



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Masterarbeit

Dominic Marcel Meyer

Entwicklung einer Methode zur modellbasierten Vorauslegung der Energiesysteme eines wasserstoffbetriebenen Propeller-Flugzeuges

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Dominic Marcel Meyer

**Entwicklung einer Methode zur
modellbasierten Vorauslegung der
Energiesysteme eines
wasserstoffbetriebenen
Propeller-Flugzeuges**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Kay Kochan
Zweitprüfer: Prof. Dr. Martin Wagner

Abgabedatum: 14.09.2022

Zusammenfassung

Dominic Marcel Meyer

Thema der Masterthesis

Entwicklung einer Methode zur modellbasierten Vorauslegung der Energiesysteme eines wasserstoffbetriebenen Propeller-Flugzeuges

Stichworte

Wasserstoffantrieb, Flüssigwasserstoff, Vorauslegung, Alternative Flugzeugantriebe, Flugzeugsysteme, Kryogentank, Propellerflugzeug, Klimaanlage, Brennstoffzelle, MATLAB, Simscape

Kurzzusammenfassung

Diese Arbeit analysiert die Flugzeugsysteme eines Wasserstoffflugzeuges. In der ersten Phase wird ein ATR72-600 als wasserstoffbetriebene Variante mit Brennstoffzellen nachdimensioniert. Anschließend werden die Anpassungen der Systeme aufgrund des Treibstoffwechsels durchgeführt. Für das Treibstoffsystem und die Klimaanlage werden die thermodynamischen Vorgängen analytisch beschrieben. Die Modellierung zusammen mit dem Antriebssystem durch Brennstoffzellen und des elektrischen Systems ist mit der Simscape Umgebung in MATLAB Simulink geplant. Aufgrund zeitlicher Begrenzung ist das Modell nicht vollständig und konnte nicht mehr an dem Referenzflugzeug getestet werden.

Dominic Marcel Meyer

Title of the paper

Developing a method for model-based preliminary design of the energy systems of a hydrogen powered propeller-aircraft

Keywords

Liquid Hydrogen, Hydrogen propulsion, preliminary design, SAF Aircraft Systems, Kryotank, Propeller aircraft, ECS, Air conditioning, MEA, Fuel Cell, MATLAB, Simscape

Abstract

This report considers the aircraft systems of an hydrogen powered aircraft. In the first part, a preliminary design of an hydrogen powered version of the ATR72-600 with fuel cells is accomplished. Due to use of hydrogen as fuel, the adjustments in the aircraft systems are discussed. The thermodynamic processes of the fuel system and the ECS are described with an analytical method. The model of these systems, including the fuel cell system and the ECS is implemented with the Simscape environment in MATLAB Simulink. Due to the lack of time, the model couldn't be finished and an evaluation of the pre-designed reference aircraft. Considering the limited time, the model couldn't be completed and an evaluation of the previously mentioned reference aircraft wasn't possible.



Aufgabenstellung

Titel der Masterarbeit:

Entwicklung einer Methode zur modellbasierten Vorauslegung der Energiesysteme eines wasserstoffbetriebenen Propeller-Flugzeuges

Matrikel-Nr.: [REDACTED]

Verfasser: Dominic Marcel Meyer

Betreuer: Kay Kochan

Ausgabe: 14.03.2022

Abgabe: 14.09.2022

Ausgangssituation: Der erhöhte CO₂ Ausstoss durch die Industrie und die täglichen Fortbewegungsmittel erzeugt einen Schaden für die Umwelt, deren Auswirkungen immer gravierender zu spüren sind. Um die irreversiblen Auswirkungen abzuwenden, ist ein Umdenken nach alternativen Energieträgern gefordert. Von der Politik wird eine Reduzierung der Treibhausgase um 88% bis 2040 gefordert.

In der Luftfahrtindustrie bietet sich mit Wasserstoff angetriebenen Flugzeugen ein alternativer und emissionsloser Treibstoff als Alternative. Von den verschiedenen Flugzeugherstellern sind bereits erste Konzeptideen, sowie erste Prototypen veröffentlicht worden.

Zielsetzung: Ziel dieser Arbeit ist ein besseres Verständniss für die Flugzeugsysteme von Wasserstoff angetriebenen Flugzeugen zu schaffen. Durch ein Modell soll die varibale Auslegung für die Energiesysteme von Wasserstoff betriebenen Flugzeugen ermöglicht werden. Zur Veranschaulichung des Modells wird das ATR72-600 in Anlehnung an der Turboprop-Modell der ZEROe-Reihe von Airbus nachdimensioniert und durch zugängliche Parameter die Werte für die Flugzeugsysteme bestimmt.

Vorgehensweise und Arbeitsmethodik:

- Eingrenzung der Flugzeugsysteme
- Dimensionierung des Flugzeuges, beginnend beim Treibstoffsystem
- Entwurf der zu modellierenden Systeme
- Programmierung des Modells mittels MATLAB Simulink
- Anwendung des Modells am ATR72-600 als Wasserstoffvariante
- Diskussion der Berechnungsergebnisse

Hamburg, den 14.03.2022

Prof. Dr.-Ing.
Kay Kochan

Prof. Dr.
Martin Wagner

Inhalt

Abbildungsverzeichnis	VI
Tabellenverzeichnis	VIII
Abkürzungsverzeichnis	X
Symbolverzeichnis	XI
Indizeverzeichnis	XIII
1 Einleitung	1
1.1 Problemstellung und Ziele der Arbeit	2
1.2 Abgrenzung des Themas	4
1.3 Aufbau	4
2 Flugzeugentwurf	5
2.1 Methodologie	5
2.2 Dimensionierung Referenzflugzeug	6
2.3 Dimensionierung Wasserstoffvariante von Referenzflugzeug	9
2.4 Missionsprofil und Umgebungsbedingungen	17
3 Flugzeugsysteme	19
3.1 Definition beteiligter Systeme eines Wasserstoffflugzeuges	19
3.1.1 Hauptsysteme	20
3.1.2 Nebensysteme	27
3.2 Entwurf zu modellierender Systeme	32
3.2.1 Kraftstoffsystem	34
3.2.2 Klimaanlage	40
3.2.3 Bordstromversorgung	45
4 Programmierung	46

5 Diskussion der Ergebnisse	47
6 Zusammenfassung	48
7 Ausblick	50
Literaturverzeichnis	51
Anhang	64

Abbildungsverzeichnis

1.1	Methodologie für Auslegungsprozess von Flugzeug (In Anlehnung an MATTINGLY et al. 1987, RAYMER 2018, ROSKAM 2005)	2
1.2	Die geplante Wasserstoffvariante der Do328 (H2FLY 2022) und das Propellerflugzeug der AIRBUS ZEROe-Reihe (AIRBUS 2020)	3
2.1	Methodologie für die Vorauslegung der Flugzeugentwürfe und -systeme.	6
2.2	Klasse 1- und Klasse 2- Massenabschätzungen (In Anlehnung an VONHOFF 2021)	8
2.3	Antriebsstrang für einen Pod mit den Wirkungsgraden und Leistungen der Komponenten. (Darstellung in Anlehnung an HOOGENDOORN 2018)	10
2.4	Dichte von Wasserstoff in Abhängigkeit von Temperatur und Druck (KUNZE 2010)	14
2.5	Tankgeometrie (WINNEFELD et al. 2018)	15
2.6	Aufbau der Tankisolationsschichten (In Anlehnung an WINNEFELD et al. 2018)	16
2.7	Flugmission	17
3.1	Elektrische Klimaanlage mit Bootstrap-System (SLINGERLAND et al. 2008)	21
3.2	Elektrische Systemarchitektur der ATR72-600 (Darstellung in Anlehnung an ATR 1999)	23
3.3	Versorgungskonzept des Tanks zur Brennstoffzelle mit Schnellablassventil (roter Pfeil)	25
3.4	Der Ablaufprozess im Wasser-/Abwassersystem. Blaue Linien: Frischwasser; braune Linien: schmutziges Wasser; grüne Linien: chemische Spülflüssigkeit.	30
3.5	Zusammenhänge der Hauptsysteme, bestehend aus Tanksystem, Klimaanlage, Brennstoffzelle und Elektrosystem	33
3.6	Einteilung der Zonen für die freie Konvektion im Inneren des Tanks (WINNEFELD et al. 2018)	36
3.7	Tankvolumen in Abhängigkeit von der Füllstandshöhe im Kryogentank	37

3.8	Dampfdruckkurve von Wasserstoff mit den Dichten der flüssigen und gasförmigen Phase (In Anlehnung an (BABEL 2019))	39
3.9	Intensität Sonneneinstrahlung über Höhe aus MIL-E-38453A adaptiert .	41
3.10	Kabinenhöhe in Abhängigkeit der Flughöhe (In Anlehnung an ATR 1999)	44

Tabellenverzeichnis

2.1	Vergleich der Kennwerte aus dem eigenständigem Entwurf und dem Original ATR72-600 (ATR 2022a)	7
2.2	Klasse 2 Masseabschätzung für die Kerosinvariante des ATR72-600	8
2.3	Auszug der berechneten Massen für die LH_2 -ATR72-600 Variante.	16
2.4	Flugphasen der betrachteten Flugmission mit den Phasendauern (In Anlehnung an ATR72 F.C.O.M. 1999)	17
2.5	Wetterdaten aus MIL-HDBK-310 mit einer Häufigkeit von 1%	18
3.1	Auflistung der ausgewählten Flugzeugsysteme nach S1000d	20
3.2	Allgemeine Kennzahlen für die Berechnungen der Wärmeübertragung	34
3.3	Korrekturfaktor nach GNIELINSKI 1975	35
3.4	Gaskonstanten von Antoine für Wasserstoff (YAWS 2015)	40
A.1	Kennwerte ATR72-600 Flugzeugentwurf (Original) (NITA 2008)	65
A.2	Parameter für die Berechnung der Flügelmasse nach (TORENBEEK 1988, Scholz 2005)	66
A.3	Parameter für die Berechnung der Masse von Treibstoffsystem in Anlehnung an RAYMER 2018	67
A.4	Parameter für die Berechnung der System- und Antriebsstrangmasse in Anlehnung an Scholz 2005	67
A.5	Parameter für die Berechnung der Rumpfmasse in Anlehnung an Scholz 2005	68
A.6	Parameter für die Berechnung der Gondel- und Triebwerksmasse in Anlehnung an Scholz 2005	69
A.7	Wirkungsgrade von Antriebsstrang	70
A.8	Komponenten der Brennstoffe und der Leistungselektronik VONHOFF 2021	70
A.9	Parameter für die Berechnung in Anlehnung an VONHOFF 2021	71
A.10	Komponentenmassen von Brennstoffzelle	71
A.11	Parameter für die Berechnung der Masse von Treibstoffsystem in Anlehnung an RAYMER 2018	72

A.12 Parameter für die Berechnung der Tankmasse	73
A.13 Parameter für die Berechnung der Rumpfmasse des ATR72-600 LH_2 in Anlehnung an Scholz 2005	74
A.14 Allgemeine Kennzahlen für die Berechnungen der Wärmeübertragung .	75

Abkürzungsverzeichnis

APU	<i>Auxiliary Power Unit</i> (deutsch: Hilfstriebwerk)
ATA	Air Transport Association of America
ASD	Aerospace and Defense Industries
AIA	Aerospace Industries Association
CAC	<i>Cabin Air Compressor</i> (deutsch: Kompressor im Bootstrap-System der Klimaanlage)
ECS	<i>Environmental Control System</i> (deutsch: Klimaanlage)
FC	Brennstoffzelle
FTFR	<i>Fuel Tank Flammability Reduction</i> (deutsch: Reduzierung der Entflammbarkeit des Treibstofftanks bei Flugzeugen)
GH₂	<i>Gaseous Hydrogen</i> (deutsch: Gasförmiger Wasserstoff)
IFE	<i>In-Flight-Entertainment</i> (Elektronische Geräte die den Passagieren zur Unterhaltung während der Flugreise bereitstehen)
LH₂	<i>Liquid Hydrogen</i> (deutsch: Flüssiger Wasserstoff)
MLI	<i>Multi-Layer-Insulation</i> (Spezielle Isolationsfolie bestehend aus mehreren Lagen)
MTOM	<i>Maximal Take-Off Mass</i> (deutsch: Höchstabfluggewicht [kg])
nmi	Nautische Meile (1 nmi = 1,852 km)
OEM	<i>Operational Empty Mass</i> (deutsch: Leergewicht [kg])
PAX	Passagier
SAF	<i>Sustainable Aviation Fuel</i> (deutsch: Alternativer Flugkraftstoff)
SHP	<i>Shaft Horse Power</i> (deutsch: Wellenleistung; 1 shp = 735,5 W)

Symbolverzeichnis

Symbol	Bedeutung	Einheit
A	Benetzte Oberfläche	m^2
a	Temperaturleitfähigkeit	$\frac{m^2}{s}$
α	Wärmeübergangskoeffizient	$\frac{W}{m^2 \cdot K}$
a, b, c	Ellipsoid Achse	m
A, B, C	Stoffspezifische Konstanten	—
β	Wärmeausdehnungskoeffizient	$\frac{1}{K}$
b_{ref}	Referenzparameter	—
b_s	Spannweite	$[m]$
c_p	spezifische Wärmekapazität	$\frac{J}{kg \cdot K}$
η	dynamische Viskosität	$\frac{kg}{m \cdot s}$
ϵ	Höhe	m
G	Strahlung	$\frac{W}{m^2}$
γ_{trim}	Umleitungsfaktor Kühlmaschine	—
h	Höhe	m
h_t	Füllstandshöhe Tank	m
K	Elastizitätsgrenze	$\frac{N}{m^2}$
κ	Isotropenexponent Luft	—
L	Charakteristische Länge	m
l	Länge	m
λ	Wärmeleitfähigkeit	$\frac{W}{m \cdot K}$
λ, ϕ, ψ	Schweißeffizienz	—
l_s	Länge zylindrischer Teil Tank	—
l_t	Länge Endkappen Tank	—
\dot{m}	Massenstrom	$\frac{kg}{s}$

Symbol	Bedeutung	Einheit
Ma	Mach Zahl	—
m_{MZF}	Flugzeugmasse mit max. Treibstoff	[kg]
N	Anzahl	—
ν	kinematische Viskosität	$\frac{m^2}{s}$
O	Oberfläche	m^2
ω	Strömungsgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
ω	Bezugsgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
P	Leistung	W
p	Druck	Pa
Π_{CAC}	Kompressionsverhältnis	—
Q	Wärmemenge	J
\dot{Q}	Wärmestrom	W
R	Thermischer Widerstand	$\frac{K}{W}$
ρ	Dichte	$\frac{kg}{m^3}$
S	Sicherheitsfaktor	—
s	Wanddicke	m
S_w	Flügelfläche	[m ²]
T	Temperatur	K
t	Zeit	s
t_{anto}	Temperatur in Antoine Gleichung	°C
r_r	Tragflächendicke	[m]
τ	Transmissivität	—
θ_{einf}	Einfallwinkel Sonneneinstrahlung	[Grad]
v	Schweißeffizienz	—
V	Volumen	m ³

Indizeverzeichnis

Indize	Bedeutung
∞	Umgebung
12	Zwischen Körper 1 und 2
<i>anto</i>	Antoine
<i>air</i>	Luft
CAC	Klimaanlagenkompressor
<i>comp</i>	Kompressor
<i>d</i>	Diffuser
<i>diff</i>	Differenz
ECS	Klimaanlage
<i>eff</i>	effektiv
<i>einf</i>	Einfall
<i>em</i>	Elektromotor
<i>en</i>	Triebwerk
<i>ex</i>	außen
<i>fl</i>	flüssig
<i>fuelsystem</i>	Treibstoffsystem
<i>fus</i>	Rumpf
H ₂	Wasserstoff
<i>hx</i>	Wärmetauscher
<i>in</i>	innen
<i>ins</i>	Isolierung
<i>kab</i>	Kabine
<i>lam</i>	laminar
<i>loss</i>	Verlust
<i>min</i>	minimum
<i>out</i>	Auslass

Indize	Bedeutung
<i>p</i>	Pack
<i>pers</i>	Personen
<i>skin</i>	Haut
<i>solar</i>	Sonne
<i>sph</i>	Kugel
<i>TF</i>	Teilfläche
<i>turb</i>	turbulet
<i>tot</i>	total
<i>vap</i>	Dampfbremsfolie
<i>vent</i>	Entlüftung
<i>w</i>	Wand
<i>ws</i>	Wärmestrahlung
<i>wl</i>	Wärmeleitung
<i>zyl</i>	Zylinder
<i>zirk</i>	zirkulierend

1 Einleitung

Die ersten Forschungen zum Thema Wasserstoff als alternativer Antrieb für Flugzeuge gehen auf Daniel Brewer während der Ölkrise im Jahr 1970 zurück. Für ihn war schon damals ein Wechsel auf alternative Treibstoffe vorhersehbar, da die Vorkommen von fossilen Energieträgern auf der Erde begrenzt sind.(BREWER 1991) Zu den Kerosinalternativen, auch *Sustainable Aviation Fuel (SAF)* genannt, zählen vor allem syntetisches Kerosin, Batterien und Wasserstoff. Synthetisches Kerosin wird aus Biomasse, Abfällen oder durch Bindung von Kohlenstoffdioxid mit diesen erzeugt. Teilweise wird in diesen Treibstoffen bereits Wasserstoff eingebunden.(KLIMASCHUTZ-PORTAL 2022) Die Energiedichte von Batterien ist zu gering und wird wahrscheinlich nur für kleine Kurzstreckenflugzeuge eingesetzt werden.(Clean Sky 2 Ju et al. 2020) Wasserstoff kann durch Verbrennung in Turbinen eingesetzt werden oder als emissionsloser Treibstoff in Brennstoffzellen, mit Elektromotoren die Propeller antreiben. Aufgrund des höheren Energiegehalts von Wasserstoff, verglichen mit Kerosin, kann vor allem durch Flüssigwasserstoff ein geringeres Treibstoffgewicht erzielt werden und zusätzlich als Kühlmittel genutzt werden.(BREWER 1991)

Um die gesetzten Klimaziele des „Flightpath 2050“ von ACARE(ACARE 2022) einzuhalten und um die schädlichen Emissionen in der Luftfahrt zu reduzieren, arbeiten vermehrt Hochschulen, wie auch die Industrie an der Entwicklung von wasserstoffbetriebenen Flugzeugen. Als Beispiel sind unter anderem die Universität Aachen mit „HYZERO“ („HYZERO“ 2021), die TU Delft mit „Green Flying“ (JUSCHUS & DSE GROUP 08 2018) und die HAW Hamburg mit dem „Grünen Frachter“(SCHOLZ & D. SEECKT 2010) zu nennen.

Airbus und ZeroAvia haben erste Konzepte für mit Brennstoffzellen und Wasserstoff betriebenen Flugzeugflotten für den Einsatz ab 2024 veröffentlicht. Beginnend mit der Entwicklung von Kurzstrecken-Propellerflugzeugen, sollen am Ende Blended-Wing-Body (*Nurflügler*) mit einer Reichweite von 2000 - 5000 nmi umgesetzt werden.(AIRBUS 2020, ZEROAVIA 2022) In Deutschland ist vor allem die Firma H2FLY zu nennen. Ihr Testflugzeug HY4, angetrieben mit Batterien, Brennstoffzellen und Wasserstoff, hat bereits mehrere Testflüge erfolgreich absolviert.

Bis 2025 soll eine Variante der Dornier 328 (Projekt 328H2-FC), mit dem gleichen Antriebskonzept in die Praxis umgesetzt werden. (H2FLY 2022, VAN GEENEN 2022, PENNER 2021)

1.1 Problemstellung und Ziele der Arbeit

Der Auslegungsprozess, wie nachfolgend in Abb. 1.1 dargestellt, beginnt mit den Kundenanforderungen und Missionsspezifikationen. In der Vorauslegung werden die einzelnen Komponenten basierend hierauf ausgelegt. Das Zusammenwirken der einzelnen Teile, deren Beziehung zueinander und Funktionen, wird in den Flugzeugsystemen untersucht (WATOG 1992). Untersuchungen zu Flugzeugsystemen von Wasserstoffflugzeugen sind in der Literatur kaum verfügbar. Lediglich in BRAY et al. 2022 findet eine Übersicht der Änderungen von Flugzeugsystemen bei der Verwendung von Wasserstoff als Treibstoff statt. In SLINGERLAND et al. 2008, STÜCKL 2016 und JUSCHUS & DSE GROUP 08 2018 wird das *Environmental Control System (ECS)* (zu deutsch: Klimaanlage) im Zuge des Auslegungsprozesses kurz betrachtet. Die letzten beiden Arbeiten untersuchen zudem den Eis- und Regenschutz.

