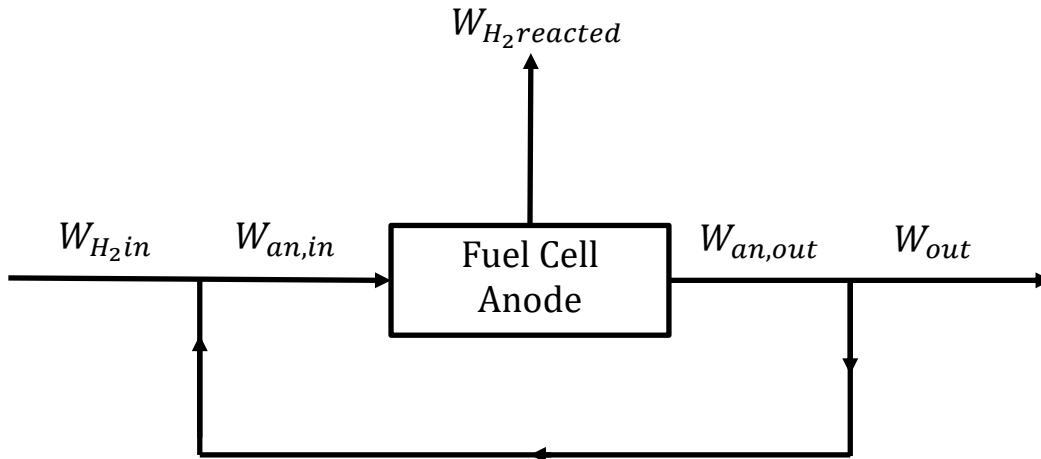
$$\tau = C \left( \frac{V_{act} + V_{con}}{I_{cell}} \right). \quad (16)$$

### 3.1.4 Massflöden i systemet

För att beräkna verkningsgraden behövs storleken på alla massflöden av reaktanter och produkter i det totala systemet. Flödena delas upp i två system, ett för anoden och ett för katoden. Dessa system och ingående flöden illustreras i Figur 3 respektive 4. I katoden består flödet av syrgas och vatten som skapats vid reaktionen. Syrgasen hämtas från omgivande luft vid atmosfärstryck utanför flygplanet och komprimeras sedan till önskat tryck. Vid reaktionen mellan vätgas och syrgas bildas vatten i katoden där majoriteten forslas ut med den utgående luften. I anoden tillförs vätgas från tanken via en ventil som styrs med en ideal regulator. Vätgasen åker in i bränslecellen där en del åker över membranet och reagerar med syrgasen. Samtidigt tillförs vatten till systemet från katoden. Den oreagerade vätgasen samt vattnet åker sedan ut ur anoden där en del av gaserna avskiljs och släpps ut. De gaser som inte släpps ut återcirkuleras till början av anoden för att ta tillvara på så mycket av vätgasen som möjligt.

Modellen har avgränsats till att modellera vattenflödet inuti bränslecellen på grund av dess komplexitet. Vattenhanteringen har en viktig inverkan på PEM-bränslecellers prestanda eftersom ledningen av protoner genom membranet ökar med vätskenivån [60]. För lite vatten torkar ut membranet och minskar därmed dess ledningsförmåga, och för mycket vatten kan överflöda katoden [60]. Vattnet inom cellen färdas dels från katod till anod genom något som kallas "back diffusion" och dels från anod till katod via elektroosmotiskt flöde [60]. Back diffusion uppstår eftersom vattenbildningen i katoden resulterar i en gradient av vatten mellan katoden och

anoden vilket leder till att vatten börjar flöda mot anoden [61]. Elektroosmotiskt flöde kallas den process där vattenmolekyler färdas tillbaka till katoden från anoden tillsammans med protonerna när de färdas genom membranet [60].



Figur 3: Massflöden genom bränslecellens anod

Massflödet av vätgas in i anoden kan beskrivas med ekvationen [62]:

$$W_{an,in} = W_{H_2,in} + W_{an,out} - W_{out}. \quad (17)$$

Detta är en jämvikt runt  $W_{an,in}$  i Figur 3. Vidare bestäms hur stor mängd vätgas som släpps ut ur systemet med:

$$W_{out} = W_{an,out} \cdot \phi_{valve,out}. \quad (18)$$

Här representerar  $\phi_{valve,out}$  den andel av gaserna som kommer ut ur anoden som ska släppas ut. Det är möjligt att tillsätta en utnyttjandegrad  $U_f$  som beror på förhållandet mellan vätet som används i reaktionen och massflödet in i anoden, det vill säga:

$$U_f = \frac{W_{H_2,reacted}}{W_{an,in}}.$$

Det är rimligt att anta att  $U_f = 0.95$  [57]. Detta ger förhållandet mellan  $W_{an,out}$  och  $W_{an,in}$  enligt

$$W_{an,out} = W_{an,in} \cdot (1 - U_f). \quad (19)$$

Med de ovanstående ekvationerna kan vi nu få den totala utnyttjandegraden, som är förhållandet mellan den vätgas som vi kan utnyttja för elproduktion och den vätgas som pumpas in i systemet från tanken. Det fås från

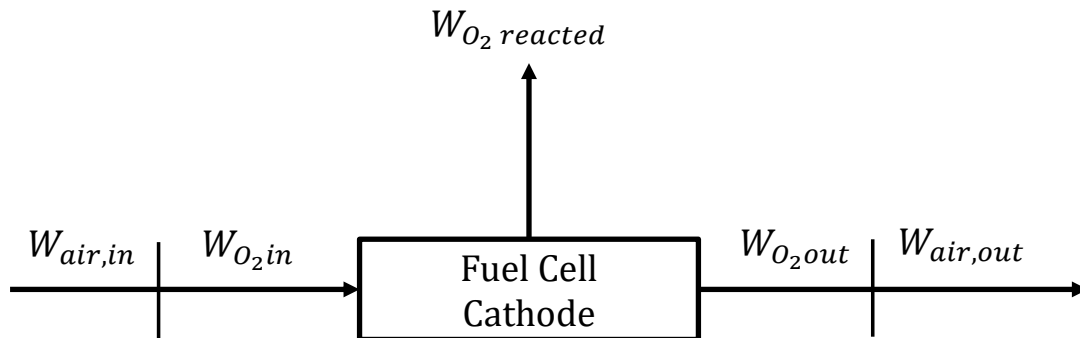
$$U_{f,tot} = \frac{W_{H_2,reacted}}{W_{H_2,in}} = \frac{U_f}{1 - (1 - U_f)(1 - \phi_{valve,out})}. \quad (20)$$

För att bestämma hur mycket vätgas som totalt går åt räcker det att bestämma hur mycket vätgas som reagerar. När en mol vätgas reagerar avges två mol elektroner med en total laddning av  $2F$  Coulomb, där  $F$  är Faradays konstant. Om strömmen genom en cell delas med  $2F$  fås mängden vätgas som behöver reagera varje sekund för att upprätthålla strömmen. Om detta dessutom multipliceras med antalet celler och med vätgasens molmassa kan det totala massflödet av reagerande vätgas uttryckas som:

$$W_{H_2,reacted} = M_{H_2} \frac{n_{cell} \cdot I_{cell}}{2F}. \quad (21)$$

Flödet av syrgas genom cellen kan beskrivas mycket likt det för väte. De stora skillnaderna för detta flöde är att inget syre återförs till sitt inlopp, detta eftersom syre inte är en begränsad resurs. I en modell som tar hänsyn till vattenmängder kan däremot återflöde vara användbart för att hålla membranet återfuktat [53]. Utnyttjandegraden av syret sätts till  $U_{f,air} = 0.5$ , vilket ger högst effekt [27], [53]. Det är viktigt att komma ihåg att syret som används kommer från luft, och andelen av syre i luft är  $\gamma_{air} = 0.2095$ . De olika flödena vid katoden syns i Figur 4.





Figur 4: Massflöden genom bränslecellens katod

Flödet av syret som kommer in i katoden delas upp till den syrgas som reagerar och den syrgas som åker ut igen, enligt

$$W_{O_2,in} = W_{O_2,reacted} + W_{O_2,out}. \quad (22)$$

Syrgasen som åker in är dessutom en andel av luften som tillförs, vilket ger:

$$W_{O_2,in} = \gamma_{air} W_{air,in}. \quad (23)$$

Den reagerade syrgasen bestäms på samma sätt som den reagerade vätgasen, vilket resulterar i:

$$W_{O_2,reacted} = M_{O_2} \frac{n_{cell} \cdot I_{cell}}{4F}. \quad (24)$$

Sammanfattningsvis fås från utnyttjandegraden att:

$$W_{O_2,out} = W_{O_2,in}(1 - U_{f,air}). \quad (25)$$

### 3.1.5 Sann effektivitet för en bränslecell

För att bedöma bränslecellens prestanda kan dess sanna effektivitet beräknas. Den sanna effektiviteten definieras som andelen bränsle som omvandlas till elektrisk potential [53] och beräknas enligt:

$$\eta = U_{f,tot} \frac{V_{cell}}{E_h}. \quad (26)$$

Här är  $V_{cell}$  potentialen i en cell och  $E_h$  är den ideala reversibla cellspänningen.  $E_h$  beräknas enligt [57]

$$E_h = \frac{-\Delta H}{2F} \quad (27)$$

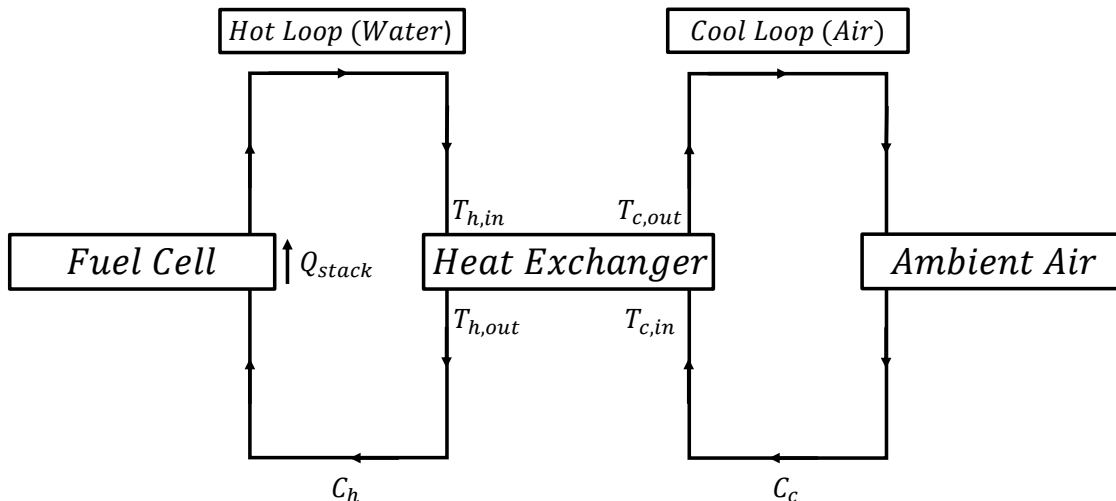
där  $F$  är Faradays konstant och  $\Delta H$  är entalpiändringen för reaktionen. Eftersom  $E_h$  beräknas med hjälp av entalpi skiljer det sig från  $E_{Nernst}$  som beräknas från Gibbs fria energi. Det finns dessutom två olika  $\Delta H$  som kan användas vid beräkning av effektivitet. Det ena används när energin som släpps fri vid kondensation av det bildade vattnet är en förlust, med andra ord att vattnet ses som vätska. Den andra används istället när man antar att vattnet är i gasform. Det  $\Delta H$  som används för denna beräkning är för vatten i vätskeform eftersom den extra energin som finns i vattenångan inte kan användas.

## 3.2 Modellering av värmeöverföring med kylsystem

På grund av sin begränsade verkningsgrad utvecklar PEMFCs under drift stora mängder värme. Denna medför att ett kylsystem är ett måste för att en bränslecell ska fungera. Därav krävs formler och samband för att kunna modellera kylsystemet. Denna modell kan ses i Figur 5. För att förenkla läsningen har dessa samband delats upp i teorin för kylning i bränslecellen, och modellering av värmeväxlare. Det medför att vid användning av värmeväxlare och beräkning av värmeöverföring behövs antaganden då dessa system är extremt komplicerade i praktiken. Därför appliceras följande antaganden till ekvationerna:

- Stabilt tillstånd, med inkompressibla flödesförhållanden.
- Ingen termisk eller mekanisk energigenerering.
- Försumbar strålningseffekt i värmeväxlaren.
- Försumbar termisk resistans i rörväggar och nedsmutningsfaktorer.
- Fullt utvecklade förutsättningar för vatten och luft.

- Tunn rörvägg.
- Försumbar värmeöverföring till omgivningen i värmeväxlaren.