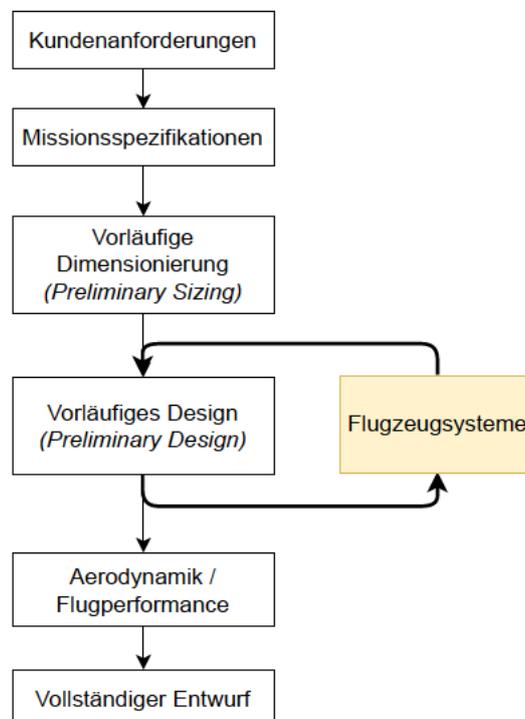


Abbildung 1.1: Methodologie für Auslegungsprozess von Flugzeug (In Anlehnung an MATTINGLY et al. 1987, RAYMER 2018, ROSKAM 2005)

Ziel dieser Arbeit ist es, zum Einen die beteiligten Systeme zu spezifizieren und die Änderungen nach den aktuellen Möglichkeiten aufzuzeigen. Zum Anderen sollen die Zusammenhänge der beteiligten Systeme aufgestellt und in einer Methode parametrisch gefestigt werden. An einem vorher definierten Referenzflugzeug, welches den Zulassungskriterien nach CS-25 bzw. FAR-25 entspricht, wird diese Methode anhand einer gewöhnlichen Flugmission getestet. Laut Clean Sky 2 Ju et al. 2020 sind Propellerflugzeuge aufgrund ihres geringeren Verbrauchs als erstes für den Antrieb mit wasserstoffbetriebenen Brennstoffzellen geeignet. Zudem wird in Anlehnung an das geplante Wasserstoff-Propellerflugzeug der AIRBUS ZEROe-Reihe das Propellerflugzeug ATR72-600 als Referenzflugzeug ausgewählt. Das Propellerflugzeug der AIRBUS ZEROe-Reihe und die geplante Wasserstoffvariante der Do328 von H2Fly sind zur Veranschaulichung in Abbildung 1.2 dargestellt.

Die Ziele lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Spezifizierung und Definition beteiligter Flugzeugsysteme
- Notwendige Änderungen und Zusammenwirken der Flugzeugsysteme
- Erstellen von parametrisiertem Modell
- Anwendung der Methode an Referenzflugzeug ATR72-600 über Flugmission



Abbildung 1.2: Die geplante Wasserstoffvariante der Do328 (H2FLY 2022) und das Propellerflugzeug der AIRBUS ZEROe-Reihe (AIRBUS 2020)

1.2 Abgrenzung des Themas

Die Voraussetzungen und Systembetrachtungen betreffen ein ziviles Kurzstrecken-Propellerflugzeug gemäß den Zulassungskriterien nach CS-25 bzw. FAR-25. Als Treibstoff wird gasförmiger und flüssiger (kryogener) Wasserstoff betrachtet. Der Antrieb erfolgt als Hybrid-System mittels Brennstoffzellen und Batterien, welche mit Hilfe von Elektromotoren die Propeller antreiben. Für diese Arbeit werden die ermittelten Flugzeugsysteme in Haupt- und Nebensysteme eingeteilt. Die Ermittlung notwendiger Änderungen findet für beide Arten statt. Das zu erstellende Modell beinhaltet die Zusammenhänge und Funktionen der Hauptsysteme.

Abweichende Treibstoffalternativen, Antriebssysteme oder Flugzeugkonfigurationen zu den hier genannten werden nicht betrachtet. Der Widerstand, aerodynamische Kennwerte und die Betriebskosten werden im Zuge des Auslegungsprozesses ebenfalls vernachlässigt. Da der Fokus auf den Flugzeugsystemen liegt, werden die ausgewählten Komponenten ebenso wie die Materialien, Materialstärken und Konfigurationen lediglich kurz erläutert. Ein Vergleich möglicher Alternativen findet nicht statt.

1.3 Aufbau

In Kapitel 2 wird das ATR72-600 als Kerosin- und Wasserstoffvariante nachdimensioniert. Hierfür wird eine gewöhnliche Flugmission erstellt und dessen Ablauf beschrieben. In Kapitel 3 erfolgt die Spezifizierung und Unterteilung der beteiligten Flugzeugsysteme eines Wasserstoffflugzeuges. Die Zusammenhänge und Änderungen werden ebenfalls in diesem Abschnitt aufgezeigt. Die Umsetzung der Methode in MATLAB Simulink wird in Kapitel 4 beschrieben. Eine Diskussion der Ergebnisse ist in Kapitel 5 vorgesehen. Abschließend behandelt Kapitel 6 und 7 die Zusammenfassung der gesamten Arbeit sowie einen zukünftigen Ausblick.

Eine detaillierte Auflistung der verwendeten Formeln und Parameter ist zur besseren Nachvollziehbarkeit im Anhang ab [A.2](#) zu finden.

2 Flugzeugentwurf

In diesem Abschnitt gibt die Methodologie einen Überblick über die nachfolgende Vorauslegung des ATR72-600 als Kerosin- und Wasserstoffvariante. Im Anschluss wird die Flugmission und deren Ablauf für die Anwendung der Methode erstellt.

2.1 Methodologie

Der Ablauf der Vorauslegung ist nachfolgend in Abbildung 2.1 dargestellt. Das ATR72-600 wird in der Standard-Ausführung mit 70 Passagieren (PAX) und einer Reichweite von 800 nmi nachdimensioniert. Die Änderungen, welche sich in Bezug eines Wasserstoffantriebes ergeben, werden in einer Klasse 1- und 2-Massenabschätzung in der Kerosinvariante erfasst und für die Wasserstoffvariante angepasst. Aus den Wirkungsgraden des Antriebsstrangs ergibt sich die zu produzierende Leistung der Brennstoffzelle (P_{FC}). Hiermit kann die Masse an Wasserstoff (m_{H_2}) bestimmt werden. Wasserstoff wird in flüssiger Form (Liquid Hydrogen (LH₂)) in einem Kryogentank gelagert. Das Tankvolumen (V_{tank}) und -gewicht beeinflusst die Abmessungen des Rumpfes und den Schwerpunkt. Je nach Position und Anzahl der Tanks, werden die Flügel dimensioniert. Als Startwert der Konvergenzprüfung von erzeugten Leistungen der Brennstoffzelle und Massen wird die Gesamtmasse (Maximal Take-Off Mass (MTOM)) aus der Kerosinvariante verwendet.

Die Definition und Spezifizierung der Änderungen der Flugzeugsysteme, welche sich durch den Treibstoffwechsel ergeben, werden unabhängig von der Flugzeugkonfiguration durchgeführt. Ebenso sind die aufgezeigten Zusammenhänge auf andere Wasserstoffflugzeuge übertragbar. Die Ausformulierung der physikalischen und thermodynamischen Zusammenhänge in der Methode wiederum ist auf das vorher definierte Propeller-LH₂-Referenzflugzeug ausgelegt. Eine allgemeine Auslegung der Formeln im späteren Modell soll eine Übertragbarkeit auf andere Wasserstoff-Propellerflugzeuge berücksichtigen.

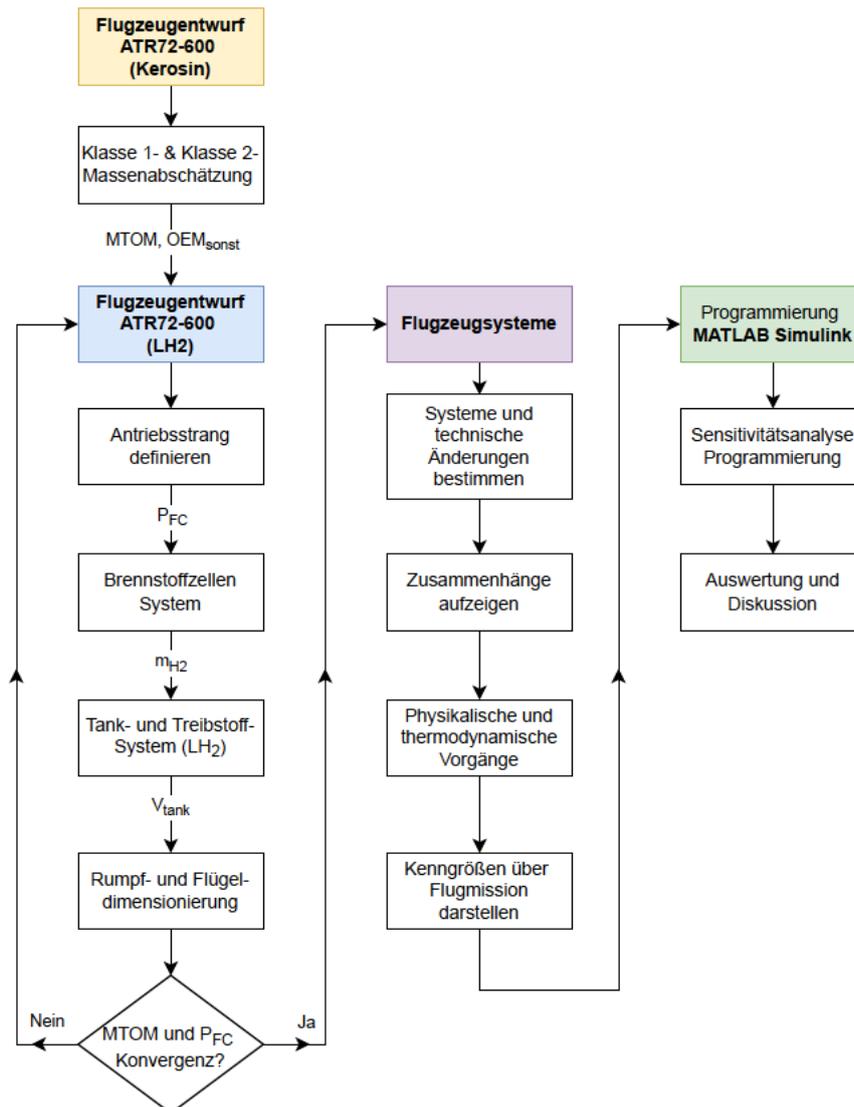


Abbildung 2.1: Methodologie für die Vorauslegung der Flugzeugentwürfe und -systeme.

2.2 Dimensionierung Referenzflugzeug

Das ATR72-600 wird als ziviles Verkehrsflugzeug mit einer Kapazität von 70 PAX, einer Reichweite von 800 nmi und einer Reise Flughöhe von 20 000 ft mit einer Reisegeschwindigkeit von Mach 0,452 ausgelegt. Der Antrieb erfolgt über zwei Pratt & Whitney PW127XT-M-Turboprop Triebwerke mit einer maximalen Leistung von 2750 SHP pro Triebwerk. (ATR 2022a)

Die Methode für die Vorauslegung stammt von Scholz 2005. Darin werden die Auslegungsansätze von verschiedenen Autoren verglichen und Anpassungen in der Berechnungsweise und den Konstanten vorgenommen, um für die jeweilige Flugzeugkonfiguration eine möglichst realistische Auslegung zu gewährleisten. Seine Methode ist in dem von ihm frei verfügbaren Programm PreSTo (SCHOLZ 2021) in einem Excel-Dokument eingebunden hinterlegt. Eine Darstellung der ermittelten Parameter ist nachfolgend in Tabelle 2.1 gegeben. Der komplette Rechenweg und eine Auflistung der verwendeten Parameter ist im Anhang in A.1 zu finden.

Tabelle 2.1: Vergleich der Kennwerte aus dem eigenständigem Entwurf und dem Original ATR72-600 (ATR 2022a)

Beschreibung	ATR72-600 Original	ATR72-600 PreSTo	Abweichung [%]
m_{MTOM} [kg]	22800	23238	+1,92%
m_{OEM} [kg]	12950	13199	+1,92%
S_W [m ²]	61,0	63,8	+4,59%
P_{TO}/m_{MTOM} [W/kg]	373,8	364,0	-2,62%
m_{MTOM}/S_W [kg/m ²]	179,9	192,0	+6,72%
P_{TO} pro TW [kW]	2051	2230,87	+8,77%

Die in VONHOFF 2021 beschriebene Vorgehensweise für die Klasse 1- und Klasse 2- Massenabschätzung wird hier angewendet (siehe Abbildung 2.2). Die Klasse 1- Massenabschätzung setzt sich aus dem Leergewicht (*Operational Empty Mass (OEM)*), der Nutzlast (*englisch: Payload*) und dem Treibstoffgewicht (*englisch: Fuel*) wie folgt zusammen:

$$m_{Payload} = \text{Anzahl PAX} \cdot \text{Gewicht pro PAX} \quad (2.1)$$

$$= 70 \text{ PAX} \cdot 95 \frac{\text{kg}}{\text{PAX}} \quad (2.2)$$

$$= 6650 \text{ kg} \quad (2.3)$$

Damit ergibt sich mit der berechneten Treibstoffmasse und dem Leergewicht, das Höchstabfluggewicht (*MTOM*) folgendermaßen:

$$m_{MTOM} = m_{Fuel} + m_{Payload} + m_{OEM} \quad (2.4)$$

$$= 3318 \text{ kg} + 6650 \text{ kg} + 12973 \text{ kg} \quad (2.5)$$

$$= 22841 \text{ kg} \quad (2.6)$$

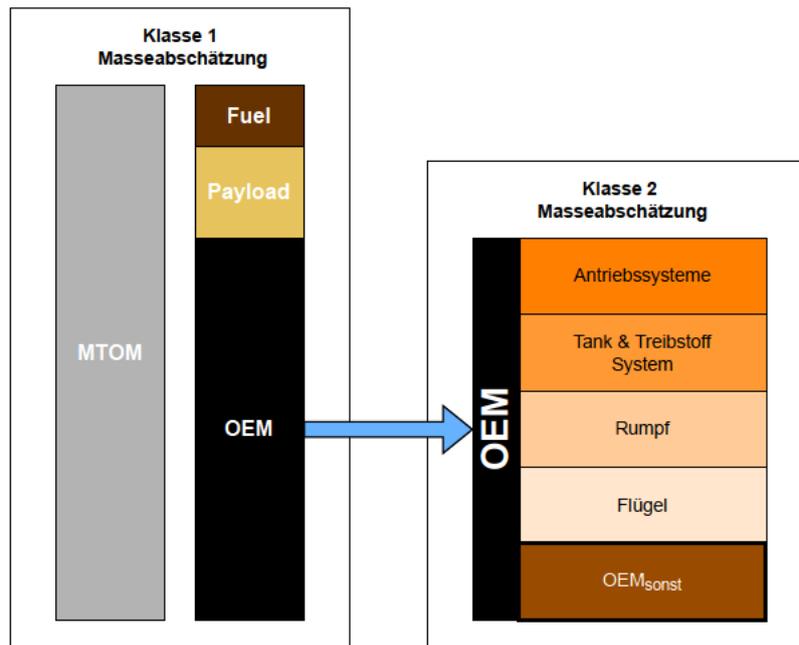


Abbildung 2.2: Klasse 1- und Klasse 2- Massenabschätzungen (In Anlehnung an VONHOFF 2021)

Komponenten, welche bei der Änderung des Treibstoffes von Kerosin auf Wasserstoff unverändert bleiben, werden in der Klasse 2-Massenabschätzung in dem Reiter OEM_{sonst} zusammengefasst. Die Berechnung der Flügel-, Rumpf-, Triebwerks- und Antriebssystemmasse erfolgt ebenfalls nach der Methode von Scholz 2005. Die Tankmasse ergibt sich aus TORENBEEK 1988.

Die berechneten Massen sind in Tabelle 2.2 und die ausführlichen Rechenwege im Anhang in A.1 aufgeführt.

Tabelle 2.2: Klasse 2 Masseabschätzung für die Kerosinvariante des ATR72-600

Komponente	Masse [kg]
Antriebssysteme	3118,35
Tank & Treibstoffsystem	170,39
Rumpf	2421,79
Flügel	2339,10
Triebwerk & Gondel	1774,33
$m_{OEM_{sonst}}$	3428,14
m_{OEM}	13252,11

2.3 Dimensionierung Wasserstoffvariante von Referenzflugzeug

Die in Tabelle 2.2 aufgeführten Komponenten werden für die Wasserstoffvariante dementsprechend angepasst. Die Beschreibung und die erneute Berechnung der Massen folgt in diesem Abschnitt.

Antriebsstrang

Das Antriebssystem wird als Hybrid-System, bestehend aus Brennstoffzellen und Batterien, aufgebaut. Die Brennstoffzellen produzieren über alle Flugphasen hinweg die gleichbleibende Leistung. Als Auslegungsgrundlage dient die benötigte Leistung im Reiseflug. Der kurzfristig höhere Energiebedarf während der Startphase wird über die Bereitstellung durch Batterien abgedeckt.

Das Leistung-Pro-Gewicht-Verhältnis aus dem ursprünglichen ATR72-600 Entwurf mit $192,0 \text{ W/kg}$ wird für die Auslegung der Wasserstoffvariante übernommen. Da Änderungen der Gesamtmasse zu einem veränderten Leistungsbedarf während dem Start und im Reiseflug führen, wird das Verhältnis von Start- zu Reiseflugleistung aus dem Herstellerdatenblatt wie folgt übernommen:

$$\frac{P_{cruise}}{P_{TO}} = \frac{2132 \text{ SHP}}{2750 \text{ SHP}} \quad (2.7)$$

$$= 0,77523 \quad (2.8)$$

Das Konzept von AIRBUS 2020, dass die zukünftigen emissionslosen Propellerantriebe in einer Pod-Konfiguration erstellt werden, wird für diese Arbeit übernommen. Alle Triebwerkskomponenten befinden sich dabei in einer Triebwerksgondel, wie in Abbildung 1.2 zu sehen ist. Der Antriebsstrang der Komponenten in einem Pod ist in Abbildung 2.3 aufgezeigt. Die dargestellten Leistungen und Wirkungsgrade stammen aus der Kerosinvariante und werden als Startwert für die iterative Berechnung der Leistungs- und Massenkonvergenz verwendet. Abweichend von dem Konzept von AIRBUS wird der Treibstofftank nicht in die Pods integriert, sondern separat im Rumpf verbaut. Details hierzu folgen weiter unten.

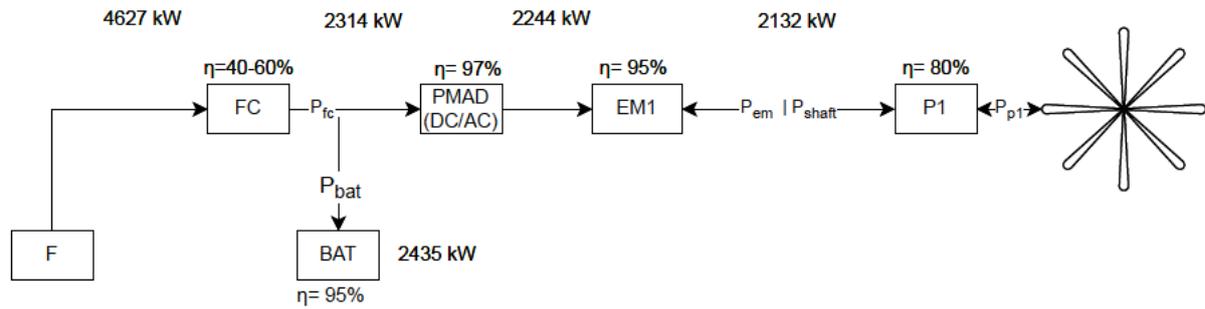


Abbildung 2.3: Antriebsstrang für einen Pod mit den Wirkungsgraden und Leistungen der Komponenten. (Darstellung in Anlehnung an HOOGENDOORN 2018)

F = Treibstofftank (Fuel); FC = Brennstoffzelle (FC) (Fuel-Cell); PMAD = Energieverteilung (Power-Management); BAT = Batterie; EM = Elektromotor; P = Propeller

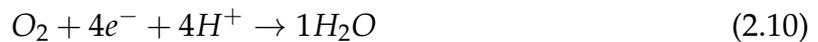
Brennstoffzellen

Derzeit werden sechs verschiedene Arten von Brennstoffzellen in der Industrie eingesetzt. Drei davon werden mit Wasserstoff betrieben. Sie unterscheiden sich in den verwendeten Reaktionsgasen, Membranen und Betriebstemperaturen. (TÜV NORD GROUP 2022, SHARAF & ORHAN 2014)

Für das weitere Vorgehen wird die Niedertemperatur-Polymerelektrolyt-Brennstoffzelle (engl. Abkürzung: LT-PEMFC) verwendet. Aufgrund ihres hohen technischen Reifegrades wird sie in Autos und Zügen eingesetzt (ADAC 2022). Hiermit sind kompaktere und leichtere Bauweisen möglich. Die niedrigere Betriebstemperatur erlaubt ein schnelles Hochfahren der Brennstoffzelle. Der Nachteil besteht in der Wärmeabfuhr. Da die Differenz zwischen abstoßender Wärme und Umgebungstemperatur gering ist, wird eine höhere Leistung des Wärmetauschers benötigt. (LARMINE & DICKS 2011)

In der Brennstoffzelle wird durch eine elektrochemische Reaktion von Wasserstoff mit Sauerstoff elektrische Energie erzeugt. Als Abfallprodukt entsteht Wärme und Wasser. Der Wasserstoff an der Anode und der Sauerstoff an der Kathode sind durch eine Membran voneinander getrennt, welche lediglich einen Protonenaustausch zulässt. Das Wasserstoffmolekül gibt zwei Elektronen ab, wodurch es positiv geladen ist und nur noch aus zwei einzelnen Protonen besteht. Diese wandern durch die Membran zum Sauerstoff und bilden mit den Elektronen, welche durch die Wanderung von der Anode zur Kathode einen elektrischen Strom erzeugt, das Produkt Wasser.

Die Membran ist dabei in einem Lösungsmittel getränkt, in diesem Fall Wasser. Die Reaktionsgleichung hierzu lautet: (LARMINE & DICKS 2011)



Das Ablassen von Wasserdampf in der Troposphäre kann, wie es bereits durch konventionelle Gasturbinen der Fall ist, zu Kondensstreifen und Zirruswolken führen. (THOMSON et al. 2020, FORSCHUNGSGEMEINSCHAFT 2022) Im Zuge eines emissionslosen Antriebes wird das Wasser im Wasser-/Abwassersystem später in den Systemen ausführlicher untersucht.

Die Hauptkomponenten der Brennstoffzelle sind der Brennstoffzellen-Stack, bestehend aus den einzelnen Zellen, dem Kompressor (*comp*), dem Befeuchter (*humid*) für die Membran und dem Wärmetauscher (*hx*). Die produzierte Leistung der Brennstoffzelle ist direkt proportional zum Druck des zugeführten Sauerstoffs. Ein erhöhter Druck benötigt wiederum einen höheren Leistungsbedarf des Kompressors. Laut QIN et al. 2017 liegt der Optimalwert bei 1,2 atm. Für die Berechnung wird ein Sauerstoffdruck von 1 atm (=1013,25 hPa) verwendet. Durch die erzeugte Abwärme trocknet die Membran aus und erfordert eine ständige Befeuchtung. Da mehr Wasser von der Membran verbraucht wird, als die Brennstoffzelle liefert, wird eine zusätzliche Wasserzufuhr benötigt. (HUIZING et al. 2008)

Angelehnt an die Vorgehensweise von VONHOFF 2021 setzt sich die Berechnung der produzierten Leistung der Brennstoffzelle aus der Antriebsleistung des Propellers und den Einzelleistungen der Komponenten der Brennstoffzelle zusammen. Die Brennstoffzelle besitzt einen Wirkungsgrad von ca. 50 %. Die Hälfte der produzierten Leistung wird in Form von Wärme ausgestoßen. Beträgt die abzuführende Wärme weniger als 5 kW, eignen sich luftgekühlte Wärmetauscher. Da größere Wärmeleistungen von der Brennstoffzelle abzuführen sind, wird eine Flüssigkeitskühlung eingesetzt (FLY & THRING 2016).

$$P_{FC} = P_{cruise} + P_{comp} + P_{hx} \quad (2.11)$$

Als Auslegungspunkt für die Brennstoffzelle wird die Leistung im Reiseflug gewählt. Da Brennstoffzellen effizienter arbeiten, wenn sie nicht am Leistungslimit betrieben werden (LARMINE & DICKS 2011), entspricht die Leistung im Reiseflug 90 % der Maximalleistung der Brennstoffzelle.

$$P_{cruise} = 0,9 \cdot P_{max,FC} \quad (2.12)$$

Im ersten Iterationsdurchlauf wird als Startwert der Brennstoffzelle, die Leistung für das Gewicht der Kerosinvariante verwendet (siehe Abbildung 2.3). Daraus ergeben sich die Leistungen für den Kompressor und den Wärmetauscher. Diese werden solange iteriert, bis die benötigte Leistung der erzeugten Leistung der Brennstoffzelle entspricht. Anschließend werden die Leistungen der Leistungsverteilung (P_{PMAD}) und des Elektromotors (P_{em}) bestimmt.

Die Massen der einzelnen Komponenten werden mit spezifischen Leistungsgewichten nach dem aktuellen Stand der Technik (SOTA) berechnet.

Im gewöhnlichen Flugzeugentwurf nach ROSKAM 2005 beispielsweise wird die Treibstoffmenge mit der sogenannten *Fuel-Fraction-Method* (zu deutsch: Treibstoff-Anteils-Methode) bestimmt. Der Anteil an verbrauchtem Treibstoff in jeder einzelnen Flugphase wird durch Erfahrungswerte oder mittels Statistiken und der Breguet'schen Reichweitenformel bestimmt. Für Wasserstoffflugzeuge sind keine Erfahrungswerte verfügbar. In vergleichbaren Arbeiten hat beispielsweise K. SEECKT & SCHOLZ 2010 mit dem Verhältniss der Heizwerte von Kerosin und Wasserstoff den spezifischen Treibstoffverbrauch der Wasserstoffvariante bestimmt. PREWITZ et al. 2020 leitet aus dem Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (*englisch: Payload-Range-Diagram*) den entsprechenden Treibstoffverbrauch und die benötigte Menge an Wasserstoff für seine Flugmission ab. Im Gegensatz zu den statistischen Herangehensweisen wird in dieser Arbeit die Menge an Wasserstoff aus dem Bedarf der Brennstoffzellen berechnet. Mit Hilfe von LARMINE & DICKS 2011 wird der Massenstrom an Wasserstoff für die kontinuierliche Erbringung der Leistung der Brennstoffzelle bestimmt. Geplant ist eine Reichweite von 1482 km (800 nmi). Anhand der Herstellerangaben (ATR 2022b) für eine Blockmission, der Reisegeschwindigkeit und einer Reserve von 45 Minuten, beträgt die Dauer der Flugmission 4:07 h. Unter Verwendung des vorher ermittelten Massenstroms an H_2 der Brennstoffzelle, kann die benötigte Treibstoffmasse berechnet werden.

Wie bereits anfangs erwähnt, ergibt sich die Leistung der Batterie aus dem zusätzlichen Leistungsbedarf während der Startphase. Mit der Startdauer von 17,5 Min (ATR 2022a) und einer Energiedichte von 250 kWh/kg (THIELMANN et al. 2018) ergibt sich die Batteriemasse.

$$P_{BAT} = P_{TO} - P_{cruise} \quad (2.13)$$

Für die elektrischen Kabel wird eine Länge von 30 m (PALLADINO et al. 2021) angesetzt. Mit einem spezifischen Kabelgewicht von 8,2 kg/m (STÜCKL 2016) lässt sich die Kabelmasse ermitteln. Durch den Einsatz von Flüssigwasserstoff als Kühlmittel bietet sich die Untersuchung von Supraleitern, wie beispielsweise in VRATNY 2018 an. Da eine explizite Berechnung der Kabel möglich ist, auch in Bezug auf Supraleiter (VRATNY 2018), dies jedoch den Umfang dieser Arbeit übersteigt, wurde ein Vergleich zur Bestätigung der Annahmen durchgeführt (JUSCHUS 2021, MUKHOPADHAYA & RUTHERFORD 2022, DEBNEY et al. 2022).

Treibstofftank

Im Sinne der Redundanz sollte bei der Verwendung von Wasserstoff als Treibstoff nach BATAL 2010 und ONORATO 2021 jedes Triebwerk mit seinem eigenen Treibstofftank verbunden sein. Bei der Verwendung von Wasserstofftanks wird eine Platzierung im Front- und Heckbereich des Flugzeugrumpfes für zwei Triebwerke empfohlen. Ebenfalls kann hiermit ein Schwerpunktausgleich und eine Versorgung des anderen Triebwerkes in Notfällen erfolgen. Allerdings ist der Zugang zur Kabine durch den Tank versperrt. In Veröffentlichungen der AIRBUS ZEROe-Reihe wird der Tank im hinteren Rumpfbereich platziert (AIRBUS 2021, GARDINER 2022). Aus sicherheits- und wartungstechnischen Aspekten ist davon auszugehen, dass die Wasserstofftanks im hinteren Rumpfbereich untergebracht werden.

Für den Transport und die Verwendung in Flugzeugen kann Wasserstoff in Druck- oder Kryogentanks gespeichert werden. Nach dem aktuellen Stand ist eine Lagerung in Drucktanks bei bis zu 700 bar möglich. Die Dichte von Wasserstoff beträgt dabei $40 \frac{\text{g}}{\text{dm}^3}$. In kryogener Form bei 20 K ist eine Dichteerhöhung auf $70 \frac{\text{g}}{\text{dm}^3}$ möglich. Das bedeutet, dass auf das gleiche Volumen mehr Wasserstoffmoleküle und somit höhere Energien pro Volumeneinheit gespeichert werden können. BMW untersucht in diesem Zusammenhang die Lagerung in kryo-komprimierter Form bei 40 K und 30 MPa, womit durch eine Schonung des Tankmaterials längere Lebenszeiten realisiert werden können. Durch die Kombination von Druck- und Kryogentanks lässt sich eine Dichte von $80 \frac{\text{g}}{\text{dm}^3}$ realisieren. (BARTHELEMY et al. 2017)

Als vierte Variante ist die Bindung von Wasserstoff an ein Trägermedium zu nennen. Durch Bindung an ein Metall in Form von Metallhydriden (HEUBNER 2022) oder an ein Öl (HYDROGENIOUS LOHC TECHNOLOGIES 2022) ist die Handhabung in Drucktanks bei bis zu 40 bar bei Raumtemperatur möglich. Nachdem Verbrauch von Wasserstoff, ist ein Mitführen des Trägermediums im Flugzeug bis zur Landung erforderlich. Da das Mitführen von unnötigem Gewicht eine Steigerung des Verbrauchs und der Kosten zur

Folge hat, wird dies nicht weiter betrachtet. Für das weitere Vorgehen wird flüssiger Wasserstoff in Kryogentanks weiter verfolgt. Die Dichten sind in Abhängigkeit von Druck und Temperatur durch KUNZE 2010 in Abbildung 2.4 gegeben.

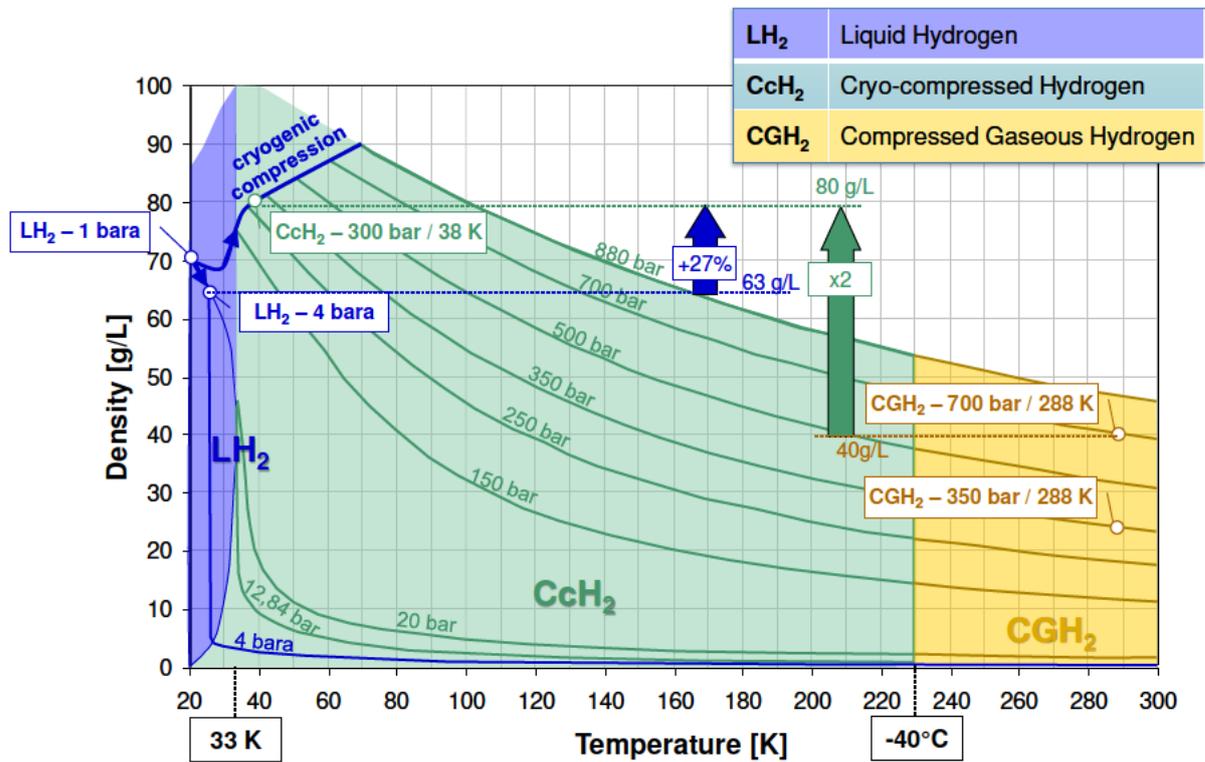


Abbildung 2.4: Dichte von Wasserstoff in Abhängigkeit von Temperatur und Druck (KUNZE 2010)

Nach WINNEFELD et al. 2018 und ARNOLD et al. 2007 treten bei kugelförmigen Kryogentanks weniger Verdampfungsverluste auf, als bei zylinderförmigen Tanks mit kugelförmigen Endkappen oder elliptischen Tankformen. Zylinderförmige Tanks lassen sich besser in den Rumpf integrieren und Kugelformen verursachen laut Nicolay et al. 2020 höhere Fertigungskosten.

Mit dem Ansatz von WINNEFELD et al. 2018 (siehe Abb. 2.5) wird die Tankgeometrie mit den Verhältnissen von $\lambda = 0,5$, $\phi = 1,0$ und $\psi = 1,0$ bestehend aus einem Zylinder und zwei kugelförmigen Endkappen umgesetzt.

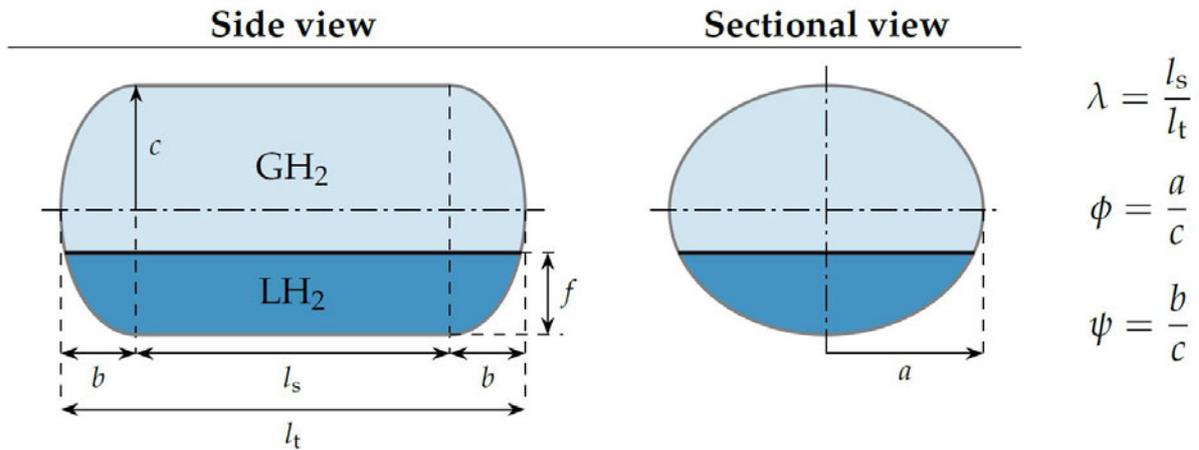


Abbildung 2.5: Tankgeometrie (WINNEFELD et al. 2018)

Die Tankwand besteht aus Aluminium 2219, welches auch in der Raumfahrt für Tanks eingesetzt wird (JUSCHUS & DSE GROUP 08 2018). Die Tankwanddicke berechnet sich vereinfacht nach WINNEFELD et al. 2018:

$$s_w = \frac{p_p \cdot d_i}{v(2 \cdot K/S - p_p)} \quad (2.14)$$

mit p_p = maximaler Prüfdruck ; d_i = Durchmesser; v = Schweißeffizienz; K = Elastizitätsgrenze ; S = Sicherheitsfaktor;

Tankisolationen von Kryogentanks bestehen aus Vakuum, MLI-Isolierung aus Faserverbund oder Schäumen. Aufgrund einer Studie von NASA (LITTLE 1982) bezüglich der Isoliereigenschaften und des Verhaltens der Materialien im Brandfall, wird Polyurethanschaum mit einer Dichte von 32 kg/m^3 verwendet. In Anlehnung an WINNEFELD et al. 2018 zur Auslegung von Kryogentanks wird eine Mylar-Folie als Dampfbremse und Schutz gegen Wärmestrahlung verwendet. Zusätzlich wird eine Verkleidung gegen äußere Schäden aufgebracht. Der Aufbau der Isolierschicht, bestehend aus zwei Schichten Schaum und zwei Mylarschichten, wie in Abbildung 2.6 dargestellt.

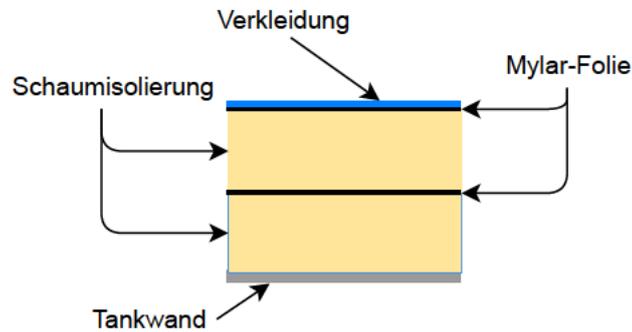


Abbildung 2.6: Aufbau der Tankisolationsschichten (In Anlehnung an WINNEFELD et al. 2018)

Kraftstoffleitungen

Die Auslegung der Kraftstoffleitungen für zwei Kryogentanks wird an dieser Stelle von BATAL 2010 übernommen. Dieser hat zwei Tanks im Flugzeug platziert und die entsprechenden Leitungslängen hierfür berechnet.

Rumpf & Flügel

Wie bereits beim gewöhnlichen Flugzeugentwurf wird die Rumpf- und Flügelmasse mit den Ansätzen aus dem gewöhnlichen Flugzeugentwurf nach Scholz 2005 bestimmt.

Die Massen nach Durchlaufen der Iteration sind in Tabelle 2.3 aufgelistet. Eine ausführliche Beschreibung der verwendeten Parameter, Formeln sowie Ergebnisse ist im Anhang in A.2 zu finden.

Tabelle 2.3: Auszug der berechneten Massen für die LH₂-ATR72-600 Variante.

Bezeichnung	Masse [kg]
FC-System	8560,24
Tank-System	1836,18
Rumpf	1566,59
Flügel	2844,68
Gondeln	346,80
OEM	18582,64
Nutzlast	6650,00
Treibstoff (LH ₂)	996,97
MTOM	26229,61

2.4 Missionsprofil und Umgebungsbedingungen

Die Flugmission hat eine Reichweite von 800 nmi in einer Reiseflughöhe von 20 000 ft. Das erneute Durchstarten und der Flug zu einem Ersatzflughafen wird ausgeschlossen. Die Abläufe von Steig-, Reiseflug und Landung sind identisch mit der gewöhnlichen Mission und eine zusätzliche Betrachtung des Fluges zu einem Ersatzflughafen birgt keine zusätzlichen Erkenntnisse.