Figur 5: Kylsystemet med ingående temperaturer samt värmeflöden

### 3.2.1 Kylning i Bränslecellen

Den totala nettoeffekten för bränslecellen påverkas av den nödvändiga kyleffekten, vilket därmed medför en minskad maxeffekt [53]. Den totala värmen för bränslecellsstapels beräknas med

$$Q_{stack} = (1/\eta - 1)P. \quad (28)$$

Där effektiviteten  $\eta$  beräknas med

$$\eta = V_{stack}/E_h. \quad (29)$$

Energijämvikten kan då beskrivas med

$$Q_{netto} = Q_{stack} - Q_d, \quad (30)$$

där  $Q_d$  är värmen som försvinner genom dissipation från cellen till omgivningen. Detta räknas ut genom  $Q_c$  konvektion och  $Q_r$  strålningen till luften enligt

$$Q_d = Q_c + Q_r. \quad (31)$$

Där  $Q_c$  och  $Q_r$  räknas ut med

$$Q_c = A_s f_s h (T_{h,in} - T_a), \quad (32)$$

respektive

$$Q_r = A_s f_s \varepsilon \sigma (T_{h,in}^4 - T_a^4). \quad (33)$$

Parametrarna  $h$  och  $\varepsilon$  är bestämda värden som kan hittas i Appendix B, och  $\sigma$  är Stefan-Boltzmann konstant.  $A_s$  är cellarean. Med dessa ekvationer kan  $T_{stack}$ , vilket är samma som  $T_{h,in}$ , räknas ut enligt

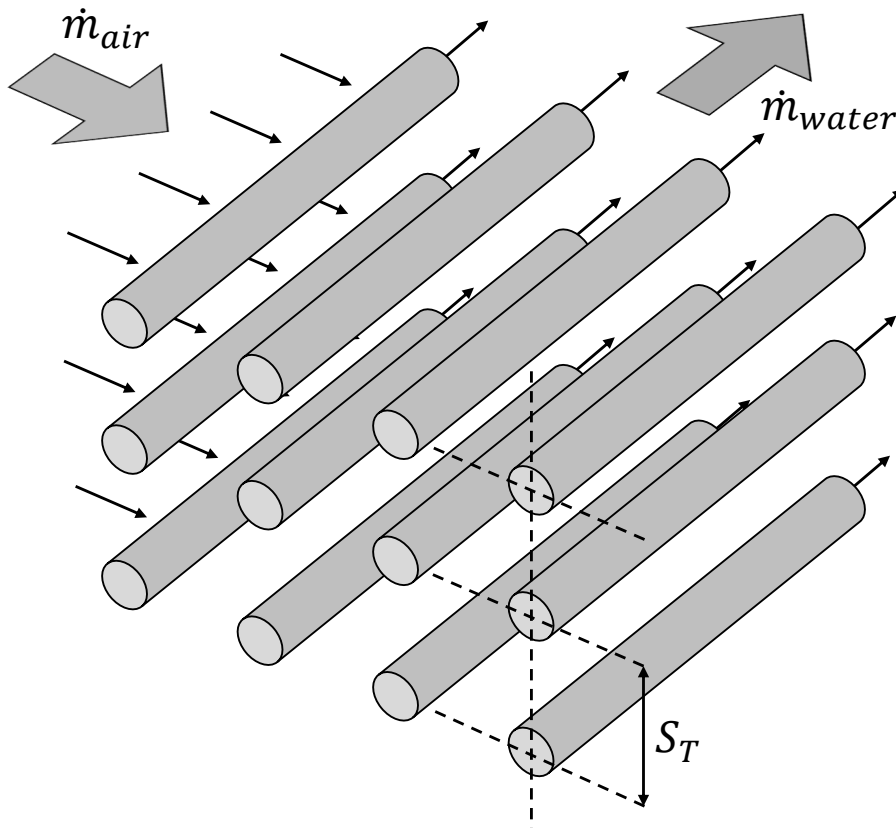
$$\frac{d}{dt} T_{stack} = \frac{Q}{m_{stack} c_{p,stack}}, \quad (34)$$

där  $m_{stack}$  är cellens massa och  $c_{p,stack}$  är cellens värmekapacitet. Massflödet av vattnet som kyler cellen kan också räknas ut med  $Q$  enligt

$$\dot{m}_w = \frac{Q}{c_{p,coolant} (T_{stack} - T_a)}, \quad (35)$$

där  $c_{p,coolant}$  är vattnets värmekapacitet.

### 3.2.2 Modellering av Värmeväxlaren



Figur 6: Illustration av cross-flow värmeväxlare

En cross-flow värmeväxlare ska användas då den har bra värmeöverföringsegenskaper utan att bli för tung. Se figur 6 för att se den grundläggande strukturen. För att modellera denna kontrolleras först energibalansen över värmeväxlaren:

$$Q_{convection,water} = Q_{convection,air} \quad (36)$$

Detta samband [63] utnyttjas för följande ekvationer för att slutligen få ut de varma och kalla uttemperaturerna:

$$Q = \varepsilon Q_{max} \quad (37)$$

där  $Q_{max}$  fås av följande relation:

$$Q_{max} = C_{min}(T_{h,in} - T_{c,in}) \quad (38)$$

Sedan används ekvation 37 för följande samband:

$$T_{c,out} = \frac{Q_{air}}{\dot{m}_c c_{p,c}} + T_{c,in} \quad (39a)$$

$$T_{h,out} = T_{h,in} - \frac{Q_{water}}{\dot{m}_h c_{p,h}} \quad (39b)$$

Dessa temperaturer illustreras i Figur 5.

För att räkna ut  $\varepsilon$  [63] behövs först relationen mellan  $C_h$  och  $C_c$ . Den varma sidan (hot) består av vatten som flödar genom bränslecellen,  $C_h = \dot{m}_{water} c_{p,water}$ , och den kalla (cool) består av luft som kyler vattnet,  $C_c = \dot{m}_{air} c_{p,air}$  [64]. I ekvationerna

$$\begin{aligned} C_{min} &= \min(C_h, C_c) \\ C_{max} &= \max(C_h, C_c) \\ C_r &= \frac{C_{min}}{C_{max}} \end{aligned} \quad (40)$$

är  $C_{min}$  och  $C_{max}$  de största respektive minsta av båda värmeflöden. Effektiviteten  $\varepsilon$  beräknas sedan med:

$$\varepsilon = \begin{cases} 1 - \exp(-NTU) & C_r = 0 \\ \left(\frac{1}{C_r}\right) (1 - \exp(-C_r (1 - \exp(-NTU)))) & C_{max} = C_h \\ 1 - \exp(-(C_r)^{-1}(1 - \exp(-C_r(NTU)))) & C_{min} = C_h \end{cases} \quad (41)$$

och består av tre fall. Det ena när  $C_r = 0$  vilket är allmänt för alla värmeväxlare. Det andra två är beroende av att  $C_h$  är den blandade vätskan då den går från ett rör till många små.  $NTU$  beräknas som en kvot av  $UA$  genom  $C_{min}$ .

$$NTU = \frac{UA}{C_{min}} \quad (42)$$

$UA$  är baserat på värmeöverföringen i systemet och kan beskrivas enligt [63]

$$\frac{1}{UA} = \frac{1}{h_c} + \frac{1}{h_h}. \quad (43)$$

Där  $h_c$  och  $h_h$  vidare kan beskrivas av

$$h = \frac{k}{D} Nu_D. \quad (44)$$

Faktorn  $D$  är diametern på röret och  $k$  är konduktionskonstanten,  $Nu_D$  beror på om det är för luften eller vattnet och i sin tur fås av

$$Nu_{D,air} = C_1 Re_{D,max}^m Pr^{0.36} \left( \frac{Pr}{Pr_s} \right)^{1/4} \quad (45)$$

Där  $C_1$  och  $m$  fås ur en tabell från [63]. Värdena beror på Reynoldstalet och hur rören är organiserade, i detta fall är dom i linje.

$$Nu_{D,water} = \frac{(f/8)(Re_D - 1000)Pr}{1 + 12.7(f/8)^{1/2}(Pr^{2/3} - 1)} \quad (46)$$

Prandtl-talen  $Pr_c$  och  $Pr_h$  hämtas ur tabell för aktuella temperaturer och kan ses i Appendix B. Där  $f$  fås av:

$$f_{water} = (0.79 \ln Re_D - 1.64)^{-2} \quad (47)$$

För att kolla om flödet är turbulent eller laminärt beräknas Reynoldstalet för vatten (hot) och luft (cool). Talen beräknas enligt

$$Re_{D,h} = \frac{4\dot{m}}{\pi D \mu} \quad (Vatten) \quad (48)$$

$$Re_{D,c} = \frac{\rho u_{max} D}{\mu} \quad (Luft) \quad (49)$$

Där  $\mu$  är viskositet,  $\rho$  densiteten samt  $\dot{m}$  är massflödet. Är  $Re_D > 2300$  är flödet turbulent, annars laminärt.  $u_{max}$  är den största hastigheten på luftflödet och beräknas enligt

$$u_{max} = \frac{S_T}{S_T - D} u_m \quad (50)$$

där  $S_T$  är avståndet mellan kylrören, avståndet illustreras i figur 6.

För att kolla om det uppstår fri eller påtvingad konvektion i flödet används

$$Gr_L = \frac{g\beta(T_s - T_a)L^3}{\nu^2} \begin{cases} \frac{Gr_L}{Re_D^2} \ll 1 \\ \frac{Gr_L}{Re_D^2} \gg 1 \end{cases} \quad (51)$$

Här finns det två fall, det första påtvingad och det andra fri konvektion.

Ett sätt att kolla om kylsystemet är rimligt är att räkna ut tryckskillnaden.

$$\Delta p_{water} = f \frac{\rho u_m^2}{2D} (x_2 - x_1) \quad (52)$$

Där  $f$  fås av ekvation 47 och skillnaden mellan  $x$  är 1.

$$\Delta p_{air} = N_L X \left( \frac{\rho u_{max}^2}{2} \right) f_{air} \quad (53)$$

Där  $\chi$  och  $f_{air}$  fås av en graf ur [63], och  $N_L$  fås av:

$$N_L = \sqrt{n_{tubes}} \quad (54)$$

$$n_{tubes} = \frac{A_s}{D \cdot L \cdot \pi} \quad (55)$$

Där  $n_{tubes}$  fås av den aktiva arean där värmeöverföringen sker genom rör arean. Från tryckskillnaden kan effekten tas fram med:

$$P = \frac{\dot{m} \Delta p}{\rho} \quad (56)$$

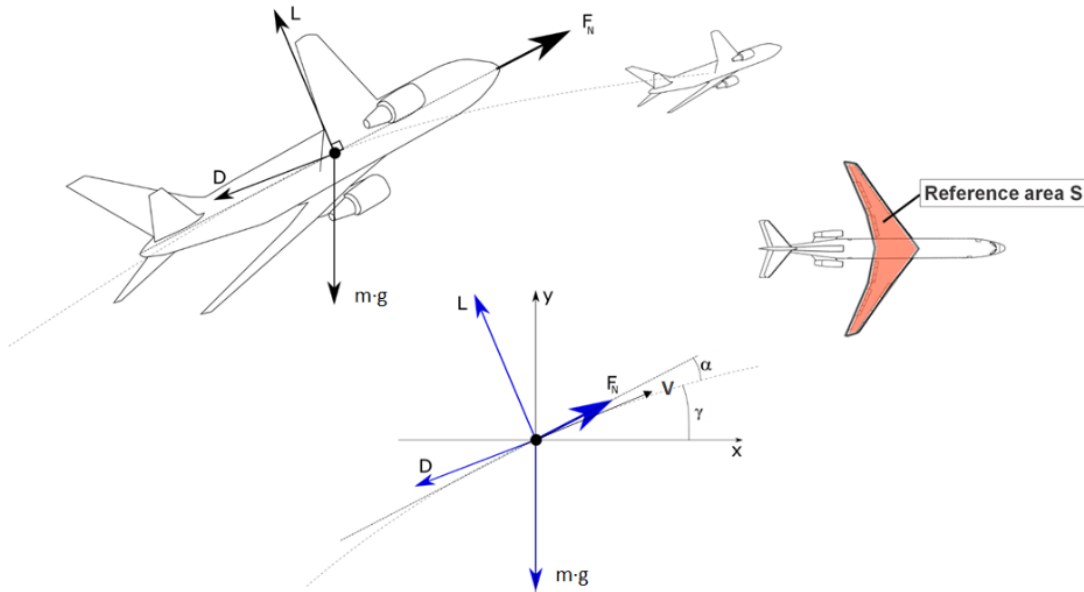
Med informationen angående  $D$ ,  $L$ ,  $t$  (tjockleken) på rören och dess material kan massan av rören och vattnet som går genom dom beräknas:

$$m_{kylsystemet} = DL\pi \cdot \rho_w + DL\pi \cdot \rho_{Al} \cdot n_{tubes} \cdot t \quad (57)$$

För rörens material ska aluminium användas då det är lätt men tillräckligt starkt för att ha tunna rörväggar.



### 3.3 Flyplansdynamik



Figur 7: Nomenklatur för grundläggande flygdynamik [65]

Enkla formler och samband för flygplansdynamik krävs för att kunna simulera flygning av lämpliga flygrutter. Simuleringen av flygning ger effekten som krävs vid varje tidpunkt, vilket används för att designa och simulera en bränslecell som klarar av att ge det effektbehovet. Genom sammanställning av de olika krafterna som visas i Figur 7 fås följande uttryck för den horisontella kraften  $F_x$

$$F_x = -F_L \cdot \sin\gamma - F_D \cdot \cos\gamma + F_N \cdot \cos(\alpha + \gamma), \quad (58)$$

och den vertikala kraften  $F_y$

$$F_y = F_L \cdot \cos\gamma - F_D \cdot \sin\gamma + F_N \cdot \sin(\alpha + \gamma) - m_{plan}g. \quad (59)$$

Här är  $\gamma$  stigningsvinkel som representerar flygplanets färdriktning relativt x-axeln (horisontal-axeln) och  $\alpha$  är anfallsvinkeln, det vill säga hur flygplanet är vinklat relativt sin färdriktning. Dessa illustreras i Figur 7.  $m_{plan}$  är flygplanets massa,  $g$  är gravitationsaccelerationen och  $F_N$  är drivkraften från flygplanets motorer. Lyftkraften  $F_L$  och luftmotståndskraften  $F_D$  ges av [54]

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot c_L \cdot \rho_{air} \cdot v^2 \cdot S, \quad (60)$$

respektive

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \rho_{air} \cdot v^2 \cdot S. \quad (61)$$

där  $S$  är en referensarea,  $c_L$  och  $c_D$  är lyft- respektive luftmotståndskoefficienterna och  $\rho_{air}$  är densiteten på luften, vilken bestäms beroende på aktuell flyghöjd och kan antingen hämtas ur tabell eller interpoleras från befintlig data [65].  $c_L$  och  $c_D$  är olika beroende på utformning av flygplan, men för ett 19-PAX flygplan är det rimligt att uppskatta dem med ekvationerna [54]

$$c_L = 0,102\alpha + 0,102 \quad (62)$$

respektive

$$c_D = 0,0005\alpha^2 - 0,0008\alpha + 0,0284. \quad (63)$$

När flygplanet flyger med konstant hastighet säger kraftjämvikt att  $F_x = F_y = 0$ . Om detta villkor tillämpas på Ekvation (58) och (59), kombinerar dem och löser ut  $\alpha$  resulterar det i

$$\alpha = \arctan\left(\frac{F_D \cdot \sin \gamma - F_L \cdot \cos \gamma + m_{plan}g}{F_L \cdot \sin \gamma + F_D \cdot \cos \gamma}\right) - \gamma. \quad (64)$$

En omskrivning av Ekvation (58) ger ett uttryck för drivkraften  $F_N$  enligt

$$F_N = \frac{L \cdot \sin \gamma + F_D \cdot \cos \gamma}{\cos(\alpha + \gamma)}. \quad (65)$$

Effekten som krävs för att upprätthålla denna drivkraft beskrivs av kraften multiplicerat med flygplanets hastighet. Dessutom måste förluster från diverse komponenter såsom motorer och propellrar tas med i beräkningarna. Sammantaget kan detta uttryckas som

$$P = \frac{F_N \cdot v}{\eta_{motor}}, \quad (66)$$

där  $\eta_{motor}$  representerar förluster i drivlinan. Den kan uppskattas till  $\eta_{motor} = 76,7$  % [54].