Den einzelnen Phasen der Flugmission aus Tabelle 2.4 wird eine Dauer entsprechend dem Verhältnis zur Gesamtflugdauer zugeordnet. Mit einer Missionsdauer von $t_{mission} = 4,1 h = 246 min$ werden die Phasen am Boden mit einer Gesamtdauer von $\sum_{i=0}^3 t_i^* = 8 Minuten$ vernachlässigt. Die Abfolge, Erklärungen der einzelnen Flugphasen und Zeiten sind in Abbildung 2.7 und Tabelle 2.4 aufgeführt.

Während der Mission werden die Umgebungsbedingungen gemäß der ICAO-Standardatmosphäre angenommen.

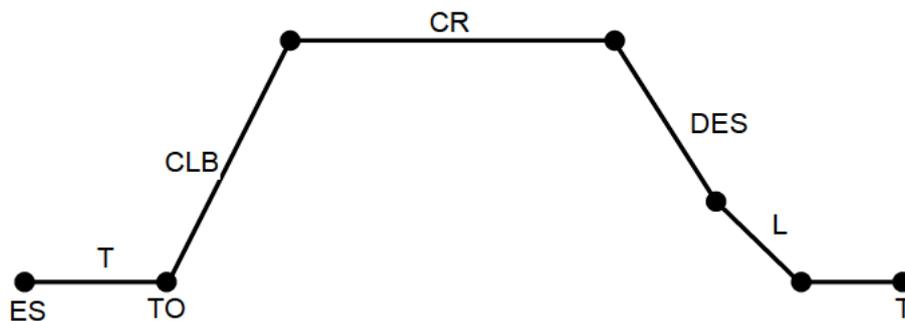


Abbildung 2.7: Flugmission

Tabelle 2.4: Flugphasen der betrachteten Flugmission mit den Phasendauern (In Anlehnung an ATR72 F.C.O.M. 1999)

Abkürzung	Flugphase (engl.)	Flugphase (deutsch)	t_{phase} [min]	$t_{phase}/t_{mission}$ [-]
ES	Engine-Start	Start	0	0
T	Taxiing	Rollen	t_1^*	
TO	Take-Off	Abheben	t_2^*	
CLB	Climb	Steigflug	36	0,15
CR	Cruise	Reiseflug	190	0,77
DES	Descent	Landeanflug	9	0,04
L	Landing	Landung	3	0,01
T	Taxiing	Rollen	t_3^*	

Für die Auslegung der Systeme sind die Extremwetterlagen zu betrachten. Hierunter fallen die Temperatur (T), der Druck (p), die relative Luftfeuchtigkeit ($r.H.$), die Windgeschwindigkeit (v_{wind}) und die Wärmestrahlung (Q_{son}) durch die Sonne in der jeweiligen Flughöhe.

In der MIL-HDBK-310 werden Klimadaten zu Extremwetterlagen gesammelt. Diese werden ursprünglich vom US Militär zur Auslegung der Systeme genutzt, aber auch immer mehr von zivilen Herstellern. (AHLERS 2020)

Mit einer Häufigkeit von 1% sind folgende Extremwerte gelistet:

Tabelle 2.5: Wetterdaten aus MIL-HDBK-310 mit einer Häufigkeit von 1%

Parameter	Wert
Max. Temperatur	$49^{\circ}\text{C} = 322,15\text{ K}$
Min. Temperatur	$-61^{\circ} = 212,15\text{ K}$
Relative Feuchtigkeit	8 %
Windgeschwindigkeit	4 m/s
Wärmestrahlung Sonne	1120 W/m^2

3 Flugzeugsysteme

In diesem Abschnitt werden die Flugzeugsysteme bestimmt, welche bei einer Änderung des Treibstoffes auf Flüssigwasserstoff beteiligt sind. Die notwendigen Anpassungen und Prozessabläufe werden danach bestimmt.

3.1 Definition beteiligter Systeme eines Wasserstoffflugzeuges

Flugzeugsysteme bestehen aus mechanischen, elektrischen, elektronischen und hydraulischen Komponenten (HORST et al. 2014). Ein System ist ein Gefüge von Teilen, die voneinander abhängig sind und zusammenwirken (WAHRIG-BURFEIND & WAHRIG 2010).

Die Einteilung der Systeme erfolgt gemäß der S1000d. Diese ist eine „internationale Spezifikation für technische Dokumentationen in einer gemeinsamen Datenbank“¹. Bestehend aus der Air Transport Association of America (ATA), Aerospace and Defense Industries (ASD) und Aerospace Industries Association (AIA) dient es der Standardisierung von ziviler und militärischer Dokumentation. Für die nachfolgenden Definitionen, wurde eine Vorauswahl getroffen, aufgeführt in Tabelle 3.1.

Die in dieser Arbeit deklarierten Hauptsysteme werden direkt von Wasserstoff als Treibstoff beeinflusst. Nebensysteme sind von diesen abhängig oder werden indirekt beeinflusst.

¹ASD et al. 2022.

Tabelle 3.1: Auflistung der ausgewählten Flugzeugsysteme nach S1000d

Kennung	Name des Systems	Deutsche Übersetzung
Hauptsysteme		
System 21	Air conditioning	Klimaanlage
System 24	Electrical power	Bordstromversorgung
System 28	Fuel	Kraftstoffsystem
Nebensysteme		
System 26	Fire protection	Feuerschutz
System 30	Ice and Rain Protection	Eis- und Regenschutz
System 32	Landing gear	Fahrwerk
System 38	Water/Waste	Wasseranlagen
System 47	Inert Gas System	Schutzgassystem
System 49	Airborne auxiliary power	Hilfstriebwerke

3.1.1 Hauptsysteme

System 21 - Klimaanlage

Hauptaufgaben der Klimaanlage sind die Temperatur-, Druckregelung und die Belüftung im Flugzeug. Als sicherheitskritisches System ist es für das Wohlbefinden der Passagiere und des Bordpersonals verantwortlich. Gewöhnlich wird hierfür Zapfluft von der Verdichterstufe des Triebwerks genutzt und über zwei Wärmetauscher in einem sogenannten Bootstrap-System gekühlt. Der Verdichter ist mit einer nachfolgenden Turbine verbunden², welche für eine zusätzliche Abkühlung der Luft sorgt. Der Wasserabscheider entzieht der Luft die Feuchtigkeit, bevor sie in die Kabine eintritt. Die Feuchtigkeit, in Form von Wasser, kann dem Wärmetauscher zur Effizienzsteigerung zugeführt werden. Die am Flugzeugrumpf einströmende Stauluft³ kühlt dabei die Wärmetauscher. Die Menge der ein- und ausströmenden Luft bestimmt den Druck in der Kabine, welcher durch Zuordnung zu einer Flughöhe auch als Kabinenhöhe bezeichnet wird. Nach CS 25.841 darf die Kabinenhöhe maximal 8 000 ft betragen, was einem Druck von mindestens 752 mbar entspricht. Die Temperaturregelung in der Kabine ist in verschiedene Zonen eingeteilt. Die bereitgestellte Temperatur von der Klimaanlage richtet sich nach der kältesten geforderten Temperatur aus den Zonen. Für die anderen Zonen wird heiße Zapfluft zugemischt. Generell wird zirkulierende Luft

²Die Kombination aus Verdichter und Turbine in der Klimaanlage wird als Kühlturbine bezeichnet

³Luftstrom der durch gesteuerte Lufteinlässe am Flugzeugrumpf zur Kühlung genutzt werden kann

aus der Kabine wiederverwendet. Diese wird nach dem ersten Kompressor dem Prozess zugeführt. (HORST et al. 2014)

Der Prozess ist in Abbildung 3.1 dargestellt. Die Bootstrap-Architektur wird nach CHAKRABORTY 2015, SLINGERLAND et al. 2008, und CRONIN et al. 1985 für die Auslegung einer elektrischen ECS übernommen. Die Boeing 787 ist das erste Flugzeug weltweit, welches keine Zapfluft für die Klimaanlage verwendet. Die Kabinenhöhe beträgt dabei max. 6 000 ft, was zu einer Verbesserung des Passagierkomforts führt. (NELSON 2005)

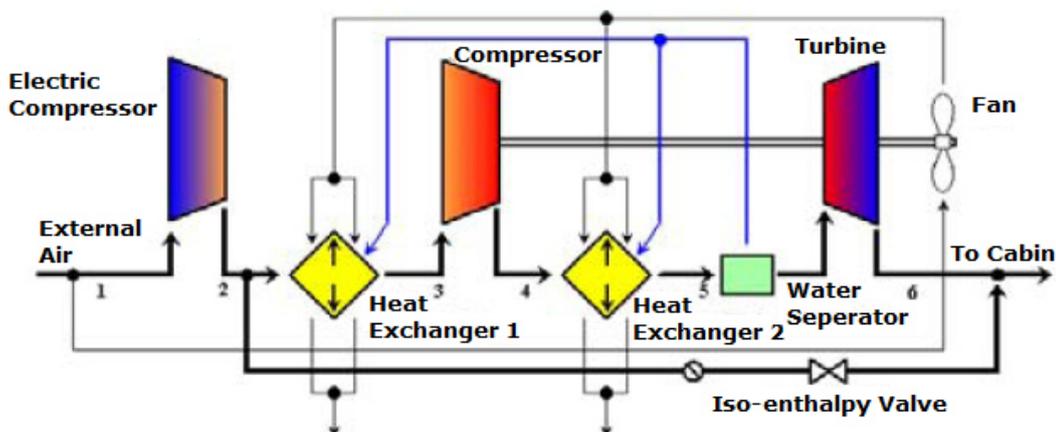


Abbildung 3.1: Elektrische Klimaanlage mit Bootstrap-System (SLINGERLAND et al. 2008)

Aufgabe der Klimaanlage ist, unabhängig von den Umgebungsbedingungen am Flughafen und während der Flugmission, ein gleichbleibendes Klima an Board zu gewährleisten. Nach dem Wohlbefinden der Passagiere ist eine Kabinentemperatur von 24°C üblich. Im Frachtraum ist die Temperatur über 0°C , um ein Gefrieren der Flüssigkeiten in den Koffern zu vermeiden. (AHLERS 2020).

Um die Systeme dementsprechend auszulegen, ist eine Betrachtung der Extrembedingungen des Klimas notwendig. Weitere Informationen hierzu sind in dem Abschnitt 2.4 aufgeführt. Nach HORST et al. 2014 werden folgende Einsatzszenarien als Mindestanforderung für die Auslegung der Klimaanlage herangezogen: :

1. Erwärmen der Kabine von -32°C auf 21°C in 30 min
2. Abkühlen der Kabine von 45°C auf 27°C in 30 min

System 24 - Bordstromversorgung

Die Bordstromversorgung beinhaltet die Leistungserzeugung und -verteilung. Die Leistungserzeugung erfolgt über die Triebwerke mittels Generatoren, die APU oder externe Leistungsquellen (*engl.: Ground Power*). Die elektrische Systemarchitektur unterscheidet sich je nach Flugzeugtyp von der primär erzeugten Stromart. Durch Inverter ist eine Umwandlung in andere Stromarten möglich. Kleinere Flugzeuge verwenden Gleichstrom (DC). Verkehrsflugzeuge erzeugen vor allem Wechselstromleistung (AC), da bei gleichem Gewicht zu DC-Systemen ein Vielfaches an Leistung erzeugt werden kann. Die Verbraucher sind mit Sammelschienen, auch Busse genannt, verbunden. In der Leistungsverteilungshierarchie wird nach wichtigen Systemen, welche mit den essenziellen DC- und AC-Sammelschienen angebunden sind und den unwichtigeren Verbrauchern unterschieden. Bei der Verwendung von Wechselstromgeneratoren wird gewöhnlich eine Spannung von 115 V bei 400 Hz erzeugt. Gleichstromgeneratoren und Batterien arbeiten im Bereich von 28 V. (HORST et al. 2014)

Zur beispielhaften Darstellung ist die elektrische Systemarchitektur des ATR72-600 nachfolgend in Abbildung 3.2 dargestellt.

In der Boeing 787 wird keine Zapflucht, sondern elektrische Energie für die Klimaanlage und die Enteisungssysteme genutzt. Eingesetzt werden hierfür 270, 115 und 28 V DC-Netzwerke und 230 V AC-Netzwerke (NELSON 2005).

Findet eine Elektrifizierung der Komponenten statt, erhöht sich der elektrische Strom und proportional hierzu die Übertragungsverluste in den Leitungen. Um die Effizienz zu steigern und die Verluste zu reduzieren, ist eine Erhöhung der Systemspannung notwendig. In diesem Fall, erfolgt die primäre Leistungserzeugung über die Brennstoffzelle mittels Gleichstrom. Aus STÜCKL 2016 wird aus sicherheitstechnischen Gründen und aufgrund des erhöhten Spannungsbedarfs die Verwendung von 270 V DC Bussen übernommen. Für den Antrieb des Elektromotors und der restlichen Komponenten erfolgt eine Umwandlung in Wechselstrom. Der Zusammenhang ist in Abbildung 3.5 dargestellt.

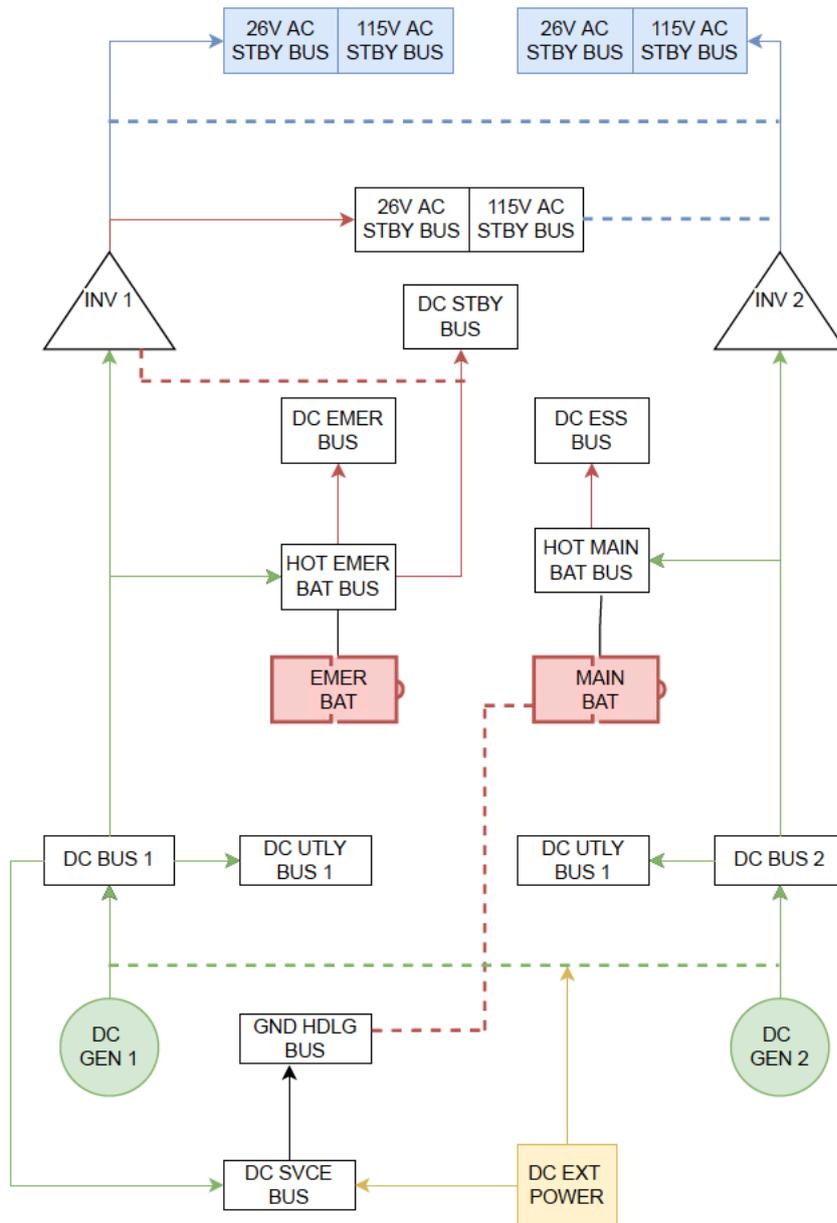


Abbildung 3.2: Elektrische Systemarchitektur der ATR72-600 (Darstellung in Anlehnung an ATR 1999)

System 28 - Treibstoff

Das Kraftstoffsystem besteht aus:

- Kraftstoffaufbewahrung in den Tanks
- Kraftstoffverteilung während der Betankung und dem Flug
- Kraftstoffschnellablassung im Notfall
- Anzeigen von Kraftstoffparametern

Gewöhnlich befindet sich der Kraftstoff in den Flügeln. Dort gibt es einen Mitteltank und einen inneren und äußeren Flügeltank pro Seite. Das Volumen der Tanks ist vom Flugzeugtyp abhängig. Zur Schwerpunktsregulierung und möglichst langen Nutzung des Flügelbiegemoments durch das Kraftstoffgewicht wird zuerst vom Mitteltank und dann von den äußeren Tanks der Kraftstoff entnommen. Durch Kraftstoffförderpumpen oder die Schwerkraft erfolgt ein Umpumpen des Kraftstoffes und die Versorgung der Triebwerke. Liegt im Notfall das Gesamtgewicht über dem zulässigen maximalen Landegewicht, kann mittels Kraftstoff-Schnellablassanlage der Kraftstoff in ca. 15 Minuten abgelassen werden. Ist das Gesamtgewicht zu hoch, kann beim erneuten Durchstartmanöver die erforderliche Steigrate nicht erzielt werden.

Zur Messung des Kraftstoffs werden mechanische Widerstandsanzeiger oder kapazitive Mengenanzeiger eingesetzt. Beim Letzteren befindet sich ein Kondensator im Tank, mit dessen Kapazität das Kraftstoffvolumen bestimmt wird. Kerosin (Jet-A) hat einen Flammpunkt von 38°C und einen Gefrierpunkt von -47°C (OILTANKING 2015). Um ein Einfrieren zu vermeiden, wird das Kerosin als Wärmesenke in der Klimaanlage und dem Hydrauliksystem genutzt. Bei einer zu hohen Temperatur des Kraftstoffs durch die Umgebungstemperatur oder Wärmestrahlung, kann bereits in den Rohrleitungen Verdampfung stattfinden. Dies hat Blasenbildungen (*engl.: Vapor Lock*) und eine Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr zur Folge. Über den Dampfdruck wird dieser Vorgang geregelt. (HORST et al. 2014)

Im Kraftstoffsystem sind während der Flugmission verschiedene Phänomene zu berücksichtigen. Aufgrund der konstanten Energieerzeugung der Brennstoffzelle wird diese mit einem konstanten Massenstrom an Wasserstoff versorgt. Der Tank erfährt eine kontinuierliche Wärmezufuhr, da die Außentemperatur stets höher ist als die Temperatur des Wasserstoffes im Tank. Die Temperaturerhöhung führt zum Verdampfen des Wasserstoffes und sorgt für eine Druckerhöhung. Für dieses Modell wird angenommen, dass sich am Kryogentank zwei Kraftstoffleitungen befinden. Im Normalbetrieb wird

LH_2 mit Hilfe eines Wärmetauschers verdampft und zur Brennstoffzelle geleitet. Sollte der Dampfdruck im Tank den Grenzwert für die Druckentlastung erreichen, wird der gasförmige Wasserstoff über eine direkte Leitung der Brennstoffzelle zugeführt. Ein Ablassen von Wasserstoff in die Umgebung ist eine Verschwendung des mitgeführten Kraftstoffes, was hiermit vermieden werden soll. Der Sachverhalt ist nachfolgend in Abbildung 3.3 dargestellt.

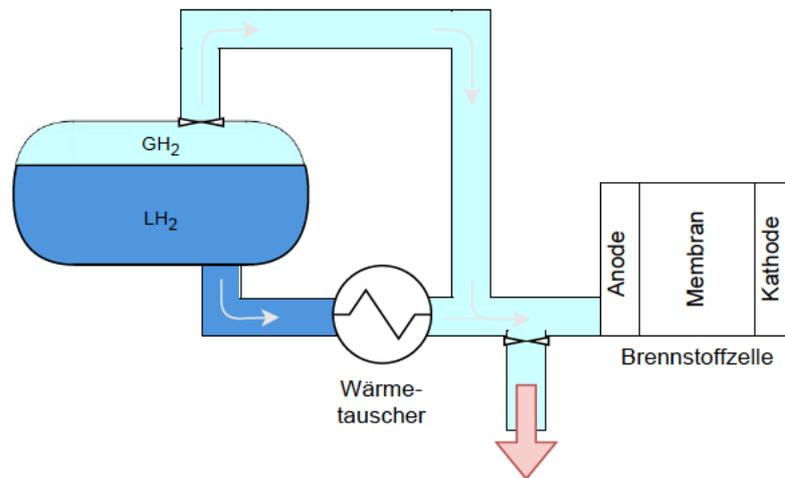


Abbildung 3.3: Versorgungskonzept des Tanks zur Brennstoffzelle mit Schnellablassventil (roter Pfeil)

Die Hauptbestandteile der Luft sind Wasser, Stickstoff, Sauerstoff und Argon. Alle vier Stoffe kondensieren im Temperaturbereich von 70-90 K. Die Gefriertemperaturen liegen entsprechend niedriger (LUMITOS AG 2022a). Der Kraftstoff wird über isolierte Stahlleitungen zur Brennstoffzelle transportiert. Statt Vapor Lock, kann es beim Vorhandensein von Luft oder Wasserstoff in den Leitungen zu dessen Verflüssigung oder sogar Verfestigung führen. Dadurch kann die Leitung blockiert, die Zufuhr unterbrochen oder die Brennstoffzelle beschädigt werden. Die Kraftstoff-Schnellablassung erfolgt normalerweise über die Schwerkraft oder Pumpen. Beim Ablassen kann der Kontakt von LH_2 mit der Umgebungsluft zur Kondensation oder zum Gefrieren von dessen Bestandteilen am Auslass führen. Eine Alternative wäre die Ablassung von gasförmigem Wasserstoff kurz vor der Brennstoffzelle. Die Leistung des Wärmetauschers könnte gesteigert werden, um einen größeren Massenstrom an kryogenen Wasserstoff zu verdampfen. Durch ein Ventil am Auslass ist ein gezieltes Schnellablassen und eine kontinuierliche Zufuhr zur Brennstoffzelle möglich. Eine zweite Möglichkeit ist die Öffnung des Druckentlastungsventils am Tank. Durch die Umgebungstemperatur oder durch eine gezielte Wärmezufuhr entweicht der gasförmige Wasserstoff in die Umgebung. Durch eine Zufuhr von Inertgas

im Rumpf kann eine ungewollte Entzündung vermieden werden. Erläuterungen hierzu folgen später.

Die Kraftstoffanzeige im Kryogentank ist mechanisch mit einem Schwimmer oder optoelektrisch mittels Infrarot möglich. (WIKA 2022, PROGAS 2021)

3.1.2 Nebensysteme

Die passiven Systeme werden indirekt durch die Wahl des Treibstoffes beeinflusst oder sind von den Hauptsystemen abhängig. Die Auswirkungen und Anpassungen werden nachfolgend besprochen. Im späteren Modell finden sie keine Berücksichtigung.

System 26 - Feuerschutzanlagen

Der Feuerschutz behandelt Komponenten zur Feuer-, Rauch- und Überhitzungsdetektion. Die Einteilung der Feuerlöschmittel unterscheidet sich nach Zone und jeweiligem Brandherd.(HORST et al. 2014). Zu den bisherigen Detektionskomponenten ist bei der Verwendung von Wasserstoff eine Möglichkeit zur Entdeckung von Lecks und das Ansammeln von Wasserstoff nötig. Das Fraunhofer-Institut (FRAUNHOFER-GESELLSCHAFT 2022) arbeitet derzeit an der Entwicklung von Glasfasersensoren zur Detektion von Wasserstoffansammlungen in Fahrzeugen. Die bisherigen Sensoren benötigen eine elektrische Stromversorgung und könnten somit selbst eine Gefahrenquelle darstellen. Aufgrund der einfachen Installation ist eine Übertragbarkeit in Luftfahrzeuge denkbar.

Wasserstoff ist farb-, geruchlos und sehr leicht flüchtig. Beim Austreten vermischt es sich mit Sauerstoff und lässt ein leicht entzündbares Gemisch entstehen. Die Flamme von Wasserstoffbränden ist kaum sichtbar für das menschliche Auge. Sie besitzt einen hohen UV-Anteil. Neben der Detektion ist eine kontrollierte Löschung des Brandherdes wichtig. Mit einer ca. 8-mal höheren Flammengeschwindigkeit als Methan und einem größeren Zündbereich, besteht eine erhöhte Gefahr für Detonationen in geschlossenen Bereichen, wie beispielsweise dem Flugzeugrumpf. Die Kryogen- und Drucktanks sind mit Druckentlastungsventilen ausgestattet. Bei einer kontinuierlichen Wärmezufuhr kann durch den Verdampfungseffekt ein geöffnetes Ventil zur ständigen Nachlieferung von gasförmigem Wasserstoff und zur Anfeuerung des Brandes führen. Sollte die Gaszufuhr nicht abgedreht werden können, wird ein Weiterbrennen empfohlen, da bei einer gelöschten Flamme weiterhin Detonationsgefahr besteht. Da aktuell Wasserstoff kaum verbreitet ist als Treibstoff in der Automobilindustrie und sich in der Flugzeugindustrie erst in der Testphase befindet, gelten bis jetzt die gleichen Vorschriften zur Löschung und Gefahrenvorbeugung, wie es grundsätzlich bei brennbaren Gasen der Fall ist.(AGBF - BUND 2008, DEFLAMM 2022, PANGAS AG o. D.)

Bereiche, in denen Batterien oder Wasserstofftanks stationiert sind, erfordern eine Kennzeichnung als Feuerzonen gemäß CS 25.1195. Nach DIN EN 2 wird Wasserstoff in

die Brandklasse C eingeteilt. Zur Löschung werden Löschpulver und Kohlendioxid empfohlen.(DEFLAMM 2022)

System 30 - Eis- und Regenschutzanlagen

Der Abschnitt des Systems 30 beinhaltet die Detektion, Vorbeugung und Entfernung von Regen und Eis am Flugzeug. Die Schutzprinzipien unterscheiden sich nach Enteisungs- und Eisverhütungsmaßnahmen. Meistens wird die Zapflucht der Triebwerke genutzt, um die Eisbildung zu verhindern. Da diese bei propellergetriebenen Flugzeugen teilweise nicht ausreicht und bei wasserstoffbetriebenen Flugzeugen nicht vorhanden ist, sind Alternativen erforderlich.(HORST et al. 2014)

Wie bereits in der Boeing 787 können elektrische Widerstandssysteme zur Enteisung genutzt werden. Elektrische Energie aus den Generatoren erwärmt die Heizmatten, welche sich an den Leitkanten der Flügel befinden. Die Heizmatten sind in mehrere Schichten aus Faserverbundwerkstoff eingebettet, zum Schutz gegen äußere Schäden, Erosion sowie als Isolation. (NELSON 2005, BRAY et al. 2022)

Die Erzeugung von elektrischer Energie mit Hilfe der Triebwerke ist zudem effizienter als die Nutzung von Zapflucht (SINNETT 2008).

Wie bereits in der Klimaanlage angewendet, kann die Abwärme der Brennstoffzellen oder Heißluftsysteme im System 30 verwendet werden. Durch sogenannte Enteisungstiefel (*engl.: deicing boots*) entlang der Leitkanten der Flügel, wird durch das Aufblasen von pneumatisch angesteuerten länglichen Gummikammern, das dort entstandene Eis weggesprengt. (AERONAUTICS GUIDE 2017, HORST et al. 2014)

Das TKS-Enteisungs-System⁴ sprüht durch dünne Kanäle in den Leitkanten der Flügel oder im Propeller eine Ethylenglycol basierende Flüssigkeit auf die jeweiligen Flächen, um eine Eisbildung zu verhindern oder um das entstandene Eis zu schmelzen (WHITFIELD 2016). Das System ist unabhängig vom verwendeten Treibstoff und kann auch für komplett elektrisch angetriebene Flugzeuge genutzt werden.

Neben den Flügelleitkanten sind diese Systeme auch für andere vereisungsgefährdete Bereiche am Flugzeug anwendbar.

⁴TKS sind die Initialen der Firma „Tecalemit-Kilfrost-Sheepbridge Stokes“, die dieses System erfunden hat.

System 32 - Fahrwerksanlagen

Das System 32 beschäftigt sich mit der Fahrwerksstruktur, den Bremsen und der Steuerung sowie Kontrolle der Reifen und Räder (HORST et al. 2014). Aufgrund von Wasserstoff als Treibstoff, ändert sich das Gesamtgewicht des Flugzeuges. Druck- und Kryogentanks haben ein höheres Gewicht als Flügeltanks. Die benötigte Menge Wasserstoff als Treibstoff dagegen wiegt deutlich weniger, verglichen mit dem gleichen Flugzeugmodell und der gleichen Reichweite in Bezug auf Kerosin. Das Flugzeug weist somit ein höheres Landegewicht auf. Eine angepasste Auslegung des Fahrwerks ist erforderlich, damit eine Steuerbarkeit der Reifen, bei der nötigen Stabilität gegeben ist. Zudem sind die Belastungsimpulse beim Aufsetzen während der Landung zu berücksichtigen.

Gewöhnliche Auslegungsmethoden für das Fahrwerk wie beispielsweise in ROSKAM 2007, HEERENS 2014 und TORENBEEK 1988 behalten ihre Gültigkeit, da die Berechnungen unabhängig vom gewählten Treibstoff erfolgen. Durch Widerstandserhöhungen oder mehr Gewicht übt die Treibstoffwahl einen indirekten Einfluss auf die Auslegung des Fahrwerks aus.

System 38 - Wasseranlagen

Das Wasser- bzw. Abwassersystem enthält die Trinkwasser-, Abwasser- und die Toilettenanlage. Bei der Trinkwasseranlage werden die Bordküche, die Waschräume und die Vakuumtoiletten über einen Wassertank mit Frischwasser versorgt. Ein Passagier benötigt pro Flugstunde ca. 0,2 l Frischwasser. Nach der Verwendung aus den Wasserleitungen fließt es in die Abwasseranlage. Von dort gibt es drei Möglichkeiten:

- Zur Gewichtsersparnis, über beheizte Drainagenöffnungen in die Umgebung ablassen
- Aufbewahrung in Toilettentank, bis zur Landung und dortigen Entsorgung
- Aufbereitung in "Grauwasserbehandlung", um es für Spülung der Toiletten zu verwenden

Die chemische Spülflüssigkeit und das Abwasser aus den Vakuumtoiletten wird nach der Benutzung bis zur Landung im Toilettentank aufbewahrt. Die Entsorgung erfolgt am Boden. Der Prozess ist in Abbildung 3.4 aufgezeigt. (HORST et al. 2014)

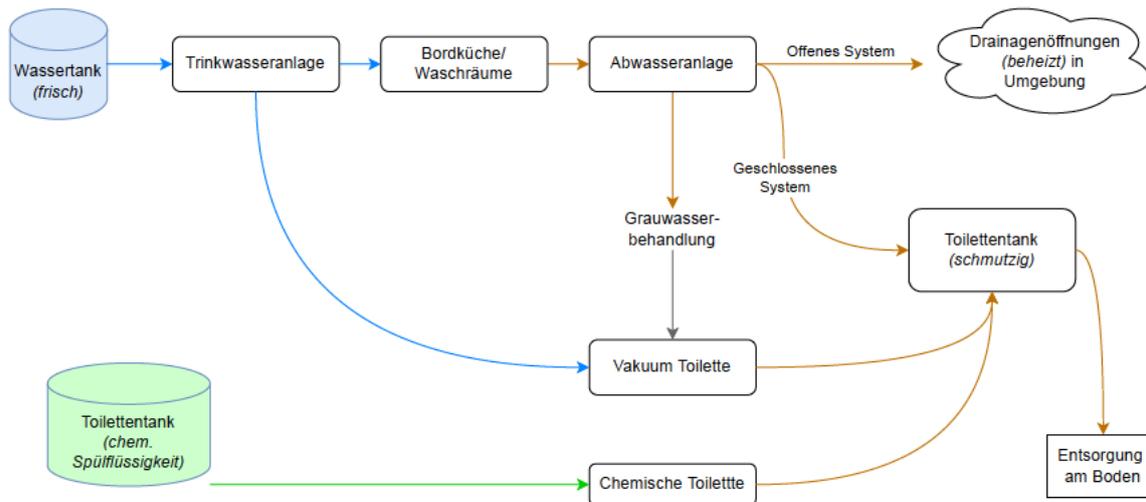


Abbildung 3.4: Der Ablaufprozess im Wasser-/Abwassersystem. Blaue Linien: Frischwasser; braune Linien: schmutziges Wasser; grüne Linien: chemische Spülflüssigkeit.

System 47 - Schutzgasanlagen

Aufgrund von mehreren Vorfällen, bei denen der Haupttank explodierte, führte die FAA im Jahr 2008 die sogenannte *Fuel Tank Flammability Reduction (FTFR)*-Regel ein. Diese besagt, dass Hersteller und Betreiber von Flugzeugen die notwendigen Maßnahmen ergreifen müssen, um die Explosionsgefahr von Tanks in Flugzeugen zu reduzieren. Zapfluft von den Triebwerken wird gekühlt, der Sauerstoffgehalt darin reduziert und die damit stickstoffhaltige Luft in den Tank gepumpt, um eine Entzündung mit Sauerstoff zu unterbinden. (Federal Aviation Administration 2012)

Wasserstoff befindet sich während dem Flug in Druck- oder Kryogentanks. Der Tank ist mit einer Mischung aus gasförmigem Wasserstoff (*Gaseous Hydrogen (GH₂)*) und *LH₂* gefüllt. Ein Kontakt mit Sauerstoff entsteht durch Undichtigkeiten oder Lecks im Tank oder Leitungssystem. Die Folgerung ist die Einführung eines Schutzgassystems für den Tanklagerungsort, falls zuviel Wasserstoff unkontrolliert ausströmt.

Das aktuell verwendete Schutzgas Stickstoff wird durch Kühlung und Separation von Sauerstoff von der Zapfluft der Triebwerke erzeugt (Aircraft Science 2022). Analog kann Stickstoff aus der Stauluft generiert werden. Bei Drucktanks ist die Verwendung von Schutzgas möglich. Allerdings besteht die Gefahr der Kondensation, wenn Kryogentanks eingesetzt werden mit Temperaturen von bis zu 20 K. Eine weitere Möglichkeit ist die Einspeisung von Edelgasen, um eine Brandgefahr zu unterdrücken. Hierfür müsste ein extra Tank während dem Flug transportiert werden, da die Konzentration von Edel-

gasen in der Umgebungsluft für eine gezielte Separation zu gering ist. (LUMITOS AG 2022b) Eine letzte Alternative bieten schlecht brennbare Materialien für die Verwendung als Tankisolation oder als Verkleidung (LITTLE 1982).

System 49 - Hilfstriebwerke

Hilfstriebwerke (*Auxiliary Power Unit (APU)*) stellen Sekundärenergie zur Verfügung. Sie dienen zum Start der Triebwerke oder als Notfallversorgung. Während dem Flug wird die APU nicht genutzt und stellt ein zusätzliches Gewicht dar. Wenn die APU nicht in das Sicherheitskonzept des Flugzeuges mit einbezogen wird, verbaut der Hersteller keine. (HORST et al. 2014) Als Alternative für eine kerosinbetriebene Hilfsturbine schlägt BRAY et al. 2022 eine Brennstoffzelle, eine Gasturbine oder einen Verbrennungsmotor vor. Alle drei Varianten können mit Flüssigwasserstoff angetrieben werden. Die Brennstoffzelle benötigt zusätzliche Komponenten, wodurch ein erhöhter Wartungsaufwand besteht. Die Verbrennung von Wasserstoff erzeugt Stickoxide und stellt keine emissionsfreie Methode zur Energiegewinnung dar. Wie in JUSCHUS & DSE GROUP 08 2018 bieten Batterien eine emissionsfreie Alternative der APU.

3.2 Entwurf zu modellierender Systeme

Beginnend vom Kraftstoffsystem, über die Brennstoffzellen, bis zu den Klimaanlage und dem elektrischen System, werden die Systeme in MATLAB Simulink modelliert. Wie im realen Flugbetrieb, fangen die Berechnungen ab dem Start (Phase: ES) an. Der Kryogentank ist bis zum gewählten Füllstandsgrad betankt, mit einer idealen Starttemperatur von 20 K. Die Außentemperatur beträgt 293 K bei einer Flughafenhöhe von Normalnull. Die genannten Standardwerte können im Modell angepasst werden. Die Zusammenhänge der Systeme sind nachfolgend in [Abbildung 3.5](#) dargestellt.

3.2.1 Kraftstoffsystem

Für das Kraftstoffsystem sind die Temperatureinflüsse während der Mission essentiell. Das Modell zur Wärmeübertragungen ist an die Vorgehensweise von WINNEFELD et al. 2018 angelehnt. Im weiteren Verlauf finden Ergänzungen hierzu statt.

Als Grundlage für die nachfolgenden Berechnungen werden verschiedene Kennzahlen aus der Wärmeübertragung benötigt. Diese sind nachfolgend in Tabelle 3.2 aufgeführt.

Tabelle 3.2: Allgemeine Kennzahlen für die Berechnungen der Wärmeübertragung

Bezeichnung	Formeln
Reynolds-Zahl	$Re = \frac{\omega \cdot L}{\nu}$
Grashof-Zahl	$Gr = \frac{g \cdot \beta \cdot L^3 (T_w - T_\infty)}{\nu^2}$ mit $\beta = 1/T_{ref}$; $T_{ref} = \frac{T_w - T_\infty}{2}$
Prandtl-Zahl	$Pr = \frac{\eta \cdot c_p}{\lambda}$
Rayleigh-Zahl	$Ra = Gr \cdot Pr$
Peclet-Zahl	$Pe = Re \cdot Pr$
Nußelt-Zahl	$Nu = \frac{\alpha \cdot L}{\lambda}$

Für die nachfolgenden Betrachtungen wird eine stationäre Wärmeübertragung angenommen. Der Wärmestrom \dot{Q} ist die pro Zeiteinheit übertragene Wärmemenge. Da äußere Konvektion, Wärmeleitung und innere Konvektion auftritt, berechnet sich der Wärmestrom aus der Temperaturdifferenz und den thermischen Widerständen wie folgt:

$$\dot{Q} = \frac{T_{ex} - T_{in}}{\frac{1}{\alpha_{ex} \cdot A} + \frac{s}{\lambda \cdot A} + \frac{1}{\alpha_{in} \cdot A}} \quad (3.1)$$

A = Benetzte Oberfläche; α = Wärmeübergangskoeffizient Oberfläche; s = Wanddicke; λ = Wärmeleitfähigkeit;

Durch Umformen des allgemeinen Ansatzes für die Nusselt-Zahl, kann der Wärmeübergangskoeffizient α und der thermische Widerstand $R = \frac{1}{\alpha \cdot A}$ bestimmt werden:

$$\alpha = \frac{Nu \cdot \lambda}{L} \quad (3.2)$$

Die materialabhängige Wärmeleitfähigkeit λ kann aus Tabellen entnommen werden. Die charakteristische Länge L ist von der Geometrie abhängig. Der Wärmefluss wird von außen (*ex*) nach innen (*in*) betrachtet.