## 4 Metod och genomförande

I detta kapitel presenteras i huvudsak hur arbetet som ligger till grund för denna rapport har genomförts. I detta ingår en övergripande metodik över hur källor har valts ut och granskats, en sammanställning av den huvudsakliga arbetsgången samt mer specifika förklaringar hur delsystem i arbetet har utformats.

### 4.1 Projektets upplägg

Projektet består av en teoretisk utvärdering av olika bränsleceller, en modell i Simulink av bränslecellen, en modell i Simulink av kylsystemet samt en modell i MATLAB av flygplanet. Den teoretiska utvärderingen av olika bränslecellstyper syftar till att svara på vilken bränslecell som är mest lämpad för att användas till ett 19-PAX flygplan. Modellen av bränslecellen ska kombineras med modellen av flygplanet för att simulera bränslecellen under en flygning och få reda på vilket massflöde av vätgas som krävs för att tillgodose flygplanets effektbehov samt vilken effektivitet bränslecellen har under olika faser av flygning. Modellen för kylsystemet används separat för att verifiera storlek och utformning som krävs för kylning, vilket ger en viktuppskattning av dessa komponenter.

### 4.2 Modell för bränslecell i Simulink

Modellen för bränslecellen programmerades i Simulink. Den egentliga modellen för bränslecellen byggdes av blocket `Cell voltage`. Detta block simulerar spänningen en vätgascell ger upphov till givet strömmen som dras och vilken area cellen har. Detta block byggdes i sin tur av ett antal delsystem:

- `Nernst`, som bestämmer den förlustfria spänningen enligt Nernst ekvation (2).
- `Concentration losses` som bestämmer förlusterna som uppkommer på grund av minskad reaktantkoncentration enligt ekvation (11).
- `Activation losses` som bestämmer förlusterna som uppkommer vid uppstart av cellen enligt Tafels ekvation (5).
- `Ohmic losses` som bestämmer förluster till följd av resistans enligt Ohms lag, så som formulerad i ekvation (8).
- `Capacitance` som bestämmer kondensatorspänningen som uppstår på grund av aktiverings- och koncentrationsförlusterna med hjälp av ekvation (15).

De tre förlusterna `Concentration losses`, `Activation losses` och `Ohmic losses` beror på tre olika variabler. Dessa variabler är arean för en cell  $A_{cell}$ , strömmen genom cellen  $I_{cell}$  samt cellens temperatur  $T$ . För att beräkna `Activation losses` krävs dessutom koncentrationen av syrgas i katoden, vilken beräknas av syrgasens partialtryck och temperaturen genom ekvation (6). Även `Nernst` beror på temperaturen, men också på partialtrycket för syrgas, vätgas och vatten. Dessa sattes i modellen som fasta parametrar. `Capacitance` beror å andra sidan på värdet av

**Activation losses** och **Concentration losses** samt av strömmen. När sedan  $V_{cell}$  räknas ut används  $V_d$  istället för  $V_{act}$  och  $V_{con}$  i ekvation (1).

Huvudkretsen har som invärde en önskad effekt som behövs av flygplanet, beräknad enligt kapitel 4.4. Effekten delas sedan upp på antalet celler. Därefter bestäms strömmen och spänningen genom en loop som innehåller blocket **Cell voltage**. Först antas en ström varefter den matas in i blocket, därefter delas den önskade effekten med spänningen som kommer ut ur blocket. Då fås en ny ström som på nytt matas in i blocket. Den totala strömmen som matas ut multipliceras med en faktor för att få massflödet av vätgas som krävs för att upprätthålla strömmen. Dessutom multipliceras den med en faktor för cellens utnyttjandegrad av vätgas för att få det totala massflödet vätgas in i cellen.

För bränslecellen är det framförallt relevant att undersöka hur spänningen varierar med olika laster, det vill säga under olika strömdensiteter. Verkningsgraden på cellen beror starkt på spänningen, så genom att undersöka spänningskurvan kan man identifiera mönster som påverkar verkningsgraden och hur man kan få en högre verkningsgrad. Det är även intressant att undersöka hur effekten varierar med strömdensitet för att kunna identifiera var man får ut störst effekt och hur effekten kopplar till spänning och verkningsgrad. Dessa kurvor går även att använda för validering av cellen genom att jämföra med liknande kurvor från andra publikationer. Utöver det är det även relevant att titta på massflödet av vätgas som måste pumpas in i bränslecellen för att upprätthålla en given effekt, eftersom identifiering av mönster där kan ge kunskap om hur man minskar bränsleförbrukningen.

### 4.3 Modell för kylsystem i Simulink

För att bränslecellen ska kunna fungera behövs ett kylsystem som kontinuerligt kyler systemet. Det vanligaste sättet är att använda vatten som kylmedel i rör mellan cellerna som går till en värmeväxlare som kyler vattnet. På grund av att kylsystem kan bli väldigt komplexa har många avgränsningar bestämts för att hålla systemet simpelt men övergripande av vad som händer.

Modellering gjordes i Simulink likt bränslecellsmodellen. Modellen byggdes av två block **Cooling** som är kylningen som händer i bränslecellen och **Heat exchanger** som demonstrerar vad som händer i värmeväxlaren. Blocket **Cooling** i sin tur byggdes av följande antal delsystem:

- **Q\_stack** vilket simulerar totala värmeöverföringen, ekvationer (28) och (29).
- **Q\_d** vilket simulerar den avledda värmen genom konvektion och strålning, ekvationer 31, (32) och (33).

Dessa delsystem kopplas ihop enligt ekvationerna (17), (30) och (34). Delsystemet bygger på den behövda värmeöverföringen från effektanvändningen av bränslecellen, därifrån kan behovet av vattnets massflöde och stack temperaturen överföras till blocket **Heat exchanger** som byggdes av följande delsystem:

- **Convection Air** vilket simulerar konvektionen av luft enligt ekvationerna (44), (45), (49), (50), (51), (53), (54), (55) och (56).
- **Convection water** vilket simulerar konvektionen av vatten enligt ekvationerna (44), (46), (47), (48), (51), (52) och (56).
- **Overall heat transfer coefficient** simulerar värmeöverföringskoefficienten enligt ekvationen (43).
- **Counterflow** vilket simulerar effektiviteten och den varma och kalla uttemperaturerna enligt ekvationerna (39a), (39b), (40), (41) och (42).
- **Mass** vilket räknar ut massan av systemet baserat på arean. Enligt ekvation (57).

Modellen bygger på en loop där den varma uttemperaturen kopplar samman de två delsystemen. Tryckskillnaden ger också den effekt som behövs för att driva runt systemet, detta är sedan sammankopplat med effekten som flygplanet kräver utav bränslecellen. Från dessa delsystem fås temperaturen av varma och kalla uttemperaturen, epsilon, värmeöverföringen för konvektionen, tryckskillnaden i och utanför tuberna, naturell eller tvingad konvektionindikator, och massan.

För beräkningar av kylsystem finns det alltid antaganden som måste göras om vätskan och systemet. Följande antaganden gjordes för modellen:

1. Värden på konstanter för systemet baseras på litteraturstudier, dessa finns att se i Bilaga B.
2. Vattenflödet pumpas runt efter behov därför kommer en kompressor inte modelleras med systemet.
3. Luftflödet antas komma från en fläkt med konstant flöde.
4. Förlusterna för värmeöverföringen i bränslecellen baseras endast på luftens konvektion och radiation till omgivningen där konvektionskoefficienten är en uppskattad konstant.

För utvärderingen av kylsystemet valdes att göra två tester då modellen inte klarade att ge önskade resultat för alla kontrollparametrar. Därför delades testerna upp där första testet fokuserade på optimering av storleken och andra testet på optimering av temperatur och tryckskillnad. Med hjälp av dessa tester kunde resultat ges på vad som funkade och vad som inte gjorde det.

**Test 1** vilket representerar resultaten där fokuset ligger på optimeringen av kylsystemets volym. För att göra detta utvärderades parametrarna värmeväxlararea, antal rör, rördiametern, avståndet  $S_T$  och massan genom iterationer. De optimerade värdena kan ses i bilaga B.1. Beräkningarna genomfördes genom att först hitta en relativt bra uppdelning mellan parametrarna för att få ut önskad bredd och höjd då

längden var bestämd, och enligt ekvation (57) är det en direkt korrelation mellan dessa parametrar och massan. För att kunna utvärdera några av de andra kontrollparametrarna gjordes valet att maximera luftens hastighet vilket resulterade i användandet av planets fart som luftens in-flöde. Tanken var att om kylsystemet fick plats i till exempel vingarna kunde in-flödet komma direkt från utsidan. Sedan kunde stapeltemperaturen och tryckskillnaden observeras.

**Test 2** vilket representerar resultatet då kylsystemsmodellen optimerades för önskad temperatur på bränslecellerna samt tryckskillnad. Detta utvärderades genom att ändra arean, rördiameter,  $S_T$  och hastigheten. De valda värdena kan ses i bilaga B.2. Detta gjordes genom att ändra diametern och  $S_T$  och observera maximala area och hastighet som kan användas innan systemets tryckskillnad blev för stor. Med en godkänd dimension kunde stapeltemperaturen observeras och optimeras mot det önskade intervallet av  $80^\circ\text{C} < T_{st} < 90^\circ\text{C}$ .

#### 4.4 Modell för flygplan i MATLAB

För att kunna sätta in relevanta värden på effekt i modellen för bränslecellen skapades en enklare modell för ett 19-PAX flygplan, se Bilaga C. I denna antas konstant hastighet och flygplansvinkel till horisontalplanet  $\gamma$  i de olika flygstadierna. Detta innebär att flygbanan beskrivs tvådimensionellt med räta linjer vid stigning och inflygning med lutning  $\gamma$ . Anfallsvinkeln  $\alpha$  blir en funktion av krafterna som i sin tur beror på hastigheten samt  $\gamma$ . Det sambandet beskrivs av Ekvation (64). Anfallsvinkeln beräknas för varje punkt i flygningen då krafterna kommer förändras på grund av förändrad luftdensitet. Med  $\alpha$  fås ett värde på den nödvändiga motordragkraften med Ekvation (65). Med drivlinans verkningsgrad fås effekten som måste tillföras från kraftkällan för varje punkt under aktuellt flyguppdrag.

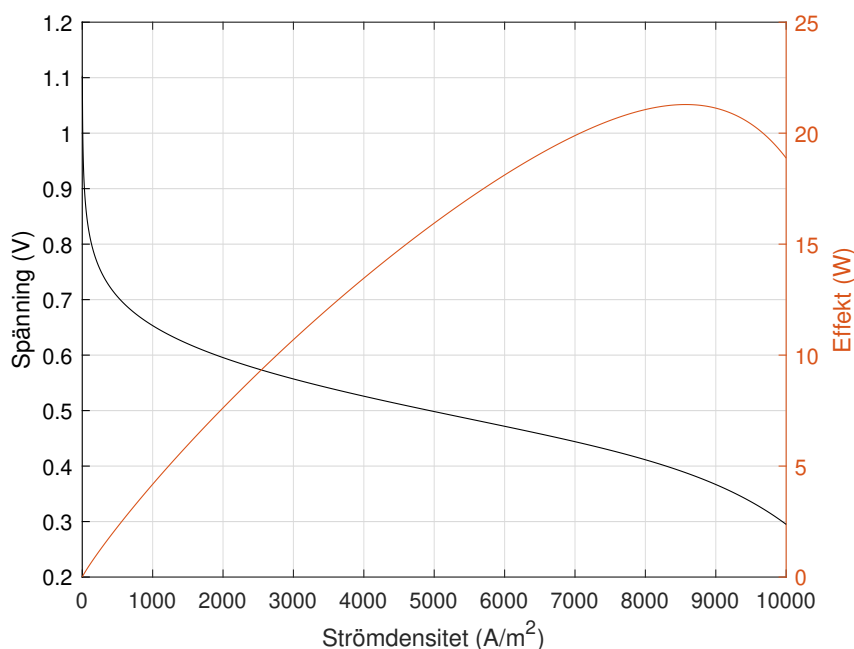
#### 4.5 Anskaffning av källor

Vid arbetets start har projektgruppen tillhandahållits ett par vetenskapliga artiklar samt en omfattande bok rörande området i fråga. När ett gap upptäcktes i projektets kunskapsbas identifierades luckorna och fylldes sedermera med ny uppsökt information. Informationen införskaffades främst genom vetenskapliga sökmotorer och när det var relevant konsulterades även handledare.

## 5 Resultat

Följande kapitel presenterar de resultat som projektet har kommit fram till. Resultatet inkluderar både simuleringar i Simulink samt grafer som har framställts med hjälp av MATLAB. Likt teorin och metoden är resultatet uppdelat i tre delkapitel, där resultatet för bränslecellen först presenteras, följt av resultatet av kylsystemet och till sist resultatet av flygplansdynamiken.

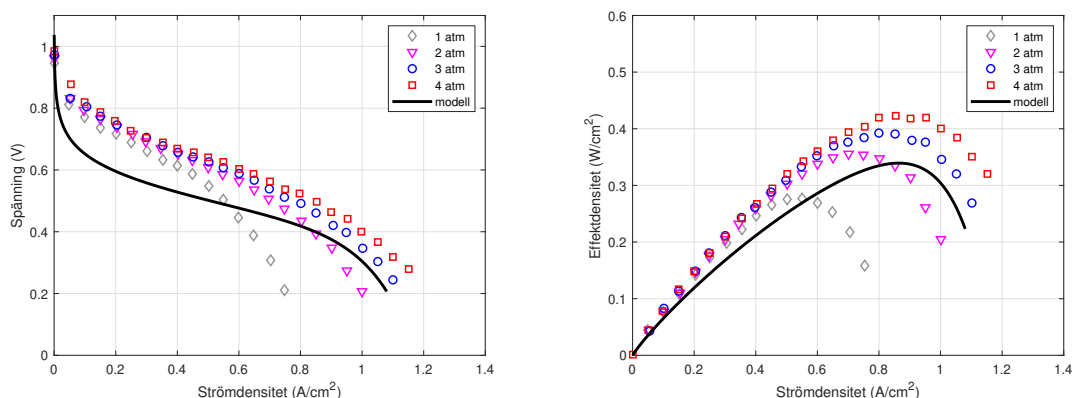
### 5.1 Bränslecell



Figur 8: Cellspänningen och effekt för den slutgiltiga bränslecellsmodellen beroende på strömdensitet.