Externe Konvektion

Die Strömung im Raum wirkt als freie Konvektion und in Form von Wärmestrahlung auf die äußere Tankoberfläche. Mit der Reynoldszahl kann über die Strömungsgeschwindigkeit im Raum, die Strömungsart bestimmt werden. Die Nusselt-Zahl der freien externen Konvektion wird für die laminaren Bereiche nach POHLHAUSEN 1921 und für die turbulenten Bereiche nach GNIELINSKI 1975 berechnet:

$$Re < 10^3 : \text{laminar} \quad Nu_{lam} = 0,664 \cdot Re^{0,5} \cdot Pr^{1/3} \quad (3.3)$$

$$Re > 10^5 : \text{turbulent} \quad Nu_{turb} = \frac{0,037 \cdot Re^{0,8} \cdot Pr}{1 + 2,443 \cdot Re^{-0,1} \cdot (Pr^{2/3} - 1)} \quad (3.4)$$

$$10^3 < Re < 10^5 : \text{Übergangsbereich} \quad Nu_{mix} = Nu_{min} + \sqrt{Nu_{lam}^2 + Nu_{turb}^2} \quad (3.5)$$

Nu_{min} ist ein geometrieabhängiger Korrekturfaktor

Tabelle 3.3: Korrekturfaktor nach GNIELINSKI 1975

Körper	min. Nusseltzahl	Überströmlänge L
Kugel	$Nu_{min} = 2$	$L = d$
Zylinder	$Nu_{min} \approx 0,3$	$L = d\pi/2$

Wärmestrahlung

Die Ermittlung der Wärmestrahlung erfolgt nach BAEHR & K. STEPHAN 2016. Idealiert wird der Tank von allen Seiten bestrahlt und ist vollständig mit Umgebungsluft umschlossen.

$$\dot{Q}_{ws} = \epsilon_{12} \cdot A \cdot \sigma \cdot (T_{Luft}^4 - T_{Wand}^4) \quad \text{mit } R_{solar} = \frac{1}{\epsilon_{12} \cdot A \cdot \sigma} \quad (3.6)$$

$$= \frac{(T_{Luft}^4 - T_{Wand}^4)}{R_{solar}} \quad (3.7)$$

$$\epsilon_{12} = 0,044 \text{ Emissionsgrad für Mylar (DOMEN 1991)} \quad (3.8)$$

Wärmeleitung

Die Wärmeleitung bezieht sich auf den Widerstand durch die Tankwand, Isolierungen und Dampffolien. Die Isolationswirkung der Verkleidung wird vernachlässigt. Aus den Materialdicken s , der Anzahl der Schichten und den Wärmeleitfähigkeiten λ berechnet sich der thermische Widerstand R wie folgt:

$$R_{wl} = \frac{s_w}{\lambda_w \cdot A} + 2 \cdot \frac{s_{ins}}{\lambda_{ins} \cdot A} + 2 \cdot \frac{s_{vap}}{\lambda_{vap} \cdot A} \quad (3.9)$$

Interne Konvektion

Im Inneren des Tanks herrscht freie Konvektion des Fluids mit der Tankwand. Für die Berechnung wird das Innere in drei Zonen, wie in Abbildung 3.6 dargestellt, aufgeteilt.

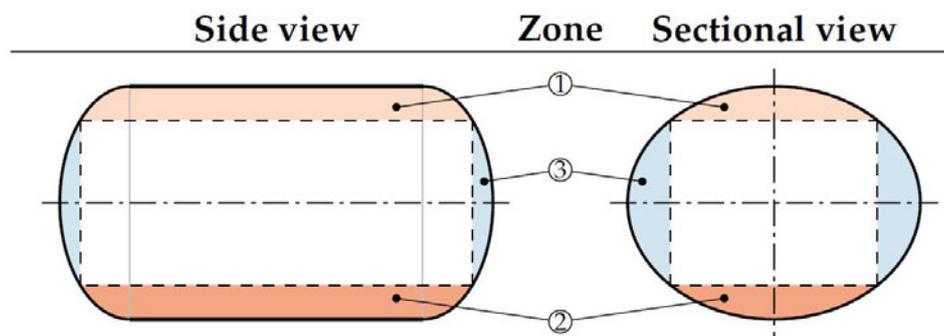


Abbildung 3.6: Einteilung der Zonen für die freie Konvektion im Inneren des Tanks (WINNEFELD et al. 2018)

Zone 1 wird nach RAITHBY & HOLLANDS 1998 berechnet. Der Tank lässt sich mit den gewählten Abmessungen ($\lambda = 0,5; \phi = 1,0; \psi = 1,0$) aus einem Zylinder und einer Kugel zusammensetzen. Die Nusselt-Zahl für die Kugel mit dem Durchmesser $D = 2 \cdot a$ ergibt sich mit:

$$Nu_{sph,1} = 0,098 \cdot Ra^{0,345} \quad Ra = \frac{g \cdot \beta \cdot D^3 (T_w - T_{H2})}{\nu \cdot \alpha} \quad (3.10)$$

Für den Zylinder mit der Länge $L = 2 \cdot a$ folgt:

$$Nu_{zyl,1} = 0,55 \cdot Ra^{0,25} \quad Ra = \frac{g \cdot \beta \cdot L^3 (T_w - T_{H2})}{\nu \cdot \alpha} \quad (3.11)$$

Aufgrund der Unregelmäßigkeiten der oberen Schicht in Zone 2 gibt CHURCHILL & CHU 1975 eine Formel für die Berechnung der Nusselt-Zahl vom laminaren bis in den turbulenten Bereich an.

$$Nu_{sph/zyl,2} = 0,825 + \frac{0,387 \cdot Ra^{1/6}}{[1 + (0,492/Pr)^{9/16}]^{8/27}} \quad (3.12)$$

Zone 3 wird nicht separat berechnet, sondern mit den Ansätzen der Zonen 1 und 2 beschrieben. Die Füllstandshöhe bildet die Grenzschicht zwischen beiden Zonen. Die benetzte Oberfläche und das Volumen ändern sich in Abhängigkeit der Füllstandshöhe. Die Abhängigkeit der Füllstandshöhe vom Volumen ist in Abbildung 3.7 aufgezeigt. Durch Linearisierung lässt sich die Füllstandshöhe h_t mit folgender Formel näherungsweise bestimmen:

$$h_t(V) = 0,056 \cdot V + 0,2283 \text{ [m]} \quad (3.13)$$

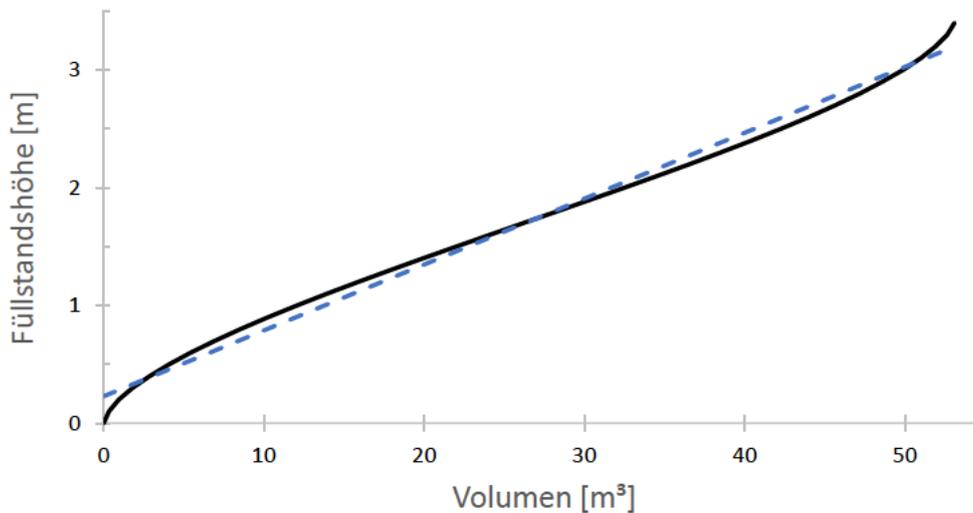


Abbildung 3.7: Tankvolumen in Abhängigkeit von der Füllstandshöhe im Kryogentank

Anhand des Volumens der flüssigen Phase lässt sich die Füllstandshöhe berechnen und hieraus die Teiloberfläche. Aus den Nu-Zahlen der Zonen ergibt sich mit den einzelnen Wärmeübergangskoeffizienten der gesamte Wärmeübergangskoeffizienten für die innere Konvektion. Aus Abb. 2.5 folgt, dass der Radius dem Parameter a entspricht.

$$A_{TF,fl} = 2 \cdot \Pi \cdot a \cdot h_t + 2 \cdot l_s \cdot a \cdot \arccos\left(1 - \frac{h_t}{R}\right) \quad (3.14)$$

$$\alpha_{in} = \frac{1}{A_{in,gesamt}} \cdot \sum_{i=1}^2 \alpha_{in,i} \cdot A_{TF,i} \quad (3.15)$$

Der Wärmestrom zwischen der Umgebungsluft und dem Wasserstoff im Tank ergibt sich damit zu:

$$\dot{Q} = \frac{T_{Luft} - T_{H2}}{\frac{1}{\alpha_{ex} \cdot A} + \frac{s_w}{\lambda_w \cdot A} + 2 \cdot \frac{s_{ins}}{\lambda_{ins}} + 2 \cdot \frac{s_{vap}}{\lambda_{vap} \cdot A} + \frac{1}{\alpha_{in} \cdot A_{in,gesamt}}} \quad (3.16)$$

Zusammenfassend lassen sich die thermischen Widerstände der Konvektion und Wärmeleitung wie folgt berechnen:

$$\text{Konvektion} \quad R = \frac{1}{\alpha \cdot A} \quad (3.17)$$

$$\text{Wärmeleitung} \quad R = \frac{s}{\lambda \cdot A} \quad (3.18)$$

Unter Vernachlässigung der Wärmestrahlung kann ein lineares Gleichungssystem der beschriebenen Ansätze in MATLAB wie folgt erstellt werden. Da die Temperaturen der Wärmestrahlung von der vierten Potenz abhängig sind, wird der Einfluss auf den gesamten Wärmestrom \dot{Q} und die Berechnungsweise später untersucht.

$$\underline{0} = \begin{pmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} T_{H2} \\ T_w \\ T_{ins,1} \\ T_{vap,1} \\ T_{ins,2} \\ T_{vap,2} \\ T_{skin} \\ T_{air} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} R_{in} \\ R_w \\ R_{ins,1} \\ R_{vap,1} \\ R_{ins,2} \\ R_{vap,2} \\ R_{ex} \end{pmatrix} \cdot \underline{\dot{Q}}$$

Die einzelnen Werkstoffkennwerte sind im Anhang in [A.3](#) aufgeführt.

Wärmeübergang beim Sieden

Zum Schluss soll in diesem Abschnitt die Auswirkungen des Wärmestroms auf den Tankinhalt untersucht werden. Der Tank wird bis zu einem gewissen Füllstandsvolumen y mit flüssigem Wasserstoff befüllt. Bleibt der Tank geschlossen bei einer konstanten Temperatur, verdampfen die Wasserstoffatome bis sich ein Gleichgewichtszustand zwischen der flüssigen und gasförmigen Phase einstellt. Der vom Dampf ausgeübte Druck auf die Flüssigkeit heißt Dampfdruck. Wird kein Wasserstoff entnommen, steigt aufgrund des Wärmestroms durch die Umgebung die Temperatur des Dampfes und der Flüssigkeit im Tank. Analog hierzu erhöht sich der Dampfdruck.

Ein kleiner Teil der Energie wird der flüssigen Phase entzogen, damit aufgrund der Temperaturerhöhung die Wasserstoffmoleküle verdampfen können. Diese Energiemenge berechnet sich mit der temperaturabhängigen Verdampfungsenthalpie. Da diese Energiemengen vernachlässigbar sind, werden sie im Modell nicht weiter berücksichtigt. (MANNCHEN et al. 1960, CHRISTEN 2010)

In Abhängigkeit von der Temperatur lässt sich mit der Dampfdruckkurve der Druck im Tank bestimmen (siehe Abbildung 3.8). Ebenfalls kann die zugeführte Wärmemenge Q bis zum Erreichen des Entlüftungsdrucks p_{vent} ermittelt werden, sofern kein Wasserstoff entnommen wird.

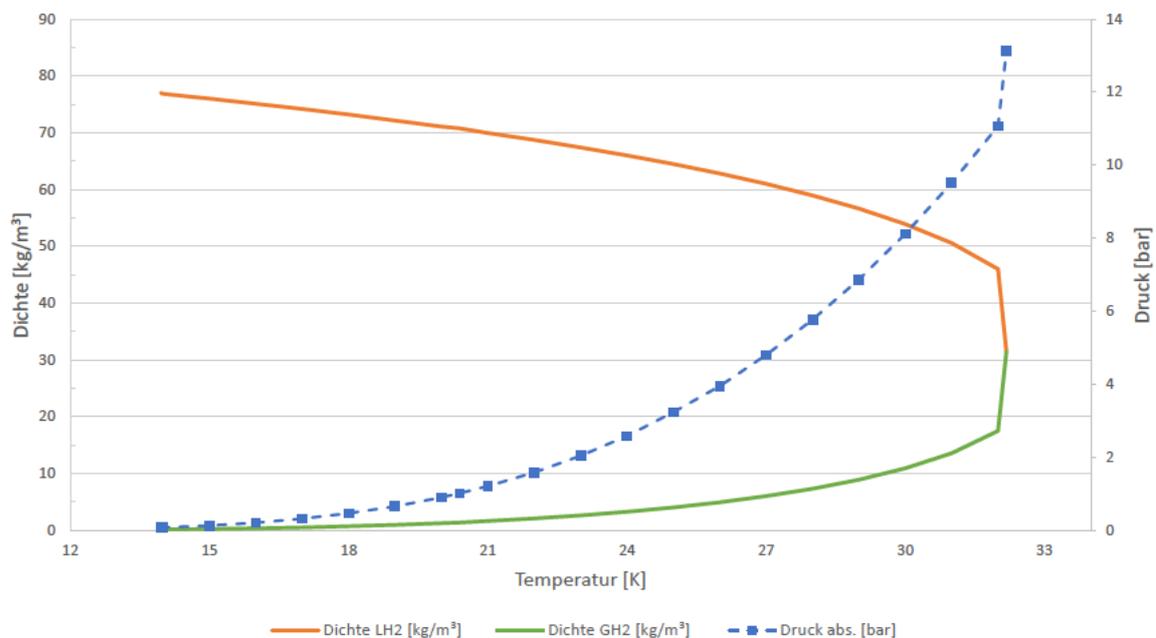


Abbildung 3.8: Dampfdruckkurve von Wasserstoff mit den Dichten der flüssigen und gasförmigen Phase (In Anlehnung an (BABEL 2019))

Von denen in der Literatur verfügbaren Ansätze wird die Gleichung von Antoine für die Berechnung des Dampfdruckes verwendet. Der Druck p^0 ist dabei in Torr (mmHg) und die Temperatur t_{anto} in °C anzugeben.

$$\log p^0 = A - B / (t_{anto} + C) \quad (3.19)$$

Die Gleichung ist im Temperaturbereich von $-259,20^\circ$ bis $-239,97^\circ$ (13,95 K bis 33,18 K) gültig. Die stoffspezifischen Konstanten A, B und C der Gleichung von Antoine sind in Tabelle 3.4 gelistet.

Tabelle 3.4: Gaskonstanten von Antoine für Wasserstoff (YAWS 2015)

Konstanten	Wert [-]
A	6,14858
B	80,9480
C	277,53

Solange zwei Phasen im Tank vorhanden sind stellt sich selbst bei einer Entnahme von flüssigem Wasserstoff der temperaturabhängige Dampfdruck wieder ein. Der angenommene Entlüftungsdruck p_{vent} aus Abschnitt 2 wird bei einer Temperatur von ca. 22 K erreicht.

3.2.2 Klimaanlage

Um Änderungen an der Klimaanlage vorzunehmen und die Komponenten auszulegen, werden zuerst die Wärmeströme in der Flugzeugkabine betrachtet. Die Berechnungsweise erfolgt in Anlehnung an CHAKRABORTY 2015.

Jeder Mensch stößt durch seinen Metabolismus Wärme aus. Durch den Gebrauch von Unterhaltungselektronik (*In-Flight-Entertainment (IFE)*) und Zubereitung von Lebensmitteln während dem Flug, wird zusätzlich eine Wärmebelastung pro Passagier erzeugt. (CHAKRABORTY 2015) Die angenommenen Werte sind in Tabelle A.14 aufgeführt. Die gesamte Wärmebelastung durch die an Board befindlichen Personen ergibt sich wie folgt:

$$\dot{Q}_{int} = n_{Pers} \cdot 75 \text{ W} + n_{PAX} \cdot (50 \text{ W} + 320 \text{ W}) \quad (3.20)$$

$$n_{pers} = n_{PAX} + n_{Personal} \quad (3.21)$$

Durch die Fenster dringt Wärmestrahlung von der Sonne in die Kabine ein und erhöht die Temperatur. Die Abhängigkeit der Strahlungintensität von der Höhe wurde aus der gegebenen Funktion in MIL-E-38453A⁵ abgeleitet. Mit den Datenpunkten wird ein Graph erzeugt und der Funktionsverlauf mit einem Polynom-Ansatz näherungsweise bestimmt (*grüne gestrichelte Linie*). Der Verlauf ist in Abbildung 3.9 dargestellt:

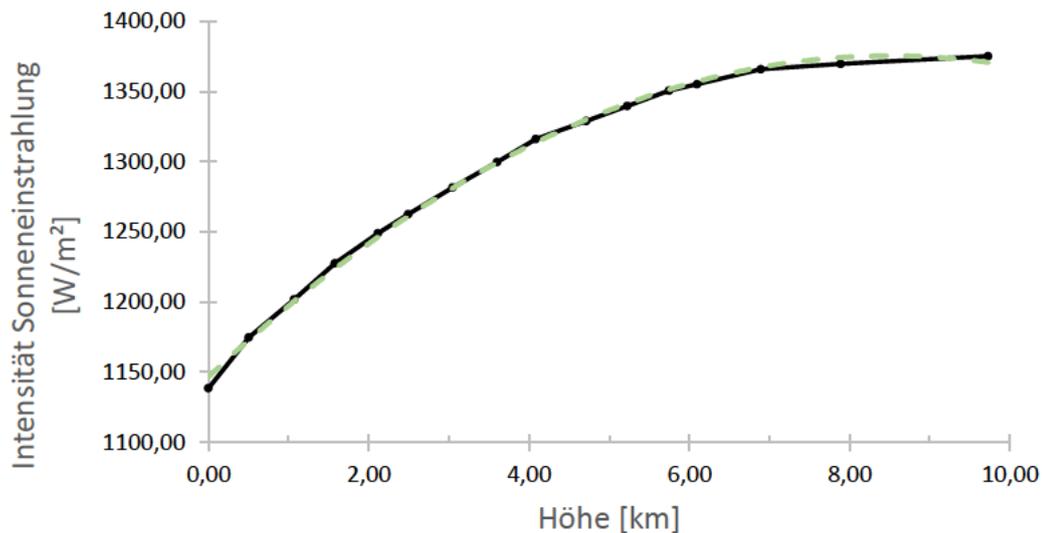


Abbildung 3.9: Intensität Sonneneinstrahlung über Höhe aus MIL-E-38453A adaptiert

Die Intensität der Sonneneinstrahlung aus Abb. 3.9 lässt sich mit folgender Gleichung beschreiben:

$$G(h) = -3,1639 \cdot h^2 + 53,823 \cdot h + 1146,7 \quad (3.22)$$

h: Höhe [m]; G: Strahlung [W/m^2];

Nach VAN WENSVEEN et al. 2020 wird der Wärmestrom der Sonneneinstrahlung durch die Fenster folgendermaßen mit der Gleichung 3.23 berechnet. Der Einfallswinkel der Sonneneinstrahlen beträgt $\theta_{\text{einf}} = 27^\circ$ und die Transmissivität der Scheibe $\tau = 0,8$.

⁵UNITED STATES AIR FORCE 1971.

Die Fenstergröße wird aus einem vergleichbarem Größenmodell, dem A320, übernommen (TRAVELUPDATE 2020).

$$\dot{Q}_{solar} = G(h) \cdot A_{eff} \quad (3.23)$$

$$A_{eff} = 0,5 \cdot A_{fenster} \cdot \cos(\theta_{einf}) \cdot \tau \quad (3.24)$$

Aufgrund des Temperaturunterschiedes zwischen der inneren Kabinenwand und der äußeren Rumpfhaut entsteht eine Wärmeleitung. Für die nachfolgenden Berechnungen wird der Wärmestrom von innen nach außen betrachtet. Durch die Sonneneinstrahlung kann sich die Rumpfhaut erhitzen und ein Wärmestrom in das Kabineninnere stattfinden. Dies wird vorerst vernachlässigt.

Wie bereits beim Tanksystem erläutert, setzt sich der Gesamtwiderstand R_{tot} für den Wärmestrom aus den Widerständen der verwendeten Materialien der Wand zusammen.

$$R_{tot} = R_{in} + R_{skin} + R_{ex} \quad (3.25)$$

$$R_{int} = \frac{1}{\alpha_{cab,in}} \cdot A_{int} \quad (3.26)$$

$$R_{skin} = 0,2 \text{ m}^2 / (\text{W} \cdot \text{K}) \quad (3.27)$$

$$R_{ex} = \frac{1}{\alpha_{cab,ex}} \cdot A_{ext} \quad (3.28)$$

mit $h_{int} = 5 \text{ W} / (\text{m}^2 \cdot \text{K})$; $A_{ext} = A_{int} = 0,90 \cdot A_{fus}$

Der Wärmestrom \dot{Q}_{loss} berechnet sich mit:

$$\dot{Q}_{loss} = \frac{T_{kab} - T_{aw}}{R_{tot}} \quad (3.29)$$

$$T_{aw} = T_{\infty} \cdot \left(1 + R_c \cdot M_{\infty}^2 \frac{\kappa - 1}{2}\right) \quad (3.30)$$

$$R_c = 1 - 0,99 \cdot (1 - Pr^{0,5}) \quad (3.31)$$

T_{aw} : Adiabatische Wandtemperatur entsprechend dem freien Strom; R_c : Erholungsfaktor; M_{∞} : Mach-Zahl

Zusammenfassend setzt sich die Wärmebelastung aus der Erwärmung durch die Sonnenstrahlen, die Personen, der [IFE](#) und den Kochvorgängen zusammen, abzüglich der

Wärmeleitung nach außen durch die Kabinenwand. Die Konvektion der Kabinenluft mit den genannten Wärmequellen wird an dieser Stelle vernachlässigt.

$$\dot{Q}_{ECS} = \dot{Q}_{int} + \dot{Q}_{solar} - \dot{Q}_{loss} \quad (3.32)$$

$$\dot{Q}_{ECS} \leq 0 : \text{Wärme zuführen: Heizen} \quad (3.33)$$

$$\dot{Q}_{ECS} \geq 0 : \text{Wärme abführen: Kühlen} \quad (3.34)$$

Die Innentemperatur ergibt sich mit:

$$T_{in} = T_{Kab} + \frac{\dot{Q}_{ECS}}{\dot{m}_{Kab} \cdot c_p} \quad (3.35)$$

Es gibt physikalische Grenzen für die Temperatur der Belüftung. Sollten kältere oder heißere Einströmtemperaturen benötigt werden als der vorgegebene Temperaturbereich ermöglicht, dann wird die Temperatur auf den zulässigen Grenzwert eingestellt und der Massenstrom erhöht. Im Normalbetrieb fließt in die Kabine (\dot{m}_{kab}) der nominale Massenstrom von $\dot{m}_{nom} = 9,439 \text{ l/s}$, ansonsten $\dot{m}_{kab,max}$. Die Gleichung 3.36 gibt beispielhaft den maximalen Kabinenmassenstrom für die Mindesttemperatur an.

$$\dot{m}_{kab,max} = \frac{\dot{Q}_{ECS}}{c_p \cdot (T_{in}^{min} - T_{cab})} \quad (3.36)$$

$$T_{in}^{min} \leq T_{in} \leq T_{in}^{max} \quad (3.37)$$

Durch wiederverwenden von zirkulierender Luft aus der Kabine kann der benötigte Massenstrom pro ECS-Pack reduziert werden. Zwei ECS-Packs sind vorgesehen. Bei einer Verwendung von 50% zirkulierender Luft (ϵ_{zirk}) und 50% Frischluft ergibt sich der Massenstrom pro Pack mit:

$$\dot{m}_p = \frac{1 - \epsilon_{zirk}}{N_{packs}} \cdot \dot{m}_{kab} \quad (3.38)$$

$$= \frac{1}{4} \cdot \dot{m}_{kab} \quad (3.39)$$

Die Vermischung der Luft findet im ECS-Pack statt. Die Temperatur beträgt dabei:

$$T_{pack} = \frac{T_{in} - \epsilon_{zirk} \cdot T_{kab}}{1 - \epsilon_{zirk}} \quad (3.40)$$

$$= 2 \cdot T_{in} - T_{kab} \quad (3.41)$$

Der Anteil des Eingangsmassenstroms der an der Kühlturbine vorbei geleitet wird, wird mit dem Faktor γ_{trim} bezeichnet. Für die elektrische Klimaanlage, beträgt der Gesamtmassestrom der Kompressoren:

$$\dot{m}_{cac,tot} = \dot{m}_{ECS} = (1 - \epsilon_{zirk} + \gamma_{trim}) \cdot \dot{m}_{kab} \quad (3.42)$$

Die Stauluft wird aus der Umgebung eingesaugt und durch einen Diffuser geleitet. Die Temperatur und der Druck nach dem Diffuser berechnet sich wie mit:

$$T_{d,out} = T_{\infty} \left(1 + Ma_{\infty}^2 \cdot \frac{\kappa - 1}{2}\right) \quad (3.43)$$

$$p_{d,out} = \eta_d \cdot P_{\infty} \cdot \left(1 + Ma_{\infty}^2 \cdot \frac{\kappa - 1}{2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (3.44)$$

In das Kompressionsverhältnis fließt der Kabinendruck mit p_{diff} ein. Für die ATR72-600 wird die Kabinenhöhe in Abhängigkeit der Flughöhe aus ATR 1999 in Abbildung 3.10 dargestellt.

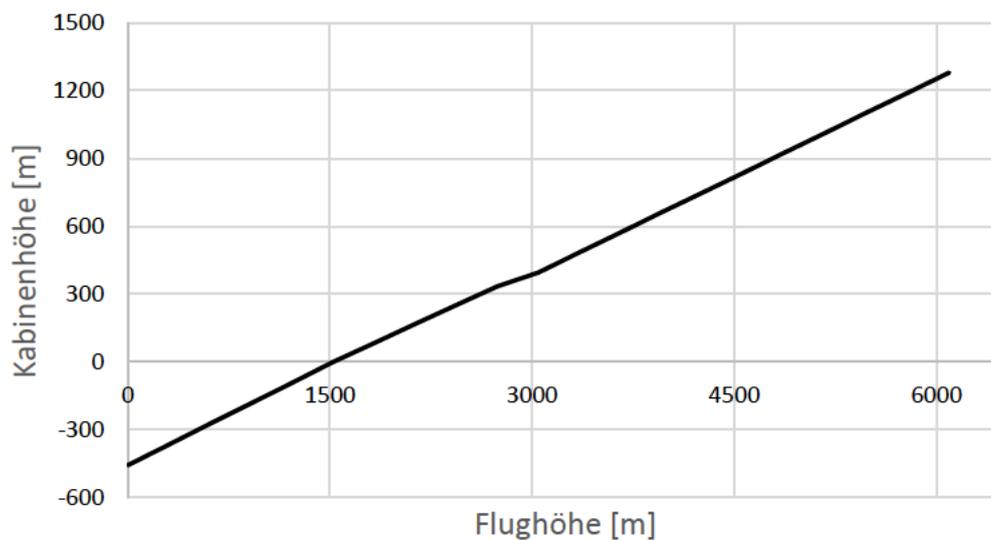


Abbildung 3.10: Kabinenhöhe in Abhängigkeit der Flughöhe (In Anlehnung an ATR 1999)

Die Luft im Kompressor (*Cabin Air Compressor* (CAC)) erreicht dabei folgende Temperatur und Druck:

$$T_{CAC} = T_{d,out} \left[1 + \frac{1}{\eta_{CAC}} (\Pi_{CAC}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \right] \quad (3.45)$$

$$p_{CAC} = \Pi_{CAC} \cdot P_d \quad (3.46)$$

$$\Pi_{CAC} = \frac{p_{cac} + p_{diff}}{p_{d,out}} \quad (3.47)$$

Die benötigte elektrische Leistung des Kompressors beträgt:

$$P_{cac} = N_{pack} \cdot \frac{\dot{m}_p \cdot c_p \cdot (T_{cac,out} - T_{d,out})}{\eta_{em} \cdot \eta_{PMAD}} \quad (3.48)$$

3.2.3 Bordstromversorgung

Aufgrund der benötigten elektrischen Leistungen der Systeme wäre eine Anpassung der Brennstoffzellen im Flugzeugentwurf durchzuführen. Da der Fokus auf dem Zusammenwirken der Systeme liegt, wird dies vernachlässigt. Im Modell wird die Brennstoffzelle die elektrische Leistung zur Versorgung aller Abnehmer bereitstellen, da die Massen keinen Einfluss haben. Die Modellierung der Stromversorgung und der Brennstoffzelle erfolgt mit physikalischen Modellierungskomponenten in MATLAB. Weitere Erklärungen zum verwendeten Programm folgen in Kapitel 4.

4 Programmierung

Bei der Auswahl des Tools wurde sich für MATLAB R2022a (Update 4, 9.12.0.2009381) entschieden. Mit der Simscape Umgebung in Simulink ist eine Modellierung und Simulation von physikalischen Systemen möglich. Elektrische, hydraulische, mechanische oder thermodynamische Komponenten beispielsweise werden in das Modell eingebaut und deren Parametern in den Eigenschaften definiert. Durch die Kombination mit der gewöhnlichen Simulink Umgebung, können die ermittelten Zusammenhänge und Formeln aus dem Abschnitt [3.2](#) eingebunden werden. (MATHWORKS 2022)

5 Diskussion der Ergebnisse

In der vorgegebenen Zeit war keine Anwendung des Modells und Überprüfung der Ergebnisse möglich, da sich die Ausarbeitung umfangreicher herausgestellt hat als anfangs vermutet. Im Folgenden sollen die erlangten Erkenntnisse während der Ausarbeitung und die Hindernisse diskutiert werden.

Für die Betrachtung der Systeme im kryogenen Temperaturbereich sind Vereinfachungen in den Materialkennwerten hinzunehmen. In Tabellen sind diese lediglich für einen Temperaturbereich von -50°C bis über 300°C erhältlich. (P. STEPHAN et al. 2019)

Die thermodynamischen Vorgänge sind von der Geometrie des Körpers abhängig. Die verwendeten Ansätze beziehen sich beim Treibstoffsystem auf die aktuelle Tankgeometrie, bestehend aus einem Zylinder und einer Kugel. Der Gültigkeitsbereich ist durch eine Variation der Tankabmessungen in einer Sensitivitätsstudie zu untersuchen. Zur Auslegung des Tanksystems sind weitere dynamische Teilmodelle erforderlich. Die Flugmission, die Wetterdaten und die Kabinenhöhe sind voneinander abhängig. Ihre Grenzen und die Einflüsse aufeinander sind ebenfalls zu untersuchen, um die Ergebnisse beurteilen zu können.

In der Klimaanlage wurde vorerst die Erwärmung der Rumpfhaut durch die Sonneneinstrahlung und Kühlung in Form von Konvektion mit dem Fahrtwind vernachlässigt. In Reise Flughöhe ist aufgrund der geringeren Dichte die Strahlungswärme der Sonne höher als auf Meereshöhe. In weiteren Untersuchungen ist dies zu berücksichtigen, da eine Erwärmung der Rumpfhaut zu einer Wärmeleitung ins Rumpfinnere und somit zu einer Temperaturerhöhung führen kann. Von der Klimaanlage ist zu den vorhandenen Wärmequellen in der Kabine eine zusätzliche Kühlleistung zu erbringen. Zudem beeinflusst die freie Konvektion der Strömung im Kabineninneren den Wärmetransport und die Leistung der ECS. Da die Konvektion an Menschen nicht mehr mit einfachen Geometrien beschreibbar ist, werden beispielsweise in BIANCO et al. 2009 und PEREIRA et al. 2004 numerische Modelle verwendet um die Strömungen zu untersuchen.

6 Zusammenfassung

In der Arbeit wurde ein emissionsfreies Referenzflugzeug in Anlehnung an die ATR72-600 erstellt. Der Antrieb erfolgt mittels kryogenem Wasserstoff in Brennstoffzellen und mit Batterien, welche über einen Elektromotor die Propeller antreiben. Der zylinderförmige Kryogentank mit kugelförmigen Endkappen befindet sich im hinteren Rumpfbereich und fördert Treibstoff zu den beiden Pods.

In Folge der Änderung des Treibstoffes waren Anpassungen der Flugzeugsysteme vorzunehmen. Da das Tanksystem nicht aktiv gekühlt wird und die Umgebungstemperatur stets über der Temperatur des Treibstoffs liegt, erfolgt eine kontinuierliche Wärmezufuhr in den Tank und in die Leitungen. Mithilfe der Wärmelehre ließen sich die thermodynamischen Vorgänge analysieren und mit Vergleichsansätzen aus praktischen Versuchen mit vergleichbaren Geometrien die Strömungsvorgänge analytisch beschreiben. Dabei wurden die Konduktion, Konvektion und Wärmestrahlung im und am Tank betrachtet. Trotz der Unterteilung der Strömungen im Tankinneren in die drei Zonen, sind Versuche notwendig um die Ansätze und die Berechnungsergebnisse zu verifizieren, da die Wärmeübertragung von der angeströmten und umströmten Geometrie abhängt. Die Wärmestrahlung bezieht sich auf die Gasstrahlung der Umgebungsluft im Rumpfinnenen. Durch ein lineares Gleichungssystem werden die thermischen Widerstände der Konvektion und Konduktion berechnet. Aufgrund der vierten Potenz der Temperatur in der Formel der Wärmestrahlung, ist diese gesondert zu betrachten und deren Einfluss auf den gesamten Wärmestrom zu untersuchen. Anfangs herrscht bei einer konstanten Temperatur ein Gleichgewichtszustand zwischen der flüssigen und gasförmigen Phase des Wasserstoffs im Tank. Der zugeführte Wärmestrom führt zu einer Temperaturerhöhung und einem Druckanstieg, welcher anhand der Dampfdruckkurve bestimmt werden kann. Ohne der Entnahme von Wasserstoff überschreitet der Dampfdruck ab einer Temperatur von 22 K den Entlüftungsdruck von 1,44 bar.

Bei einem emissionsfreiem Antrieb steht keine Zapfluft von den Triebwerken zur Verfügung, welche unter anderem für die Klimatisierung und Bedruckung genutzt wird. Als Alternative ist die Stauluft durch Wärmetauscher und Kompressoren zu leiten, um ein ausreichendes Kabinenklima von 24°C und 8 000 ft zu erzeugen. Anhand der

Extremwetterlagen nach der MIL-E-38453A ist eine Auslegung der Komponenten durchzuführen. Dabei werden die Temperaturen, der Druck, die relative Feuchtigkeit und die Wärmestrahlung der Sonne betrachtet. Für die Auslegung der Komponenten der Klimaanlage, wurden die thermodynamischen Vorgänge betrachtet. Der Wärmestrom im Rumpfinnenen setzt sich aus der Wärmestrahlung der Sonne durch die Fenster und die erzeugte Wärme durch die Passagiere zusammen. Idealisiert wird die Wärme im Inneren durch die Wärmeleitung mit der Rumpfhaut nach außen geleitet. Ein Teil der Kabinenluft wird in die Umgebung gebläsen und der restliche Teil zurück in die Mischereinheit der Klimaanlage geleitet.

Durch die Elektrifizierung des Flugzeuges bleibt die Architektur unverändert. Lediglich eine Spannungserhöhung ist notwendig um die auftretenden Verluste zu reduzieren. Da die elektrische Leistungserzeugung über Batterien und Brennstoffzellen erfolgt, erhöht sich die Gesamtmasse des Flugzeuges.

Neben denen in dieser Arbeit deklarierten Hauptsystemen sind ebenfalls die Änderungen weiterer Systeme wie beispielsweise dem Feuerschutz, dem Fahrwerk, dem Eis- und Regenschutz, der Wasseranlage, dem Schutzgassystem und dem Hilfstriebwerk zu berücksichtigen.

7 Ausblick

Aufgrund der zeitlichen Begrenzung war es nicht möglich die Systeme in ihrer Komplexität umfassend zu beschreiben. Für zukünftige Modelle ist die Auslegung des Flugzeugentwurfs zu vernachlässigen, da dieser bereits einen zeitintensiven Aufwand darstellt.

Im Treibstoffsystem ist eine Erhöhung des Entlüftungsdrucks zu untersuchen, da dieser Einfluss auf den Dampfdruck und die mitzuführende Treibstoffmasse hat. Da im Treibstoffsystem und in der Klimaanlage hauptsächlich die Thermodynamik betrachtet wird, ist eine Auslegung mit numerischen Modellen zu empfehlen. Hiermit könnten die Strömungen ausführlicher analysiert werden und zur Ergänzung sowie Überprüfung des analytischen Modells dienen. Änderungen in der Sitzplatzkonfiguration, die Wärmeleitfähigkeit der Innenausstattung oder der Aufbau werden in der aktuellen Berechnung nicht berücksichtigt. Ebenso führen bereits kleinste Abweichungen in der angegebenen Tankgeometrie zu veränderten Strömungen. Eine dynamische Auslegung der Systeme beinhaltet eine Variation von Berechnungsansätzen um einen umfassenden Geltungsbereich des Modells zu gewährleisten.

Mit der Kombination der Vorauslegung des Flugzeugentwurfs und der Flugzeugsysteme in einem Modell bietet sich eine wertvolle Methode für zukünftige Auslegungsprozesse von Flugzeuge und vor allem für Konzepte von Wasserstoffflugzeugen. Da die Systeme den Flugzeugentwurf beeinflussen und umgekehrt, ist eine iterativen Annäherung bei der Auslegung empfehlenswert. Die modellbasierte Herangehensweise bietet eine stabile Grundlage um die Prozesse zu betrachten. Durch die Kombination mit zusätzlichen Modellen aus der Numerik und der 3D-Simulation ließen sich die Auswirkungen von Änderungen schneller beurteilen und einen dynamischen Auslegungsprozesses schaffen.

Literaturverzeichnis

ACARE 2022

ACARE: *ACARE vision - Acare*. URL: <https://www.acare4europe.org/acare-vision/> (besucht am 26.08.2022).

ADAC 2022

ADAC: *Wasserstoffautos: Technik, Modelle, Tests, Tankstellen*. ADAC (2022). URL: <https://www.adac.de/verkehr/tanken-kraftstoff-antrieb/alternative-antriebe/wasserstoffauto-so-funktioniert-es/> (besucht am 30.08.2022).

AERONAUTICS GUIDE 2017

AERONAUTICS GUIDE: *Aircraft Wing and Stabilizer Deicing Systems*. *Blogger* (2017). URL: <https://www.aircraftsystemstech.com/2017/05/wing-and-stabilizer-deicing-systems.html> (besucht am 19.08.2022).

AGBF - BUND 2008

AGBF - BUND: *Wasserstoff und dessen Gefahren. Ein Leitfaden für Feuerwehren*. Hrsg. von ARBEITSGEMEINSCHAFT DER LEITER DER BERUFSFEUERWEHREN IN DER BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND - ARBEITSKREIS GRUNDSATZFRAGEN -.

AHLERS 2020

AHLERS, M.: *An Introduction to Aircraft Thermal Management*. eng. 1st ed. Ahlers, Mark (VerfasserIn). Warrendale: SAE International. 2020. 206 S. ISBN: 978-0-7680-9342-1. URL: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/kxp/detail.action?docID=28983671>.

AIRBUS 2020

AIRBUS: *These pods could provide a blueprint for future hydrogen aircraft*. URL: <https://www.airbus.com/en/newsroom/stories/2020-12-these-pods-could-provide-a-blueprint-for-future-hydrogen-aircraft> (besucht am 07.08.2022).

AIRBUS 2021

AIRBUS: *How to store liquid hydrogen for zero-emission flight*. URL: <https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2021-12-how-to-store-liquid-hydrogen-for-zero-emission-flight> (besucht am 05.09.2022).

Aircraft Science 2022

AIRCRAFT SCIENCE: Why Nitrogen is Pumped Into the Center Fuel Tank. Nitrogen Generation System. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=Wc6pFW88QQk> (besucht am 04.09.2022).

ARNOLD et al. 2007

ARNOLD, S.; B. BEDNARCYK; C. COLLIER; P. YARRINGTON: Spherical Cryogenic Hydrogen Tank Preliminary Design Trade Studies. In: *Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (Honolulu, Hawaii). 2007. ISBN: 978-1-62410-013-0. DOI: 10.2514/6.2007-2290.

ASD et al. 2022

ASD; AIA; A4A: *S1000D*. URL: <https://s1000d.org/> (besucht am 05.09.2022).

ATR 1999

ATR, Hrsg. (1999): *Flight Crew Operating Manual*. F.C.O.M. Version 001.

ATR 2022a

ATR: *ATR Aircraft*. URL: <https://www.atr-aircraft.com/> (besucht am 05.07.2022).

ATR 2022b

ATR, Hrsg. (2022b): *ATR72 -600*. URL: https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2022/06/ATR_Fiche72-600-3.pdf (besucht am 09.08.2022).

ATR72 F.C.O.M. 1999

ATR72 F.C.O.M. (1999): *Flight Crew Operating Manual*. 1999.

BABEL 2019

BABEL, O.: *Wasserstoff, Stoffdaten entlang der Dampfdruckkurve*. URL: <https://www.unternehmensberatung-babel.de/industriegase-lexikon/industriegase-lexikon-n-bis-z/wasserstoff/wasserstoff-stoffdaten.html> (besucht am 10.09.2022).