I Figur 8 syns spänningen och effekten över en cell i stapeln som funktion av strömdensiteten. Spänningen faller kraftigt vid låga strömdensiteter till följd av aktiveringsförluster. Därefter följer ett linjärt avtagande av spänning dominerat av ohmska förluster. Detta fortsätter tills koncentrationsförlusterna medför ett ökat spänningsfall. Detta kan kopplas med effekten från en cell, där den användbara effekten stiger tills den tycks nå ett maximum på 21,3 W vid 8570  $A/m^2$ . Här är spänningen endast 3,88 V vilket ger en låg effektivitet på 25,9 %.

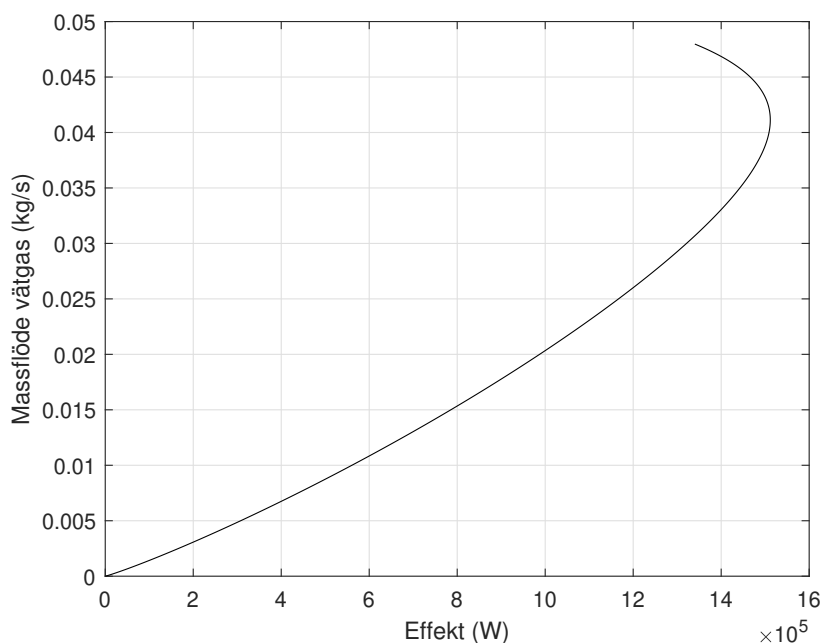
Om cellarean ändras till 25  $cm^2$  blir det möjligt att jämföra den utvecklade modellen med en annan oberoende utvecklad modell [53]. I Figur 9a syns spänningen vid olika strömdensiteter för den oberoende modellen och för arbetets modell. Det är värt att notera att även om dessa grafer skiljer sig i faktiska värden har de ett likartat beteende, framförallt har spänningen de tidigare nämnda faserna. Dock verkar arbetets modell överskatta aktiveringsförlusterna och underskatta koncentrationsförlusterna i jämförelse med den oberoende modellen.



(a) Spänning över strömdensitet för den egenutvecklade modellen (svart) och för en oberoende modell vid olika tryck. (b) Effektdensitet över strömdensitet för den egenutvecklade modellen (svart) och för en oberoende modell vid olika tryck.

Figur 9: Jämförelse mellan den egenutvecklade modellen och en oberoende utvecklad modell [53]. För den egenutvecklade modellen är trycket 1 bar och cellarean är 25 cm<sup>2</sup>.

I Figur 9b syns liknande grafer för effektdensiteten. Även dessa skiljer sig ifrån varandra i faktiska värden, men de innehåller en fas där de stiger långsamt följt av en topp, varefter de faller snabbt. Maxvärdet för kurvan av den egenutvecklade modellen är högre än för den oberoende modellen vid samma tryck, men är lägre än värdena för kurvorna vid två till tre gånger högre tryck. Detta antyder att parametrarna som använts är för en bränslecell med högre prestanda.



Figur 10: Massflödet av vätgas som krävs för att upprätthålla en viss effekt ut från bränslecellen, utan transienta effekter.



Det massflöde av vätgas som förbrukas när hela bränslecellsstapeln ska ge ut en viss effekt ses i Figur 10. Här syns att det förbrukade massflödet nästan är proportionellt mot effekten, förutom en krökning i grafen som ger ett större massflöde vid högre effekter. Denna krökning blir framförallt tydlig när effekten börjar närma sig bränslecellens maxeffekt på 1,5 MW. Då vänder grafen och ett högre massflöde av vätgas ger lägre effekt. Det beror på att vätgasanvändningen är proportionell mot strömmen och inte effekten, vilket leder till att om stora strömmar tas ut kommer massflödet öka även om effekten sjunker.

## 5.2 Kylsystem

Kylsystemet utvärderas baserat på medelvärden som indikerar storlek och effektivitet. Likaså har några av dessa parametrar plottats efter de två testerna för att se ändringen i kylsystemets beteende.

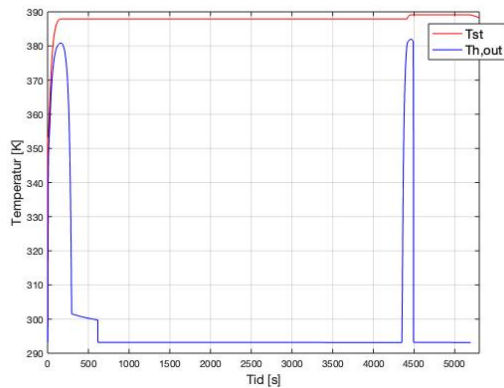
Variabel	Test 1	Test 2	Enhet
$Q/\Delta T$	10,797	15,98	kW/K
$T_{st}$	387,91	362,81	K
$T_{h,out}$	299,94	298,17	K
$T_{c,out}$	319,79	303	K
$\varepsilon$	0,9869	0,9359	
$Q_{netto}$	1004,3	1109,1	kW
$Q$	1022	1108,4	kW
$\Delta p$ vatten	249,26	0,9359	
$\Delta p$ luft	$1,68 \times 10^5$	$9,44 \times 10^2$	
$P$ vatten	17,258	$4,90 \times 10^{-2}$	W
$P$ luft	$5,75 \times 10^6$	$9,06 \times 10^4$	W
Vikt	181,28	1328	kg
Dimensioner L $\times$ B $\times$ H	$1 \times 1,34 \times 1,34$	$1 \times 9,05 \times 9,05$	m

Tabell 4: Genomsnittliga variabelvärden för bränslecellssystemets kylsystem

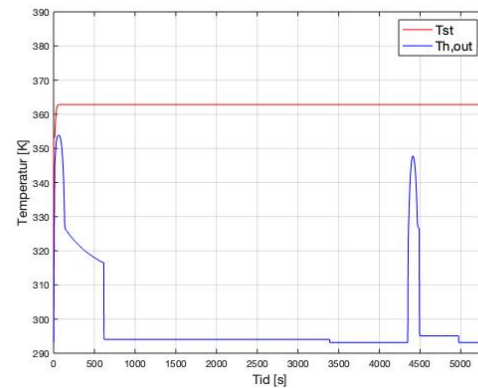
Ett intressant värde för kylsystemet är  $Q/\Delta T$ , och NASA [53] har gett förslag för detta värde för ett optimalt kylsystem. För vad de benämner som ett modernt 500 kW bränslecellssystem är  $Q/\Delta T$  från 8,3 kW/K till 13,3 kW/K. Resultatet för Test 1 faller inom detta intervallet vilket tyder på att det är ett rimligt värde. Resultatet för Test 2 befinner sig däremot lite över gränsen.

Tabell 4 visar medelvärdet av resultatet för de värden som räknas ut av värmeöverföringen i bränslecellen för de två olika testerna. Det värde som är mest intressant är stapeltemperaturen  $T_{stack}$ . För Test 1 blev temperaturen 114,76 °C vilket överstiger det önskade värdet, medan för Test 2 blev temperaturen 89,66 °C vilket håller sig inom ett önskat intervall.  $T_{c,out}$  demonstrerar ungefär lika stor ändring i temperaturen som de varma temperaturerna och är på grund av detta ett rimligt värde. Genom att kolla på Figur 11 kan relationen mellan  $T_{st}$  och  $T_{h,out}$  observeras.

Där  $T_{h,out}$  värms upp med bränslecellen i början för att sedan gå ner i temperatur för att påbörja kylningen. Efter en viss tid ökar temperaturen markant vilket kan jämföras med Figur 12 där samma sak händer för  $Q$ , vilket representerar då flygplanet går mot landning.  $T_{stack}$  håller en jämn trend på grund av kylningen i båda testerna, förutom vid ökningen av  $T_{h,out}$  då i Test 1  $T_{stack}$  upplever en liten förändring i temperaturen.



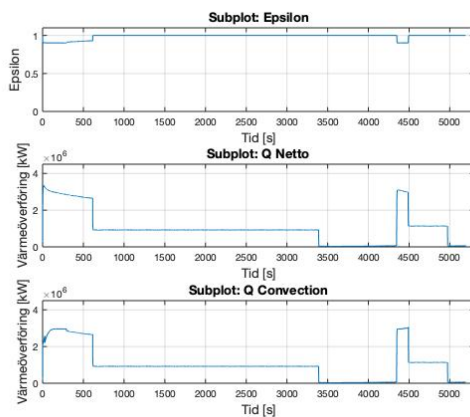
(a) Test 1



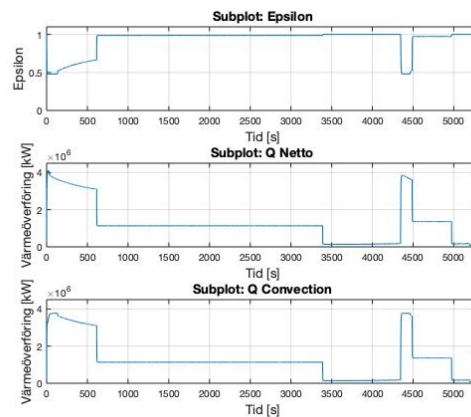
(b) Test 2

Figur 11: Temperaturutveckling under flygning mellan GOT och ARN.

$\varepsilon$ , som är en indikation på effektiviteten, önskas vara hög eftersom det indikerar att värmeöverföringen är maximal. För de båda testerna är  $\varepsilon$  högt, dock lite högre för Test 1. Kollar man på Figur 12 kan relationen mellan  $\varepsilon$  och värmeöverföringen för cellen och värmeväxlaren ses. Det kan observeras att de båda värmeöverföringarna har samma trend medan  $\varepsilon$  har det samma fast omvänt. Ökningen av värmeöverföringen i graferna i början representerar stigningsfasen av planet där värdena sedan minskar och hålls konstanta under marschhöjdsfasen för att öka igen under landningsfasen. Som sagt har  $\varepsilon$  samma trend vilket tyder på att effektiviteten är som högst under marschhöjdsfasen.



(a) Test 1



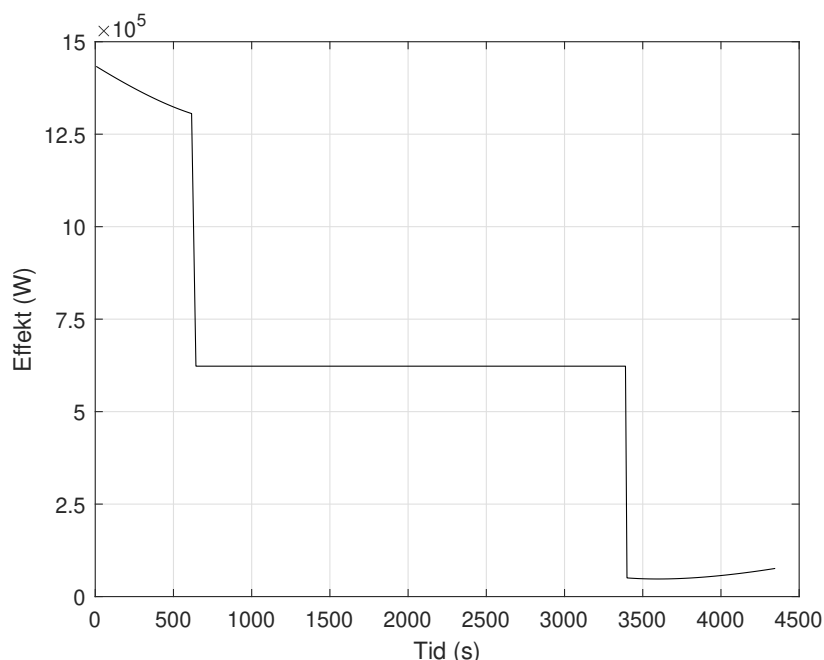
(b) Test 2

Figur 12: Effektivitet och värmeöverförings utveckling

Tryckskillnaden är ett viktigt värde för systemet eftersom det är proportionellt mot vilken effekt som behövs för att hålla ett visst massflöde kylarvätska och luft. Resultaten i tabell 4 visar på att vattnets tryckskillnad är mindre än luftens. Luftens tryckskillnad är konstant eftersom modellen antar ett konstant flöde av luft, medan vattnets massflöde varierar beroende på hur mycket kylning som behövs vilket gör att tryckskillnaden också ändras. För Test 1 är tryckskillnaden för luft alldeles för stor och hade inte gått att hålla, medan Test 2 ger ett mer genomförbart värde.

Slutligen kan massan och dimensionerna utvärderas. För Test 1 där fokuset låg att optimera storleken är vikten godkänd och dessutom lite lättare än förväntat. Dimensionerna är också godkända så att det går att placera kylaren i ett flygplan. För Test 2 uppfyllde massan och dimensionerna inte kraven.

### 5.3 Flygplan



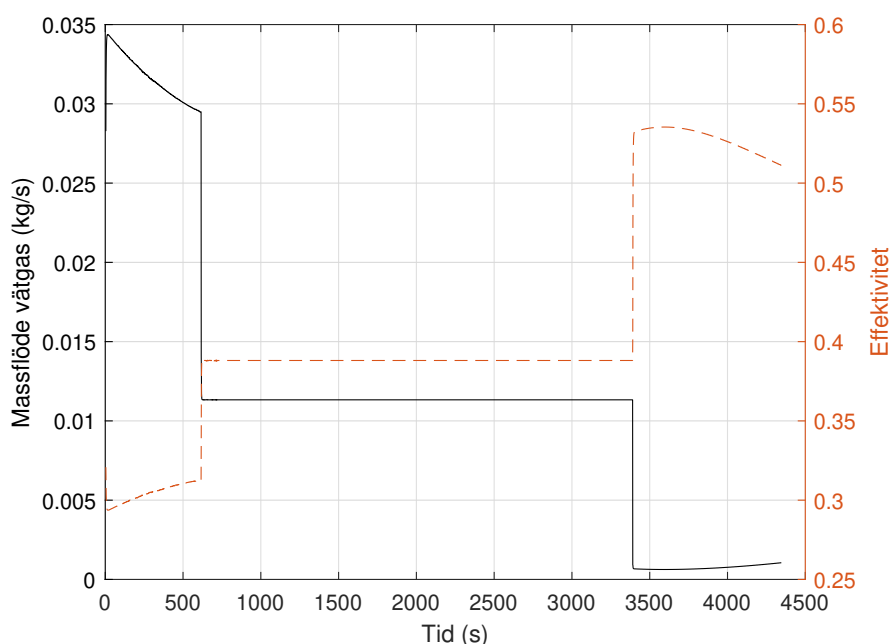
Figur 13: Effektbehovet för flygning mellan GOT och ARN som funktion av tiden.

Flygplanet simulerades under flygning av flera flygrutter där den nödvändiga effekten för att driva flygplanet togs fram. Effekten som krävs för sträckan Göteborg - Stockholm (GOT-ARN) visas i Figur 13. Här syns att effekten är som störst när flygplanet lyfter, den går då upp till 1433 kW. Sedan halveras effekten när marschhöjd har uppnåtts. Under inflygningen är effekten mycket lägre än tidigare, mindre än en tjugondel mot vad den var från början.

Den höga effekten vid start bestämmer bränslecellens storlek, eftersom bränslecellens storlek i stor grad dimensioneras utefter vilken maxeffekt den måste kunna leverera. Effekten vid start bestämmer även tillsammans med effektiviteten hur mycket värme

som måste kunna transporteras bort från bränslecellen. Mängden värme avgör i sin tur storleken som krävs på kylsystemet. Bränslecellen utformades så att den maximala effekt som den kan ge ut är samma effekt som flygplanet kräver som mest. För att klara det behöver stapeln bestå av 71000 celler.

Kommersiella bränsleceller har uppnått effektdensiteter på 3,0 kW/kg [45]. Med det uppskattades vikten på den utvecklade bränslecellen till 504 kg. Utöver det uppskattas att övriga komponenter som hör till kylaren men som inte är radiatorn väger 150 % så mycket som bränslecellen, vilket ger en total vikt på 1260 kg för hela bränslecellssystemet utan radiator och tank.



Figur 14: Massflöde av vätgas och effektiviteten för bränslecellen under flygning mellan GOT och ARN som funktion av tiden.

Effektiviteten för sträckan GOT - ARN visas i Figur 14. I början av flygningen är effektiviteten låg med en verkningsgrad på 29,4 %. Därefter stiger den till 38,8 % på marschhöjd och till 53,5 % som mest vid inflygning. Det är tydligt att när effektkraften är högt sjunker effektiviteten till följd av större elektrokemiska förluster.

I Figur 14 syns även massflödet av vätgas under flygningen. Vid jämförelse med Figur 13 syns att massflödet är som störst när effekten är som högst, vilket även är där effektiviteten är som lägst. Därefter sjunker det till en betydligt lägre nivå. Totala distanser och dess bränsleförbrukning för flera olika flygningar kan ses i Tabell 5.

---

	Distans (km)	Nöddistans (km)	Bränsleförbrukning (kg)	Bränsleförbrukning med nöddistans och 45 min extra flygning (kg)
GOT-ARN	393	76	51,6	99,9
GOT-LLA	1015	114	116,5	166,1
ARN-LLA	691	114	80,1	129,7

---

Tabell 5: Olika möjliga sträckor för ett 19-PAX flygplan inklusive nöddistans och bränsleförbrukning. Bränsleförbrukning tar inte hänsyn till förluster från tanksystemet. För flygning till ARN är EKT nödflygplats och för flygningar till LLU är SFT nödflygplats.

## 6 Diskussion

Diskussionen delas upp i fyra huvudsakliga delar. Den första delen behandlar resultaten rörande modelleringen av bränslecellen, den andra resultaten för kylsystemet och den tredje resultatet för själva flygplanssimuleringen. Resten av diskussionen är av mer generell typ, där arbetets helhet diskuteras.

### 6.1 Resultatutvärdering bränslecell

Den utvecklade bränslecellsmodellen stämmer väl överens med tidigare modeller vid jämförelse med den tillgängliga litteraturen. Däremot är det inte säkert att de bränsleceller som finns tillgängliga på marknaden i den aktuella effektklassen följer beteendet av modellen. En bränslecell som ger 125 kW effekt kan ha 455 celler [45], vilket ger en effekt på 275 W per cell. Det är mycket högre effekt per cell än vad arbetets modell når, och för att kunna leverera den efterfrågade effekten måste dessa celler ha en kombination av större area och bättre parametrar. I litteraturen finns även ansatser till att försöka modellera bränsleceller av mer modern utformning [53]. Det ger både effekt och verkningsgrad som vida överstiger vad den utvecklade modellen uppnår.

Även vid jämförelse mot bränsleceller av samma storlek som arbetets finns det osäkerheter. Olika källor använder sig av olika ekvationer, och de som använder sig av samma ekvationer kan ha olika värden för parametrar och konstanter. Det är därför inte omöjligt att cellens verkningsgrad och övriga beteende kan variera mellan olika modeller. Samtidigt finns det ytterligare faktorer som spelar in vid konstruktion av en bränslecell, som val och mängd av katalysator, utformning av elektroderna m.m. Det går därför inte nödvändigtvis att säga att något värde på en parameter är fel, eftersom det kan syfta till en cell med annan utformning. De flesta av ekvationerna som beskriver bränslecellen är från samma publikation, vilket ökar möjligheten för att parametervärdena som modellen använder går att uppnå i en och samma fysiska bränslecell. Trots stora osäkerheter är det svårt att använda en annan metod för att skapa en bränslecellsmodell. Det bästa sättet att sätta parametervärden och vara säker på att de är korrekta är att bestämma dem experimentellt för en riktig bränslecell och sedan bygga en modell baserat på den.

### 6.2 Resultatutvärdering kylsystem

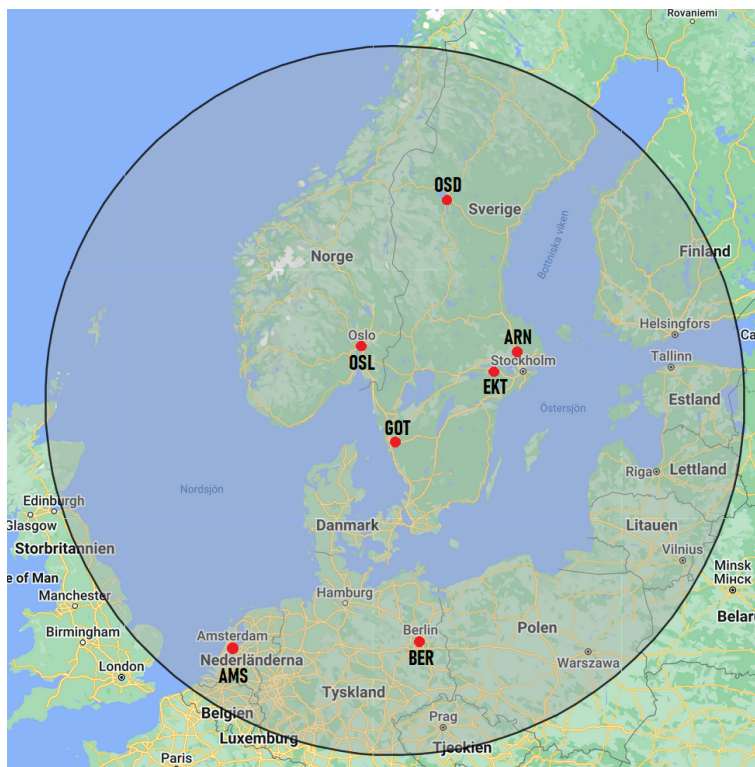
Resultatet från modelleringen av kylsystemet visar på att modellen inte ger värden som fungerar i systemet. Då värmeväxlaren har tillräcklig kyleffekt blir dess massa för stor och vid godtagbar massa blir kyleffekten för liten. Detta kan bero på någon felaktighet i modellen som inte upptäckts, vilket på grund av satta avgränsningar inte kan utforskats vidare. På grund av detta genomfördes två olika tester där olika delar av modellen var korrekta, antingen massa eller kyleffekt.

För Test 1 låg fokus på att dimensionera kylsystemet för att få plats på flygplanet, både i fråga om massa och volym. Om man jämför värdet på  $Q/\Delta T$  med NASAs förslag hamnar det för test 1 inom deras givna intervall för en 500 kW bränslecell

[53]. Då bränslecellen som modelleras för detta flygplan har en maxeffekt på 1,5 MW kommer  $Q/\Delta T$  vara högre än detta. Värmeväxlarens effektivitet var väldigt hög, vilket innebär att nästan all kyleffekt som producerades användes. Dock visar ytterligare två värden att dimensioneringen inte var hållbar. Tryckskillnaden blev stor vilket resulterar i ett större effektbehov vilket bränslecellen inte hade kunnat upprätthålla. Det andra värdet var stapeltemperaturen på 114,76 °C. Detta är mycket högre än det önskade värdet på 80 °C. Detta är inte hållbart då kylmediet i form av vatten hade börjat koka. På samma sätt leder det till problem med i bränslecellens membran som måste hållas fuktig för att bibehålla sin funktion. Om temperaturen ökar något mer till mellan 120 °C till 130 °C hade dessutom vissa material i bränslecellen börjat kristalliseras [35].

För Test 2, där fokuset låg på att optimera temperaturen och tryckskillnaden, blev resultatet likaså accepterbart. Temperaturen hamnade inom intervallet, och tryckskillnaden gav en bra och hanterbar effekt för bränslecellen.  $Q/\Delta T$  gav ett högre värde än Test 1 men som diskuterat ovan kan det bero på att bränslecellen har högre maxeffekt, därmed kan detta värde godtas. Effektiviteten av värmeväxlaren var lägre vilket kan bero på att arean var hög medans diametern inte speglade den ökningen. Å andra sidan var värmeöverföringarna högre och hade inte så stor skillnad mellan sig, vilket tyder på jämn värmeöverföring för kylningsmedlet. Dock blev vikten större än hälften av den tillgängliga från flygplanet vilket gör att det inte hade gått att integrera i planet, speciellt inte när man tar hänsyn till dimensionerna. Vad man skulle kunna göra är att öka längden för att minska storleken, men samtidigt skulle då systemet bli svårare att jämföra med andra modeller.

Ett av problemen som uppstår när man modellerar kylsystem beror på deras komplexitet. Det är många parametrar som spelar roll för att det ska vara ett realistiskt och fungerande system. På grund av detta var modellen tvungen att göras om ett antal gånger för att få ett bra resultat. Det finns många valmöjligheter när systemet modelleras så som typ av värmeväxlare, val av dimensioner, flöden, osv. Därför påbörjades modelleringen med en simpel motströms modell som emellertid byttes ut mot en cross-flow värmeväxlare, när det upptäcktes att denna typ av modell inte fungerade. Likaså fungerade inte cross-flow modellen fullt ut, även om den gav bättre och mer realistiska värden. Alla dessa omstarter och problem har dock givit en stor inblick i hur en värmeväxlare fungerar. Metoden som användes kunde varit lite mer systematisk genom att utvärdera resultatet av ett delsystem innan man gick vidare till nästa. Dock är kylsystem väldigt sammanflätade med många system som måste fungera simultant vilket hade försvårat ett sådant arbetssätt. Vidare hade modellen för kylsystemet kunnat använda en annan typ av värmeväxlare. Exempelvis cross-flow med fenor eller tube-and-shell värmeväxlare. Dock medför sådana ändringar mer vikt vilket inte är idealt för ett flygplan. Likaså hade ett annat kylmedel kunnat användas, men det hade resulterat i ett högre effektbehov på grund av kompressorer eller pumpar.



Figur 15: Området man kan nå från GOT med en räckvidd på 934 km, inklusive utvalda flygplatser.

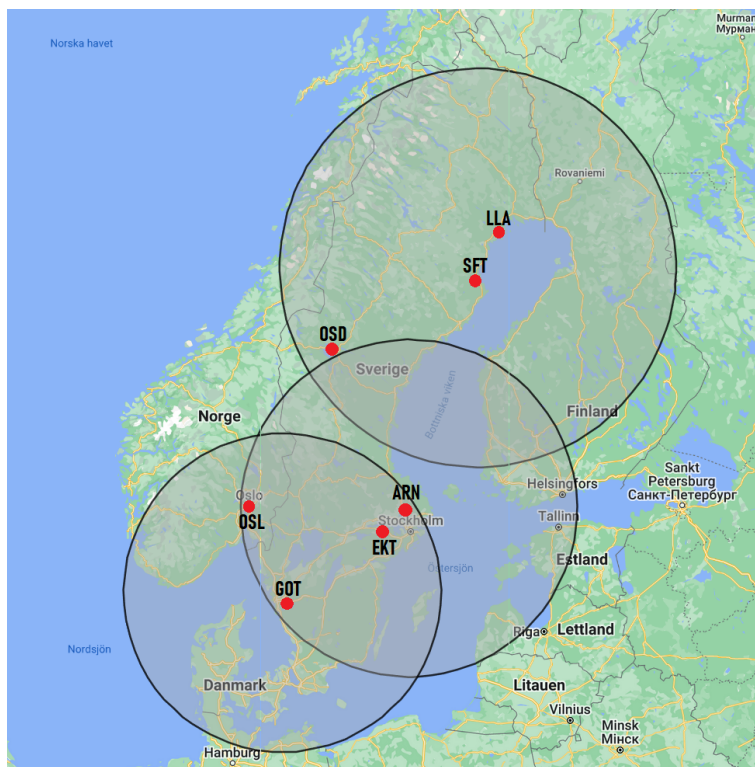
### 6.3 Resultatutvärdering flygplan

I Tabell 5 kan vi se att gångbarheten för vätgasdrift inom flygindustrin beror till stor del på hur mycket bränsle som används och därmed även på hur stor tank det går att sätta i flygplanet. Det uppskattas att flygplanet når maximal distans när en full tank väger 403 kg och rymmer 201 kg vätgas, vilket ska ge en räckvidd på 934 km [50]. Då blir en flygning mellan Göteborg och Luleå omöjlig men det går fortfarande att flyga över stora delar av landet, vilket kan ses i Figur 15.

I praktiken kan det vara mer användbart att titta på hur långt ett flygplan kan åka och sedan komma tillbaka till den ursprungliga flygplatsen, eftersom det enbart kräver att en av flygplatserna har vätgasförmåga. När man räknar med förluster från tankar och tankarnas optimala utformning blir räckvidden istället 427 km, vilket kräver en bränslemängd på 201 kg och en total tankvikt på 402 kg. Från Figur 16 kan vi då se att det räcker med tre flygplatser som har vätgasförmåga för att det ska gå att flyga med vätgasdrivna flygplan till alla Sveriges flygplatser.

En av faktorerna som begränsar flygplanets praktiska utformning är den tillgängliga vikten för värmeväxlaren. Flygplanet förväntas väga 8618 kg varav 2400 kg är reserverat för elektricitetsgenerering. Av det tar bränslecellen och diverse kringssystem upp 1260 kg och tanken tar som mest upp 403 kg. Kvar blir 737 kg till värmeväxlaren om man bortser från eventuella marginaler i tidigare nämnda system. Möjligheten att använda ett 19-PAX flygplan utformat med ett bränslecellssystem bygger starkt





Figur 16: Området man kan nå med en räckvidd på 427 km, givet att möjlighet för vätepåfyllning finns på GOT, ARN och SFT.

på att det går att tillverka en värmeväxlare som har en tillräckligt låg vikt. Med modellen som detta arbetet utvecklats går det inte att designa en värmeväxlare som både kan hantera mängden värme och som väger tillräckligt lite. Med det sagt är det inte omöjligt att andra typer av värmeväxlare kan uppfylla de nödvändiga kriterierna.

Modellen försummar även effekter som en verklig flygplanskonstruktion måste ta i beaktning. Vid beräkningar rörande flygplanets dynamik tas ingen hänsyn till vindar och andra väderfenomen, vilka kan påverka prestandan. Resultaten får därför ses som en grov uppskattning. Metoden betraktas trots detta vara tillräcklig för att ge användbara resultat. Med konservativa indata till flygplansmodellen kan det antas att en mer utförlig modell inte givit ett annorlunda slutresultat.

Flera metoder för att förbättra resultatet finns att tillgå och är bra utgångspunkter för framtida studier. Bränsleförbrukningen ökar när effektkravet ökar, inte enbart för att det krävs mer vätgas för att tillföra mer energi utan även för att verkningsgraden på cellen minskar vid hög belastning. Det går att använda en överdimensionerad bränslecell som har fler celler, vilket leder till att effekten per cell blir lägre. Som illustreras i Figur 8 blir då även strömdensiteten lägre, vilket innebär mindre elektriska förluster och en högre cellspänning. Den högre cellspänningen ger en högre verkningsgrad för hela bränslecellen, alltså kan en överdimensionerad bränslecell användas för att öka verkningsgraden. Att använda sig av en överdimensionerad bränslecell är dock inte utan problem, eftersom en större bränslecell innebär mer

vikt.

Det går dessutom att optimera valet av flygrutt. Parametrarna för flygrutten utgår från ett exempeluppdraget där flygplanet bland annat har en stigningsvinkel på  $4^\circ$  och initial hastighet på 92 m/s. Detta är under den perioden som flygplanet drar mest elektricitet. För att minska på bränslecellens storlek kan vi minimera effektbehovet genom att exempelvis sänka stigningsvinkeln eller sänka starthastigheten. En sänkning av stigningsvinkeln kan däremot medföra att vissa startbanor blir otillgängliga, eftersom flygplanet inte hinner stiga tillräckligt snabbt för att undkomma hinder. Å andra sidan medför en sänkt starthastighet att anfallsvinkeln måste vara större, så vid en höjning av hastigheten måste flygplanets maximala anfallsvinkel tas i beaktning.

Även bränsleförbrukningen påverkas av flygrutten. Genom att minimera max-effekten kan verkningsgraden i bränslecellen ökas och vilket i sin tur minskar bränsleförbrukningen. Ytterligare en effekt som påverkar bränsleförbrukningen är förhållandet mellan dragkoefficienten och lyftkoefficienten. En optimal flygrutt försöker minimera detta förhållande, eftersom det innebär att så liten andel av effekten som möjligt går till att motverka luftmotstånd. För det undersökta flygplanet sker det när anfallsvinkeln är  $6,7^\circ$ . En flygrutt som har den anfallsvinkeln när det lyfter och som har en stigningsvinkel på  $4^\circ$  har en hastighet på 68 m/s. Anfallsvinkeln när flygplanet når marschhöjd är då  $10,2^\circ$ , så flygplanet måste kunna klara av det. Den maximala effekten sjunker då med 31,3%, och bränsleförbrukningen för sträckan GOT - ARN utan nöddistans sjunker med 3,4 kg vätgas. Alternativt går det att minska storleken och därmed vikten på bränslecellen, samtidigt som det även går att minska på kylsystemets vikt. Vid antagande om att vikten av hela bränslecellssystemet förutom tanken är proportionellt mot effekten skulle hela systemet väga 2162 kg vid en sänkning av starthastigheten, väl under kriteriet. Flygplanets viktminskning till följd av bränsleåtgången under flygning är inte heller medräknad. En lägre vikt på flygplanet innebär ett mindre effektbehov för att hålla samma flygrutt, vilket i sin tur medför en lägre bränsleåtgång och en längre räckvidd.

## 6.4 Utvärdering av källor

En stor del av detta arbete har varit att modellera PEMFC och tillhörande, som en del i detta utgick arbetet i början från att försöka återskapa och förbättra andra matematiska modeller men detta visade sig vara svårare än väntat. Då flera av studierna arbetet utgick från inte förklarar varifrån de har fått konstanter och dess värden, att i sin tur behöva hitta dessa konstanter har varit ett en av de mer omfattande delarna av detta arbete. Förhoppningsvis kan detta arbete ge mer klarhet i alla konstanter som användes och hur dessa har härletts. Detta fenomen sågs hos ett flertalet källor som kan anses trovärdiga.

## 6.5 Hybridsystem

Som tidigare nämnt är bränslecellers största styrka att de har en hög energidensitet. Dess största begränsning är dess låga specifika effekt, i alla fall när man tar hänsyn till hela systemet. Detta leder till frågan om det vore möjligt att ha någon form av hybridflygplan, där ena halvan av systemet är baserat på bränsleceller för dess goda egenskaper när det kommer till energidensitet och den andra halvan bestående av ett system som har en hög specifik effekt men tillräckligt med kapacitet för att fortfarande ta flygplanet till marschhöjd. De siffrorna som är intressanta för att utvärdera ett hybridsystem är då helt enkelt specifik effekt och energidensitet. För detta är batterier den tekniken som kan anses ha bäst potential för ett sådant system. Specifikationer för ett modernt batteri går att avläsa från tabell 6

	Energidensitet [Wh/kg]	Specifik effekt [kW/kg]
Batteri	160	0,75

Tabell 6: Specifikationer för ett modernt batteri [66]

Under marschhöjd krävs en effekt på 636,6 kW från cellerna och vid start krävs 1433,3 kW, vilket innebär att den andra halvan av systemet för den givna flygrutten behöver en effekt på 796,8 kW vid start. Det andra kravet på hybridsystemet är att den andra halvan av systemet ska ha tillräckligt hög energidensitet för att faktiskt kunna ta flygplanet till marschhöjd utan att väga mer än bränslecellerna. Mängden energi som krävs för att ta planet till marschhöjd med en stigvinkel på 4 grader är 235,5 kWh. Lyftfasen tar i sin tur 617 sekunder och bränslecellssystemet kommer bidra med 109,2 kWh under denna period. Det innebär att den andra halvan av hybridsystemet behöver ha en kapacitet på 126,3 kWh.

	Energi [kWh]	Maxeffekt [kW]
För att nå marschhöjd	235,5	1433
Bidrag från bränslecellen	109,2	637
Återstående bidrag	126,3	796

Tabell 7: Sammanfattning av vilka krav som ställs på hybridsystemet

Med hjälp av dessa krav går det att räkna ut att hybridsystemets vikt, som går att se i Tabell 8.

	Energidensitet	Specifik effekt
Batteri [kg]	789	1 062

Tabell 8: Hur mycket ett hybridsystem med batterier skulle väga, beroende på om energidensitet eller specifik effekt är den begränsade faktorn

I Tabell 8 presenteras hur mycket ett teoretiskt hybridsystem skulle väga för att ta sig till marschhöjd. Från den går det att avläsa att den begränsande faktorn för ett batteri, likväl som bränsleceller är dess specifika effekt.

Från beräkningarna ser man hur ett hybridssystem mellan bränsleceller och batterier skulle komma med viss viktminskning. Huruvida det är rimligt att använda ett hybridssystem med batterier går dock att ifrågasätta, då det i räkneexemplet resulterar i att det finns en dödvikt på 1062 kg under hela flygningen, gentemot om det hade varit bränsleceller. En annan aspekt som talar för att ett hybridssystem kanske inte är rätt beslut är att fler bränsleceller i sin tur också ökar effektiviteten på systemet när det är på marschhöjd, så om det är möjligt bör ett hybridssystem undvikas. Ett hybridssystem ska på så sätt snarare ses som en nödlösning om det inte är tekniskt möjligt att enbart ha ett flygplan som drivs med hjälp av bränsleceller. Situationen bedöms vara väldigt lik den som återfinns för vägfordon helt enkelt, där fossila och batterihybrider kan ses som mellansteget tills helt eldrivna bilar sjunker i kostnad.

## 6.6 Skillnad mellan teori och praktik

En sak som framgick under arbetet med detta projekt är att det finns en klyfta mellan teoretiska siffror och vad som går att erhålla i praktiken. Eftersom bränslecellsmodellen räknar ut hur många celler samt vad arean på dessa celler är, från den arean går det att uppskatta en vikt på cellnivå. Att sedan sätta ihop cellerna till staplar resulterar i ytterligare viktökning. Siffran som erhålls från de beräkningarna av bränslecellens massa ger en lovande bild för bränslecellens användning inom luftfart. Dessvärre så ser verkligheten helt annorlunda ut, eftersom inte en enda produkt på marknaden kommer i närheten av dessa siffror och som nämnts tidigare i denna rapport så är det på grund av alla system som krävs utöver bränslecellerna. Att ta hänsyn till alla dessa extra delsystem (och deras vikter) är givetvis något som kan beräknas men detta skulle i princip innebära att utveckla ett helt flygplans drivlina, med teknik som fortfarande är relativt ny, är något som helt enkelt kräver mycket mer resurser och tid. Bedömning som gjordes var att de två största vikterna för bränslecellssystemet skulle komma från bränslecellsstacken samt kylsystemet. Övriga delsystemvikter är mindre och har därför uppskattats som en tilläggsfraktion av värmeväxlare, bränslecell och tankvikt.

För att bedöma huruvida ett bränslecellsflygplan är något som kan byggas i praktiken, är det mest intressant att kolla på den specifika energin för ett komplett system. En av aspekterna som skiljer sig mellan PGS100 och IE-Soar 2.4 kW är att den sistnämnda som tidigare nämnts, har kylsystemet inbyggt vilket sannolikt förklarar varför dess specifika energi är lägst. Detta talar för att det sannolikt går att optimera vikten markant på PowerCells produkt om den hade varit avsedd för flygindustrin. Anledning till att exkludera kylsystemet är eftersom detta är högst applikations-specifikt och är något som beräknats i resultatet, därav är det mest intressanta den specifika energin hos en hel stack utan kylsystem. Det är dock oroväckande hur mycket dessa siffror varierar, eftersom dessa subsystem på något sätt resulterar i att den specifika effekt blir så liten som  $1/5$  av vad den ursprungligen är. Att tillverkare inte redovisar hur mycket vikt varje subsystem bidrar med gör det svårare att utvärdera hur realistiskt det är med ett vätgasdrivet flygplan. Av detta går det ironiskt nog att avläsa att det största hindret för ett vätgasdrivet flygplan inte är bränslecellerna i sig utan snarare alla subsystem till cellen i fråga.

## 6.7 Vidare studier

Det förväntade resultatet i början av detta arbete var att det största bekymret för ett vätgasdrivet flygplan sannolikt skulle vara räckvidd. Detta eftersom den största angelägenheten skulle vara hur stor tank som skulle få plats i systemet. Under arbetets gång framgick det att problemet snarare är motsatsen, eftersom vikten hos den mängd vätgas (samt tillhörande tank) som går åt under det specificerade uppdraget är relativt liten jämfört med bränslecellssystemets vikt. Detta belyser en av vätgasdrivna bränslecellers största styrkor, att kunna generera en stor mängd energi på en relativt liten mängd bränsle. Detta gör bränsleceller optimala för användningsområden med en jämn förbrukning, vilket ett flygplan till viss del är, eftersom förbrukningen vid marschhöjd är näst intill konstant. Dessvärre är förbrukningen vid start mer än det dubbla av den vid marschhöjd, vilket i praktiken skulle innebära att hälften av bränslecellernas kapacitet inte skulle behövas under flygningen.

Det är dock värt att skilja på behövas och önskvärt. Eftersom PEMFCs har en förhållandevis låg effektivitet [27] vore det önskvärt att höja denna, ett av sätten att göra detta är att 'köpa effektivitet'. Det går ut på att PEMFC är mer effektiva vid höga spänningar och låga strömmar, så om man helt enkelt har fler celler än vad som behövs och kör dessa på högre spänning går det att få ut samma effekt fast mer effektivt. Under ett specifikt scenario ökade effektiviteten med 42% [27]. Detta skulle i sin tur innebära att räckvidden kan ökas, vilket givetvis är en bonus, men skulle också innebära en ökad vikt på bränslecellen. Beroende på vad man väljer att optimera bränslecellen utefter kommer då styras av dess tillämpning och certifieringskrav.

Mer studier behövs kring värmeväxlare, framförallt värmeväxlare för flygplan. Vid låga temperaturer är det problematiskt att ha en hög värmeproduktion eftersom det är svårt att bli av med mycket värme. Samtidigt är det svårt att lägga till mer yta till en värmeväxlare på ett flygplan eftersom all yta innebär mer luftmotstånd som flygplanet måste kunna överkomma. Det behövs därför testas med fler typer av värmeväxlare än den typen som undersöktes i det här arbetet. Dessutom är det av intresse att titta mer specifikt på var på flygplanet en värmeväxlare kan placeras.

## 7 Slutsats

Vid jämförelse av bränslecellerna framgår det tydligt att PEMFC är den typen av bränslecell som bör användas eftersom den har hög effektdensitet och en acceptabel verkningsgrad. Dessutom går den även att starta snabbt vilket minimerar tidsfördröjningar. Ingående komponenter i bränslecellssystemet är framförallt stapeln, kylsystemet och tanksystemet. Dessa komponenter har mycket hög samverkan och därför bör designen av dem ske tillsammans. För att bränslecellssystemet ska kunna driva ett 19-PAX flygplan måste framförallt bränslecellsstapeln kunna ge ut tillräckligt med effekt. Samtidigt produceras värme beroende på effekten som bränslecellen ger ut och vilken verkningsgrad den har, och denna värmen måste kylsystemet kunna hantera. Verkningsgraden varierar dessutom med effekten, vilket förstärker vikten av att minimera effekten för att minska den överflödiga värmen som måste tas om hand. Dessutom visar projektet att kylsystemet inte lyckades kyla bränslecellen inom viktrestriktionerna, därför behövs längre studier på värmeväxlare för att kunna optimera delsystemet.

Flygplan som drivs av ett bränslecellssystem har stor potential för drift inom Sverige, men det finns stor utvecklingspotential. Räckvidden beror till stor del på hur mycket vätgas som flygplanet kan ta med sig, vilken effekt flygplanet kräver och vilken verkningsgrad bränslecellen har. Med den nuvarande modellen kan flygplanet nå som längst 934 km vilket möjliggör flygningar mellan Göteborg och Stockholm, men även mellan Stockholm och Luleå. Med sådan prestanda bör det gå att bedriva luftfart med vätgasdrift till Sveriges alla flygplatser genom att endast bygga ut vätgasförmåga på fyra flygplatser. Denna prestanda förväntas dessutom gå att förbättra genom att designa om flygplan för att kunna hålla större volymer vätgas, anpassa flygrutten för att minska effektbehovet och använda sig utav bränsleceller med bättre verkningsgrad.

## Referenser

- [1] H. Ritchie. "Climate change and flying: What share of Global CO2 Emissions Come From Aviation?" (Okt. 2020), URL: <https://ourworldindata.org/co2-emissions-from-aviation>.
- [2] WWF. "Cutting aviation pollution", World Wildlife Fund. (2020), URL: <https://www.worldwildlife.org/initiatives/cutting-aviation-pollution> (hämtad 2022-03-21).
- [3] EASA. "Emissions — European Aviation Environmental Report", European Union Aviation Safety Agency. (2022), URL: <https://www.easa.europa.eu/eaer/topics/overview-aviation-sector/emissions> (hämtad 2022-03-03).
- [4] EPA. "Nitrogen Oxides Emissions", United States Environmental Protection Agency. (2018), URL: <https://cfpub.epa.gov/roe/indicator.cfm?i=15> (hämtad 2022-03-21).
- [5] U. Schumann, "The impact of nitrogen oxides emissions from aircraft upon the atmosphere at flight altitudes—results from the aeronox project", *Atmospheric Environment*, årg. 31, nr 12, s. 1723–1733, 1997, ISSN: 1352-2310. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1352-2310\(96\)00326-3](https://doi.org/10.1016/S1352-2310(96)00326-3).
- [6] M. Prussi, A. O'Connell och L. Lonza, "Analysis of current aviation biofuel technical production potential in EU28", *Biomass and Bioenergy*, årg. 130, s. 105371, 2019, ISSN: 0961-9534. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.biombioe.2019.105371>.
- [7] C. Baraniuk, "The largest electric plane ever to fly", *BBC*, 2020. URL: <https://www.bbc.com/future/article/20200617-the-largest-electric-plane-ever-to-fly> (hämtad 2022-03-21).
- [8] Airbus SAS. "ZEROe", Airbus SAS. (), URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe> (hämtad 2022-03-18).
- [9] Cummins Inc. "Hydrogen internal combustion engines and hydrogen fuel cells", Cummins Inc. (2022), URL: <https://www.cummins.com/news/2022/01/27/hydrogen-internal-combustion-engines-and-hydrogen-fuel-cells> (hämtad 2022-03-22).
- [10] EASA. "Aircraft engine NOX emissions — European Aviation Environmental Report", European Union Aviation Safety Agency. (2022), URL: <https://www.easa.europa.eu/eaer/topics/technology-and-design/aircraft-engine-emissions> (hämtad 2022-03-21).
- [11] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Introducing Fuel Cells", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons, Ltd, 2018, kap. 1, s. 1–26, ISBN: 9781118706992. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118706992.ch1>.
- [12] T. Grönstedt, 2022.
- [13] M. Hepperle, "Electric Flight - Potential and Limitations", okt. 2012.
- [14] V. S. Guzha, T. Curtis och V. Borodulin, "Market analysis for small and mid-size commercial turboprop aircraft", *International Journal of Aviation Management*, årg. 2, nr 3/4, s. 121, jan. 2015. DOI: [10.1504/ijam.2015.072376](https://doi.org/10.1504/ijam.2015.072376).

- [15] A. Kurnyta, W. Zielinski, P. Reymer och M. Dziendzikowski, "Operational Load Monitoring System Implementation for Su-22UM3K Aging Aircraft", sept. 2017. DOI: 10.12783/shm2017/13856.
- [16] G. Leigh. "Nothing but a number? aircraft age explained". (sept. 2020), URL: <https://www.flightradar24.com/blog/nothing-but-a-number-aircraft-age-explained/>.
- [17] Viking Air. "What is the expected lifespan of Twin Otter aircraft?" (2022), URL: <https://www.vikingair.com/twin-otter-series-400/twin-otter-answers/what-expected-lifespan-twin-otter-aircraft> (hämtad 2022-04-26).
- [18] G. S. McDougall och D. W. Cho, "Estimating Practical Maximum Flight Hours for General Aviation Turboprop and Jet Aircraft", *Transportation Research Record*, nr 1214, s. 52–55, 1989.
- [19] S. Denby, *Why Electric Planes are Inevitably Coming*. YouTube, juni 2021. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=aH4b3sAs-18>.
- [20] H. E. Sjölin K., "A Proton Exchange Membrane & Solid Oxide Fuel Cell comparison", 2019, Kandidatarbete.
- [21] Office of Energy Efficiency & Renewable Energy. "Comparison of Fuel Cell Technologies". (april 2016), URL: <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/comparison-fuel-cell-technologies> (hämtad 2022-05-03).
- [22] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Molten Carbonate Fuel Cells", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons, Ltd, 2018, kap. 8, s. 207–234, ISBN: 9781118706992. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118706992.ch8>.
- [23] N. Meng, K. H. L. Michael och Y. L. Dennis, "Technological development and prospect of alkaline fuel cells", juni 2006.
- [24] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Phosphoric Acid Fuel Cells", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons, Ltd, 2018, kap. 7, s. 187–206, ISBN: 9781118706992. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118706992.ch7>.
- [25] G. Wang, Y. Yu, H. Liu m. fl., "Progress on design and development of polymer electrolyte membrane fuel cell systems for vehicle applications: A review", *Fuel Processing Technology*, årg. 179, s. 203–228, 2018, ISSN: 0378-3820. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.fuproc.2018.06.013>.
- [26] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Solid Oxide Fuel Cells", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons, Ltd, 2018, kap. 9, s. 235–261, ISBN: 9781118706992. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118706992.ch9>.
- [27] C. Boccaletti, G. Duni, G. Fabbri och E. Santini, "Simulation models of fuel cell systems", *Proc. ICEM, Electrical Machines*, 2006.
- [28] T. Tronstad, H. Høgmoen Åstrand, G. Petra Haugom och L. Langfeldt, *Study on the use of fuel cells in shipping*. 2017. URL: [https://www.safety4sea.com/wp-content/uploads/2017/01/DNV-GL-EMSA-Study-on-the-use-of-Fuel-Cells-in-Shipping-2017\\_01.pdf](https://www.safety4sea.com/wp-content/uploads/2017/01/DNV-GL-EMSA-Study-on-the-use-of-Fuel-Cells-in-Shipping-2017_01.pdf) (hämtad 2022-03-18).
- [29] G. Broers och J. Ketelaar, "High temperature fuel cells", *Industrial & Engineering Chemistry*, årg. 52, nr 4, s. 303–306, 1960.
- [30] A. L. Dicks, "Molten carbonate fuel cells", *Current Opinion in Solid State and Materials Science*, årg. 8, nr 5, s. 379–383, 2004, ISSN: 1359-0286. DOI: 10.1016/j.cossms.2004.12.005.



- [31] A. Kulkarni och S. Giddey, "Materials issues and recent developments in molten carbonate fuel cells", *Journal of Solid State Electrochemistry*, årg. 16, nr 10, s. 3123–3146, 1 okt. 2012, ISSN: 1433-0768. DOI: [10.1007/s10008-012-1771-y](https://doi.org/10.1007/s10008-012-1771-y).
- [32] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Alkaline Fuel Cells", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons Ltd, 2018, kap. 5, s. 135–156, ISBN: 9781118706992. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118706992.ch5>.
- [33] R. Maksel. "What determines an airplane's lifespan?" (1 mars 2008), URL: <https://www.smithsonianmag.com/air-space-magazine/what-determines-an-airplanes-lifespan-29533465/> (hämtad 2022-03-03).
- [34] T. F. Fuller och K. G. Gallagher, "6 - Phosphoric acid fuel cells", i *Materials for Fuel Cells*, ser. Woodhead Publishing Series in Electronic and Optical Materials, M. Gasik, utg., Woodhead Publishing, 2008, s. 209–247, ISBN: 978-1-84569-330-5. DOI: <https://doi.org/10.1533/9781845694838.209>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9781845693305500063>.
- [35] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Proton Exchange Membrane Fuel Cells", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons, Ltd, 2018, kap. 4, s. 67–119, ISBN: 9781118878330. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118878330.ch4>.
- [36] Y. Wang, K. S. Chen, J. Mishler, S. C. Cho och X. C. Adroher, "A review of polymer electrolyte membrane fuel cells: Technology, applications, and needs on fundamental research", *Applied Energy*, årg. 88, nr 4, s. 981–1007, 2011, ISSN: 0306-2619. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2010.09.030>.
- [37] R. Borup, J. Meyers, B. Pivovar m. fl., "Scientific Aspects of Polymer Electrolyte Fuel Cell Durability and Degradation", *Chemical Reviews*, årg. 107, nr 10, s. 3904–3951, 2007. DOI: [10.1021/cr050182l](https://doi.org/10.1021/cr050182l).
- [38] J. Lee, N. Quan, J. Hwang m. fl., "Polymer electrolyte membranes for fuel cells", *Journal of Industrial and Engineering Chemistry*, årg. 12, s. 175–183, mars 2006. DOI: [https://doi.org/10.1007/0-387-26336-5\\_1280](https://doi.org/10.1007/0-387-26336-5_1280).
- [39] H. Tawfik, Y. Hung och D. Mahajan, "Chapter 5 - Bipolar Plate Durability and Challenges", i *Polymer Electrolyte Fuel Cell Degradation*, Boston: Academic Press, 2012, s. 249–291, ISBN: 978-0-12-386936-4. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-386936-4.10005-3>.
- [40] S. Pasupathi, J. C. Calderon Gomez, H. Su, H. Reddy, P. Bujlo och C. Sita, "Chapter 4 - HT-PEMFC Modeling and Design", i *Recent Advances in High-Temperature PEM Fuel Cells*, ser. Hydrogen Energy and Fuel Cells Primers, Academic Press, 2016, s. 32–54, ISBN: 978-0-12-809989-6. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-809989-6.00004-9>.
- [41] R. Omrani, "Chapter 5 - Gas diffusion layer for proton exchange membrane fuel cells", i *PEM Fuel Cells*, G. Kaur, utg., Elsevier, 2022, s. 91–122, ISBN: 978-0-12-823708-3. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-823708-3.00017-1>.
- [42] H. Gasteiger, J. Panels och S. Yan, "Dependence of PEM fuel cell performance on catalyst loading", *Journal of Power Sources*, årg. 127, nr 1, s. 162–171, 2004, Eighth Ulmer Electrochemische Tage, ISSN: 0378-7753. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2003.09.013>.

- [43] V. Yarlagadda, M. K. Carpenter, T. E. Moylan m. fl., "Boosting Fuel Cell Performance with Accessible Carbon Mesopores", *ACS Energy Letters*, årg. 3, nr 3, s. 618–621, 2018. DOI: 10.1021/acsenergylett.8b00186.
- [44] D. Wu, K. Kusada, Y. Nanba m. fl., "Noble-Metal High-Entropy-Alloy Nanoparticles: Atomic-Level Insight into the Electronic Structure", *Journal of the American Chemical Society*, årg. 144, nr 8, s. 3365–3369, 2022. DOI: 10.1021/jacs.1c13616.
- [45] PowerCellution, *PowerCellution P Stack*, 2022. URL: <https://www.datocms-assets.com/36080/1636022110-p-stack-v-221.pdf> (hämtad 2022-04-21).
- [46] —, *PowerCellution Power Generation System 100*, 2022. URL: <https://www.datocms-assets.com/36080/1636022137-power-generation-system-100-v221.pdf> (hämtad 2022-04-21).
- [47] Intelligent Energy Limited, *IE-Soar™ 2.4kW*, jan. 2022. URL: [https://www.intelligent-energy.com/uploads/uploads/ie-soar\\_2.4kw.pdf](https://www.intelligent-energy.com/uploads/uploads/ie-soar_2.4kw.pdf) (hämtad 2022-05-03).
- [48] American Honda Motor Co., Inc. "2021 Clarity Fuel Cell Specifications by Trim". (2022), URL: <https://automobiles.honda.com/clarity-fuel-cell/specs-features-trim-comparison> (hämtad 2022-05-03).
- [49] M. Ellis, M. Von Spakovsky och D. Nelson, "Fuel cell systems: efficient, flexible energy conversion for the 21st century", *Proceedings of the IEEE*, årg. 89, nr 12, s. 1808–1818, 2001. DOI: 10.1109/5.975914.
- [50] E. Ellénius, D. Grahovic, A. Qvarnström, J. Wennersten och E. Åkeson, "Utvärdering av prestanda för regionsflygplan med vätgasframdrift", Chalmers Tekniska Högskola, Göteborg, 2022.
- [51] L. C. Cadwallader och J. S. Herring, "Safety Issues with Hydrogen as a Vehicle Fuel", sept. 1999. DOI: 10.2172/761801. URL: <https://www.osti.gov/biblio/761801>.
- [52] E. Ubong, "Safety issues in hydrogen transportation", i *Proceedings: Electrical Insulation Conference and Electrical Manufacturing and Coil Winding Technology Conference (Cat. No.03CH37480)*, 2003, s. 395–401. DOI: 10.1109/EICEMC.2003.1247916.
- [53] A. Datta, "PEM Fuel Cell MODEL for Conceptual Design of Hydrogen eVTOL Aircraft", National Aeronautics och Space Administration, jan. 2021.
- [54] T. Grönstedt, *Short Range Mission*, 2022.
- [55] "Inför flygning". (maj 2012), URL: <https://www.transportstyrelsen.se/sv/luftfart/Flygresenar/Sakerhet/Fragor--svar-for-flygradda/Infor-flygning/>.
- [56] J. Correa, F. Farret, V. Popov och M. Simoes, "Sensitivity analysis of the modeling parameters used in Simulation of proton exchange membrane fuel cells", *IEEE Transactions on Energy Conversion*, årg. 20, nr 1, s. 211–218, 2005. DOI: 10.1109/TEC.2004.842382.
- [57] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Efficiency and Open-Circuit Voltage", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons, Ltd, 2018, kap. 2, s. 27–41, ISBN: 9781118706992. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118706992.ch2>.
- [58] A. Omran, A. Lucchesi, D. Smith m. fl., "Mathematical model of a proton-exchange membrane (PEM) fuel cell", *International Journal of Thermofluids*,

- årg. 11, s. 100 110, 2021, ISSN: 2666-2027. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijft.2021.100110>.
- [59] A. L. Dicks och D. A. J. Rand, "Operational Fuel-Cell Voltages", i *Fuel Cell Systems Explained*. John Wiley & Sons, Ltd, 2018, kap. 3, s. 43–68, ISBN: 9781118706992. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118706992.ch3>.
- [60] D. Wiley och W. G. Fimbres, *Electroosmotic Drag in Membranes*. In: *Drioli E., Giorno L. (eds) Encyclopedia of Membranes*. Springer, Berlin, Heidelberg. 2016, s. 24. DOI: [https://doi.org/10.1007/978-3-662-44324-8\\_2078](https://doi.org/10.1007/978-3-662-44324-8_2078).
- [61] P. H. Lee, S. S. Han och S. S. Hwang, "Three-Dimensional Transport Modeling for Proton Exchange Membrane(PEM) Fuel Cell with Micro Parallel Flow Field", *Sensors*, nr 3, s. 1475–1487, 2008. DOI: 10.3390/s8031475.
- [62] K. Thanapalan, J. Williams, G. Liu och D. Rees, "MODELLING OF A PEM FUEL CELL SYSTEM", *IFAC Proceedings Volumes*, årg. 41, nr 2, s. 4636–4641, 2008, 17th IFAC World Congress, ISSN: 1474-6670. DOI: <https://doi.org/10.3182/20080706-5-KR-1001.00780>.
- [63] F. P. Incropera och D. P. DeWitt, *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*, 4th Edition. New York City, New York: John Wiley & Sons, Inc., 1996.
- [64] M. Schultze, M. Kirsten, S. Helmker och J. Horn, "Modeling and simulation of a coupled double-loop-cooling system for PEM-fuel cell stack cooling", i *Proceedings of 2012 UKACC International Conference on Control*, 2012, s. 857–863. DOI: 10.1109/CONTROL.2012.6334744.
- [65] T.Grönstedt, C.Xisto, X.Zhao och M.Thoma, "An introduction to the wonderful world of aerospace propulsion", 2021.
- [66] "Battery requirements for future automotive applications". (juli 2019), URL: <https://eucar.be/wp-content/uploads/2019/08/20190710-EG-BEV-FCEV-Battery-requirements-FINAL.pdf> (hämtad 2022-05-05).
- [67] S. S. Zumdahl och D. J. DeCoste, *Chemical principles*, 8. utg. Cengage Learning, 2016, s. 178.
- [68] L. Khotseng, "Fuel Cell Thermodynamics", i *Thermodynamics and Energy Engineering*, P. Vizureanu, utg., Rijeka: IntechOpen, 2019, kap. 1. DOI: 10.5772/intechopen.90141.
- [69] University of Texas. "Heat Capacities for Some Select Substances". (2017), URL: <https://gchem.cm.utexas.edu/data/section2.php?target=heat-capacities.php> (hämtad 2022-05-11).

---

## A Konstanter bränslecell

Parameter	Värde	Förklaring
$p_{\text{H}_2}$	100 000 Pa	Partialtryck för vätgas [58]
$p_{\text{O}_2}$	21 000 Pa	Partialtryck för syrgas [58]
$p_{\text{H}_2\text{O}}$	100 000 Pa	Partialtryck för vattnet [57]
$p_0$	100 000 Pa	Referenstryck [67]
$\Delta G$	-237 100 J/mol	Förändring av Gibbs fria energi [68]
$\Delta S$	-163 J K/mol	Förändring i entropi [68]
$\Delta H$	-285 800 J/mol	Förändring av entalpi [68]
$T_r$	298,15 K	Referenstemperatur [68]
$\xi_1$	-0,948	Experimentell konstant [56]
$\xi_3$	$7,6 \times 10^{-5}$	Experimentell konstant [56]
$\xi_4$	$-1,93 \times 10^{-4}$	Experimentell konstant [56]
$R_C$	$3 \times 10^{-4} \Omega$	Kontaktresistans [56]
$t_m$	$1,78 \times 10^{-6} \text{ m}$	Membranets tjocklek [56]
$A_{\text{cell}}$	$6,4 \times 10^{-3} \text{ m}^2$	Cellens area [56]
$\Psi$	23	Parametrisk koefficient [56]
$m$	$3 \times 10^{-5} \text{ V}$	Experimentell konstant [59]
$n$	$8 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{A}$	Experimentell konstant [59]
$C$	3 F	Inre kapacitans [56]
$U_f$	95 %	Utnyttjandegraden av vätgas [57]
$U_{f, \text{air}}$	50 %	Utnyttjandegrad för syrgas [27],[53]
$\phi_{\text{valve, out}}$	20 %	Andelen gas som släpps ut ur anoden

Tabell 9: Värden för bränslecellens parametrar.

## B Konstanter kylsystem

Symbol	Värde	Förklaring
$h$	20 W/(m <sup>2</sup> K)	Konvektionskoefficient för ekvation 32 från [53].
$\varepsilon$	0,8	Emissionsförmåga för ekvation 33 tagen från [53].
$\sigma$	$5,67 \times 10^{-8}$ W/(m <sup>2</sup> K <sup>4</sup> )	Stefan-Boltzmanns konstant för ekvation 33 tagen från [63].
$E_h$	1,4722 V	Ideal reversibel cellpotential 29 tagen från [53].
$f_s$	0,006	Bråkdel av aktivt område för ekvation 31 tagen från [53].
$m_{stack}$	504 kg	Bränslecellens massa för ekvation 34.
$c_{p,stack}$	897 J/(kg K)	Bränslecellens värmekapacitet för ekvation 34, antagen att vara aluminium [69].
$T_a$	293,15 K	Omgivande temperatur för ekvationer 35, 32 och 33 tagen från [53].
$c_{p,coolant}$	4180 J/(kg K)	Vattnets värmekapacitet för ekvation 35 och 40 tagen från [63].
$c_{p,air}$	1009 J/(kg K)	Luftens värmekapacitet för ekvation 40 tagen från [63].
L	1 m	Längden av rören för ekvation 51.
$\nu_h$	$\frac{340 \leq T_{ref} \leq 355 \text{ K}}{420 \times 10^{-6} \leq \nu_h \leq 343 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}}$	Kinematiska viskositeten värdet beror på $T_{ref}$ för ekvation 49 tagen från [63].
$\mu_c$	$\frac{300 \leq T_{ref} \leq 350 \text{ K}}{18,46 \times 10^{-6} \leq \mu_h \leq 20,82 \times 10^{-6} \text{ kg}/(\text{s m})}$	Dynamiska viskositeten värdet beror på $T_{ref}$ för ekvation 49 tagen från [63].

Tabell 10: Konstanter för Kylsystemet

Symbol	Värde	Förklaring
$\rho_h$	$300 \leq T_{ref} \leq 350 \text{ K}$ $995 \leq \mu_h \leq 971 \text{ kg/m}^3$	Densiteten för vatten för ekvation 56 tagen från [63].
$\rho_c$	$300 \leq T_{ref} \leq 350 \text{ K}$ $1,1614 \leq \mu_h \leq 0,995 \text{ kg/m}^3$	Densiteten för luft värdet beror på $T_{ref}$ för ekvation 49 och 56 tagen från [63].
$k_h$	$300 \leq T_{ref} \leq 350 \text{ K}$ $0,64 \leq k_h \leq 0,668$	Konduktionstal för ekvation 44 tagen från [63].
$k_c$	0,03	Konduktionstal för ekvation 44 tagen från [63].
$Pr_h$	2,45	Prandtltal för ekvation 46 tagen från [63].
$Pr_c$	0,707	Prandtltal för ekvation 45 tagen från [63].
$Prs_c$	0,7	Prandtltal för ekvation 45 tagen från [63].
$\beta_h$	$566 \times 10^{-6}$	Beta för ekvation 51 tagen från [63].
$C_1$	0,27	Konstant för ekvation 45 tagen från [63].
$m$	0,63	Konstant för ekvation 45 tagen från [63].
$X_c$	1	Koefficient för ekvation 53 tagen från [63].
$f_c$	0,2	friktionskoefficient för ekvation 53 tagen från [63].
$\rho_c$	$2710 \text{ kg/m}^3$	Densiteten för aluminium för ekvation 57 tagen från [63].

Tabell 10: Konstanter för Kylsystemet

---

## B.1 Konstanter kylsystem Test 1

Symbol	Värde	Förklaring
$D$	0,015 m	diametern av rören för ekvationer 49, 50, 52 och 55
$S_T$	0,03 m	Distansen mellan rören för ekvation 50
$A_r$	100 m <sup>2</sup>	Aktiva arean för ekvationer 42 och 55
$n_{tubes}$	2100	antalet rör fås från ekvation 55
$u_m$	Flyghastigheten	fås av Matlab koden

Tabell 11: Itererade värden för Test 1

## B.2 Konstanter kylsystem Test 2

Symbol	Värde	Förklaring
$D$	0,08 m	diametern av rören för ekvationer 49, 50, 52 och 55
$S_T$	0,16 m	Distansen mellan rören 50
$A_r$	800 m <sup>2</sup>	Aktiva arean 42 och 55
$u_m$	6 m/s	hastigheten av luft för ekvation 50

Tabell 12: Itererade värden för Test 2

---

## C Flygplansmodell

```
%% Aircraft Model
%% Indata
m=8618; g=9.82; A=37.7; % Mass and wing area for aircraft
% Maximum altitude for mission and emergency
h_max=3962.4; h_reserve=914.4;
% Total ground distance for mission and emergency
d_tot=393000; d_reserve=50000;
% Angle of attack for sections of the mission
y_climb = 4; y_cruise = 0; y_descent = -3;
% Airspeed for sections of the mission
v_climb = 92; v_cruise = 94; v_descent = 79;

%% To vectors
y_ls = [y_climb,y_cruise,y_descent,y_climb,y_cruise,
        y_descent];
v_ls = [v_climb,v_cruise,v_descent,v_climb,v_cruise,
        v_descent];
d1 = h_max/tand(y_climb);
d3 = -h_max/tand(y_descent);
d2 = d_tot-d1-d3;
d4 = h_reserve/tand(y_climb);
d6 = -h_reserve/tand(y_descent);
d5 = d_reserve-d4-d6;
d_ls = [d1, d2, d3, d4, d5, d6];

%% Initialize some variables
x0 = 0; z0 = 0; x = []; z = []; y = [];
v = []; s = []; a = []; t = [];

%% Calculation
for i=1:length(y_ls)
    xi = linspace(0,d_ls(i),100);
    x = [x,x0+xi];
    zi = xi.*tand(y_ls(i));
    z = [z,z0+zi];

    y = [y,y_ls(i)*ones(1,100)];
    v = [v,v_ls(i)*ones(1,100)];
    s = [s,d_ls(i)/v_ls(i)/100*ones(1,100)];

    x0 = x(length(x));
    z0 = z(length(z));
end

for i=1:(100*length(y_ls))
```



---

```

        a = [a, alpha(y(i), v(i), z(i), m, g, A)];
        t = [t, thrust(y(i), v(i), z(i), m, g, A)];
end

% Efficiency
eta=0.87*0.98*0.9;
p = t.*v.*cosd(a)/eta;

plot(x,p);

%% Calculates alpha based on y-position, altitude and
    airspeed
function alph=alpha(y,v,h,m,g,A)
rho = 1.225 - 9.5*10^-5*h;
%% Calculation
Cl = @(a)0.102*a+0.102;
Cd = @(a)0.0005*a^2-0.0008*a+0.0284;

Fl = @(a)1/2*Cl(a)*rho*A*v^2;
Fd = @(a)1/2*Cd(a)*rho*A*v^2;

fun = @(a)tand(a+y)-(Fd(a)*sind(y)-Fl(a)*cosd(y)+m*g)/(Fd
    (a)*cosd(y)+Fl(a)*sind(y));
alph = fsolve(fun,7);

%% Calculates thrust based on y-position, altitude and
    airspeed
function t=thrust(y,v,h,m,g,A)
rho = 1.225 - 9.5*10^-5*h;

Cl = @(a)0.102*a+0.102;
Cd = @(a)0.0005*a^2-0.0008*a+0.0284;

Fl = @(a)1/2*Cl(a)*rho*A*v^2;
Fd = @(a)1/2*Cd(a)*rho*A*v^2;
Ft = @(a)(Fl(a)*sind(y)+Fd(a)*cosd(y))/cosd(a+y);
t=Ft(alpha(y,v,h,m,g,A));

```