BAEHR & K. STEPHAN 2016

BAEHR, H. D.; K. STEPHAN, Hrsg. (2016): *Wärme- und Stoffübertragung*. ger. 9., aktualisierte Auflage. Lehrbuch. Baehr, Hans Dieter (VerfasserIn) Stephan, Karl (VerfasserIn). Berlin & Heidelberg: Springer Vieweg. 2016. 808 S. ISBN: 978-3-662-49676-3. DOI: 10.1007/978-3-662-49677-0.

BARTHELEMY et al. 2017

BARTHELEMY, H.; M. WEBER; F. BARBIER: Hydrogen storage: Recent improvements and indus-

trial perspectives. *International Journal of Hydrogen Energy* 42 (2017) 11. PII: S0360319916305559, S. 7254–7262. ISSN: 0360-3199. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2016.03.178.

BATAL 2010

BATAL, S.: Auslegung des Kraftstoffsystems von wasserstoffbetriebenen Frachtflugzeugen. Bachelorarbeit. Hamburg: Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg. 2010. URL: <http://Bibliothek.ProfScholz.de> (besucht am 13.06.2022).

BIANCO et al. 2009

BIANCO, V.; O. MANCA; S. NARDINI; M. ROMA: Numerical investigation of transient thermal and fluidynamic fields in an executive aircraft cabin. *Applied Thermal Engineering* 29 (2009) 16. PII: S1359431109001732, S. 3418–3425. ISSN: 13594311. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2009.05.020.

BRAY et al. 2022

BRAY, R.; E. BURROWS; L. HADNUM: *Aircraft Systems*. Version FZO-AIR-REP-0013. Aerospace Technology Institute. URL: www.ati.org.uk.

BREWER 1991

BREWER, G. D.: *Hydrogen aircraft technology*. eng. Boca Raton: CRC Press. 1991. 430 S. ISBN: 0-8493-5838-8. URL: <http://www.loc.gov/catdir/enhancements/fy0731/90047972-d.html>.

CHAKRABORTY 2015

CHAKRABORTY, I.: Subsystem Architecture Sizing And Analysis For Aircraft Conceptual Design. Doktorarbeit. Georgia: Daniel Guggenheim School of Aerospace Engineering. 2015.

CHAPMAN et al. 2020

CHAPMAN, J. W.; S. L. SCHNULO; M. P. NITZSCHE: Development of a thermal management system for electrified aircraft. Version Tech. Rep. 2020-220473. Cleveland, Ohio: NASA Glenn Research Center.

CHRISTEN 2010

CHRISTEN, D. S.: *Praxiswissen der chemischen Verfahrenstechnik*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. 2010. ISBN: 978-3-540-88974-8. DOI: 10.1007/978-3-540-88975-5.

CHURCHILL & CHU 1975

CHURCHILL, S. W.; H. H. CHU: Correlating equations for laminar and turbulent free convection from a vertical plate. *International Journal of Heat and Mass Transfer* 18 (1975) 11. PII: 0017931075902434, S. 1323–1329. ISSN: 00179310. DOI: 10.1016/0017-9310(75)90243-4.

Clean Sky 2 Ju et al. 2020

CLEAN SKY 2 JU, Hrsg. (2020): Hydrogen-powered aviation. A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050. eng. Luxembourg. DOI: 10.2843/471510.

CRONIN et al. 1985

CRONIN, M. J.; A. P. HAYS; F. B. GREEN; N. A. RADOVCICH; C. W. HELSLEY; W. L. RUTCHIK: Integrated Digital/Electric Aircraft Concepts Study. Version NASA Contractor Report 3841.

DEBNEY et al. 2022

DEBNEY, D.; S. BEDDOES; M. FOSTER; D. JAMES; E. KAY; O. KAY; K. SHAWKI; E. STUBBS; D. THOMAS; K. WEIDER; R. WILSON: *Zero-Carbon Emission Aircraft Concepts*. Version FZO-AIN-REP-0007. Aerospace Technology Institute. URL: www.ati.org.uk.

DEFLAMM 2022

DEFLAMM: *Brandklassen*. URL: <https://www.deflamm.ch/brandklassen.htm> (besucht am 04.09.2022).

DOMEN 1991

DOMEN, S. R.: Emissivity of aluminized mylar. *International Journal of Radiation Applications and Instrumentation. Part C. Radiation Physics and Chemistry* 37 (1991) 2. PII: 135901979190127N, S. 199–201. ISSN: 1359-0197. DOI: 10.1016/1359-0197(91)90127-N. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/135901979190127N>.

EASA 2018

EASA: Type-Certificate Data Sheet. No. IM.E.041. for Engine PW100 series engines. Version 04.

Federal Aviation Administration 2012

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, Hrsg. (2012): *Advisory Circular. Operator Information for Incorporating Fuel Tank Flammability Reduction Requirements into a Maintenance or Inspection Program*. 2012.

FLY & THRING 2016

FLY, A.; R. H. THRING: A comparison of evaporative and liquid cooling methods for fuel cell vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy* 41 (2016) 32. PII: S0360319916318444, S. 14217–14229. ISSN: 0360-3199. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2016.06.089.

FORSCHUNGSGEMEINSCHAFT 2022

FORSCHUNGSGEMEINSCHAFT, D.: *Kondensstreifen - wie Flugzeuge ganz natürlich Wolken erschaffen*. URL: <https://www.spp-climate-engineering.de/index.php/contrails-vs-chemtrails.html> (besucht am 30.08.2022).

FRAUNHOFER-GESELLSCHAFT 2022

FRAUNHOFER-GESELLSCHAFT: *Detektion von Wasserstoff durch Glasfasersensoren*. Copyright: Copyright. URL: <https://www.fraunhofer.de/de/presse/presseinformationen/2022/april-2022/detektion-von-wasserstoff-durch-glasfasersensoren.html> (besucht am 04.09.2022).

FUMATECH 2020

FUMATECH: *Membrane Humidifiers. fumasep High Performance Membrane Humidifiers for Fuel Cells*. URL: https://www.fumatech.com/NR/rdonlyres/0B9A1C7F-5BA6-4409-A003-5C4E79CD61AB/0/FUMATECH_BWT_GmbHMembrane_Humidifiers.pdf (besucht am 03.09.2022).

GARDINER 2022

GARDINER, G.: Will the Airbus-CFM H2 flight demonstrator use metal or composite tanks? *CompositesWorld* (2022). URL: <https://www.compositesworld.com/articles/will-the-airbus-cfm-h2-flight-demonstrator-use-metal-or-composite-tanks> (besucht am 05.09.2022).

GNIELINSKI 1975

GNIELINSKI, V.: Berechnung mittlerer Wärme- und Stoffübergangskoeffizienten an laminar und turbulent überströmten Einzelkörpern mit Hilfe einer einheitlichen Gleichung. *Forschung im Ingenieurwesen* (1975) 41, S. 145–153. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/Berechnung-mittlerer-W%C3%A4rme-und-an-laminar-und-mit-Gnielinski/524882cb916d2b90b0cb73770c3d15eac3722a81>.

H2FLY 2022

H2FLY: *H2FLY realizes hydrogen-powered zero-emission aviation*. URL: <https://www.h2fly.de/> (besucht am 30.03.2022).

HEERENS 2014

HEERENS, N. C.: Landing gear design in an automated design environment. Master Thesis. Delft: TU Delft. 2014. URL: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3Ad3239c8e-a423-4aa1-8752-c977d03d58e1>.

HEUBNER 2022

HEUBNER, F.: *Solid Hydrogen Carriers. White Paper*. Copyright: Copyright. Fraunhofer IFAM. URL: https://www.ifam.fraunhofer.de/content/dam/ifam/en/documents/dd/h2/FRAUNHOFER_IFAM_WHITE_PAPER_Solid_Hydrogen_Carriers.pdf (besucht am 29.08.2022).

HOOGENDOORN 2018

HOOGENDOORN, J.: Fuel Cell and Battery Hybrid System Optimization: Towards Increased Range and Endurance. Master thesis. Delft: TU Delft. 2018. URL: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A6e274095-9920-4d20-9e11-d5b76363e709> (besucht am 11.06.2022).

HORST et al. 2014

HORST, P.; K. WOLF; C.-C. ROSSOW, Hrsg. (2014): *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. ger. [Elektronische Ressource]. München: Hanser Verlag. 2014. 950 S. ISBN: 9783446436046. DOI: 10.3139/9783446436046. URL: <http://www.hanser-elibrary.com/doi/book/10.3139/9783446436046>.

HUIZING et al. 2008

HUIZING, R.; M. FOWLER; W. MÉRIDA; J. DEAN: Design methodology for membrane-based plate-and-frame fuel cell humidifiers. *Journal of Power Sources* 180 (2008) 1. PII: S037877530800195X, S. 265–275. ISSN: 03787753. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2008.01.046. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S037877530800195X>.

HYDROGENIOUS LOHC TECHNOLOGIES 2022

HYDROGENIOUS LOHC TECHNOLOGIES: *Hydrogenious LOHC Technologies - Wasserstoffhandhabung leicht gemacht*. URL: <https://www.hydrogenious.net/index.php/de/hydrogen-2-3/> (besucht am 29.08.2022).

„HYZERO“ 2021

@lasthash HYZERO: H2 transport aircraft concept. Institute of Aerospace Systems. Aachen: RWTH Aachen University. 2021.

JUSCHUS 2021

JUSCHUS, D.: Preliminary Propulsion System Sizing Methods for PEM Fuel Cell Aircraft. Masterarbeit. Delft: TU Delft. 2021. URL: <http://repository.tudelft.nl/>.

JUSCHUS & DSE GROUP 08 2018

JUSCHUS, D.; DSE GROUP 08: Green Flying. Final Report. TU Delft.

KLIMASCHUTZ-PORTAL 2022

KLIMASCHUTZ-PORTAL: *Die Erzeugung alternativer Treibstoffe - Klimaschutz-Portal*. URL: <https://www.klimaschutz-portal.aero/klimaneutral-fliegen/alternative-kraftstoffe/> (besucht am 07.07.2022).

KUNZE 2010

KUNZE, K.: Cryo-compressed H2-Storage. A Promising Candidate to Supplement the Vehicle Storage Portfolio. Unter Mitarb. von NHA HYDROGEN CONFERENCE 2010. Toronto Canada:

BMW Group. URL: <https://nha.confex.com/nha/2010/webprogram/Presentation/Paper4553/Kunze,%20Klaas.ppt> (besucht am 06.08.2022).

LARMINE & DICKS 2011

LARMINE, J.; A. L. DICKS: *Fuel cell systems explained*. eng. 2nd ed. Chichester, West Sussex: J. Wiley. 2011. 406 S. ISBN: 9781118878330. DOI: 10.1002/9781118878330. URL: <http://onlinelibrary.wiley.com/book/10.1002/9781118878330>.

LITTLE 1982

LITTLE, A. D.: *An Assessment of the crash fire hazard of liquid hydrogen fueled Aircraft*. NASA CR-165526. 1982.

LUMITOS AG 2022a

LUMITOS AG: *Lexikon für Analytik, Labortechnik, Chemie, Verfahrenstechnik, Prozesstechnik, Anlagenbau*. URL: <https://www.chemie.de/lexikon/> (besucht am 13.08.2022).

LUMITOS AG 2022b

LUMITOS AG: *Liste der Dichte gasförmiger Stoffe*. URL: https://www.chemie.de/lexikon/Liste_der_Dichte_gasf%C3%B6rmiger_Stoffe.html (besucht am 07.07.2022).

MANNCHEN et al. 1960

MANNCHEN, W.; E. HÁLA; V. FRIED; J. PICK, Hrsg. (1960): *Gleichgewicht Flüssigkeit – Dampf. Seine theoretische Behandlung und experimentelle Bestimmung*. ger. Reprint 2022. Hála, E. (VerfasserIn) Fried, V. (VerfasserIn) Mannchen, W. (HerausgeberIn) Pick, J. (VerfasserIn) Hála, E. (VerfasserIn) Fried, V. (VerfasserIn) Mannchen, W. (HerausgeberIn) Pick, J. (VerfasserIn). Berlin & Boston: De Gruyter. 1960. 360 S. ISBN: 9783112620304. DOI: 10.1515/9783112620304. URL: <https://www.degruyter.com/isbn/9783112620304>.

MATHWORKS 2022

MATHWORKS: *Simscape*. URL: <https://de.mathworks.com/products/simscape.html> (besucht am 12.09.2022).

MATTINGLY et al. 1987

MATTINGLY, J. D.; W. H. HEISER; D. H. DALEY: *Aircraft engine design*. eng. AIAA education series. Washington,DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1987. 582 S. ISBN: 0930403231.

MUKHOPADHAYA & RUTHERFORD 2022

MUKHOPADHAYA, J.; D. RUTHERFORD: *Performance Analysis of Evolutionary Hydrogen Powered Aircraft*. ICCT WHITE PAPER. International Council on Clean Transportation. 2022. URL: <https://theicct.org/wp-content/uploads/2022/01/lh2-aircraft-white-paper-a4-v4.pdf>.

NELSON 2005

NELSON, T.: 787 Systems and Performance. Boeing Commercial Airplanes.

Nicolay et al. 2020

NICOLAY, S.; Y. LIU; A. ELHAM; (KEINE ANGABE), Hrsg. (2020): *Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen as propulsion system*. Aerospace Europe Conference 2020 (Bordeaux, France). 2020. URL: https://www.researchgate.net/publication/340264850_Conceptual_design_and_optimization_of_a_general_aviation_aircraft_with_fuel_cells_and_hydrogen_as_propulsion_system.

NITA 2008

NITA, M. F.: Aircraft Design Studies Based on the ATR 72. Department of Automotive and Aeronautical Engineering. Projektarbeit. Hamburg: Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg. 2008.

OILTANKING 2015

OILTANKING: *Flugkraftstoffe (Flugturbinenkraftstoff/Jet Fuel, Flugbenzin (AvGas), Jet B, Biokerosin)*. URL: <https://www.oiltanking.com/de/news-info/glossar/flugkraftstoffe-flugturbinenkraftstoff-jet-fuel-flugbenzin-avgas-jet-b-biokerosin.html> (besucht am 03.09.2022).

ONORATO 2021

ONORATO, G.: *Fuel Tank Integration for Hydrogen Airlines*. 2021. URL: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A5700b748-82c6-49c9-b94a-ad97c798e119>.

PALLADINO et al. 2021

PALLADINO, V.; A. JORDAN; N. BARTOLI; P. SCHMOLLGRUBER; V. POMMIER-BUDINGER; E. BENARD: Preliminary studies of a regional aircraft with hydrogen-based hybrid propulsion. DOI: 10.2514/6.2021-2411.

PANGAS AG o.D.

PANGAS AG: Sicherheitshinweise. Umfang mit Wasserstoff. URL: https://www.pangas.ch/de/images/PanGas_Sicherheitshinweis_Wasserstoff_d_tcm553-114544.pdf.

PENNER 2021

PENNER, H.: *Dornier 328 eco soll mit Wasserstoff fliegen*. URL: https://www.cockpit.aero/rubriken/detailseite/news/dornier-328-eco-soll-mit-wasserstoff-fliegen/?no_cache=1 (besucht am 05.09.2022).

PEREIRA et al. 2004

PEREIRA, G. C.; W. H. L. TURCIO; C. R. DE ANDRADE; E. L. ZAPAROLI: Heat transfer of an aircraft cabin thermal transient. Hrsg. von BRAZ. SOC. OF MECHANICAL SCIENCES AND ENGINEERING.

POHLHAUSEN 1921

POHLHAUSEN, E.: Der Wärmeaustausch zwischen festen Körpern und Flüssigkeiten mit kleiner reibung und kleiner Wärmeleitung. *ZAMM - Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik* 1 (1921) 2, S. 115–121. ISSN: 00442267. DOI: 10.1002/zamm.19210010205.

PREWITZ et al. 2020

PREWITZ, M.; A. BARDENHAGEN; R. BECK: Hydrogen as the fuel of the future in aircrafts – Challenges and opportunities. *International Journal of Hydrogen Energy* 45 (2020) 46. PII: S0360319920324290, S. 25378–25385. ISSN: 0360-3199. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2020.06.238.

PROGAS 2021

PROGAS: *So funktioniert der Inhaltsanzeiger am Gastank*. URL: <https://progas.de/fluessiggas-ratgeber/wissen/inhaltsanzeiger> (besucht am 02.09.2022).

QIN et al. 2017

QIN, Y.; Q. DU; M. FAN; Y. CHANG; Y. YIN: Study on the operating pressure effect on the performance of a proton exchange membrane fuel cell power system. *Energy Conversion and Management* 142 (2017). PII: S0196890417302467, S. 357–365. ISSN: 01968904. DOI: 10.1016/j.enconman.2017.03.035.

RAITHBY & HOLLANDS 1998

RAITHBY, G. D.; K. G. T. HOLLANDS: Natural Convection. In: *Handbook of heat transfer*. Hrsg. von W. M. ROHSENOW; J. P. HARTNETT; Y. I. CHO. 3. ed. New York, NY: McGraw-Hill. 1998, Chapter 4. ISBN: 0-07-053555-8.

RAYMER 2018

RAYMER, D. P.: *Aircraft design. A conceptual approach*. eng. Sixth edition. AIAA education series. Raymer, Daniel P. (VerfasserIn). Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. 2018. 1062 S. ISBN: 9781624104909.

ROSKAM 2005

ROSKAM, J.: *Preliminary sizing of airplanes*. eng. 4. print. Bd. Part I. Airplane design / Jan Roskam. Lawrence: DARcorporation. 2005. 207 S. ISBN: 188488542X.

ROSKAM 2007

ROSKAM, J.: *Layout of landing gear and systems*. eng. 5. print. Bd. Part IV. Airplane design / Jan Roskam. Lawrence, Kan.: DARcorporation. 2007. 416 S. ISBN: 9781884885532.

SCHOLZ 2021

SCHOLZ, D.: *Aircraft Design and System Group (AERO). Forschungsgruppe Flugzeugentwurf und -systeme*. Hamburg University of Applied Sciences. URL: <http://aero.profscholz.de/> (besucht am 05.07.2022).

Scholz 2005

SCHOLZ, D.: „Flugzeugentwurf“. Vorlesungskript. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau.

SCHOLZ & D. SEECKT 2010

SCHOLZ, D.; D. SEECKT: Grüner Frachter. Entwurfsuntersuchung zu umweltfreundlichen und kosteneffektiven Frachtflugzeugen mit unkonventioneller Konfiguration. Schlussbericht FH3-Projekt Grüner Frachter. Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau.

K. SEECKT & SCHOLZ 2010

SEECKT, K.; D. SCHOLZ: Application of the Aircraft Preliminary Sizing Tool PreSTo to Kerosene and Liquid Hydrogen Fueled Regional Freighter Aircraft. DGLR: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010 : Tagungsband - Ausgewählte Manuskripte (DLRK, Hamburg, 31. August - 02. September 2010). URL: <http://PreSTo.ProfScholz.de> (besucht am 26.07.2022).

SHARAF & ORHAN 2014

SHARAF, O. Z.; M. F. ORHAN: An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 32 (2014). PII: S1364032114000227, S. 810–853. ISSN: 13640321. DOI: 10.1016/j.rser.2014.01.012.

SINNETT 2008

SINNETT, M.: *787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies*. BOEING. URL: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/article_02_1.html (besucht am 17.03.2022).

SLINGERLAND et al. 2008

SLINGERLAND, R.; S. ZANDSTRA; D. SCHOLZ; K. SEECKT: Green Freighter Systems. In: *Aerospace Sciences Meetings. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (Reno, Nevada). [Place of publication not identified]: [publisher not identified]. 2008. ISBN: 978-1-62410-128-1. DOI: 10.2514/6.2008-146.

P. STEPHAN et al. 2019

STEPHAN, P.; S. KABELAC; M. KIND; D. MEWES; K. SCHABER; T. WETZEL, Hrsg. (2019): *VDI-Wärmeatlas. Fachlicher Träger VDI-Gesellschaft Verfahrenstechnik und Chemieingenieurwesen*. ger. 12. Aufl. 2019. VDI Springer Reference. Stephan, Peter (HerausgeberIn) Kabelac, Stephan (HerausgeberIn) Kind, Matthias (HerausgeberIn) Mewes, Dieter (HerausgeberIn) Schaber, Karlheinz

(HerausgeberIn) Wetzel, Thomas (HerausgeberIn) Stephan, Peter (HerausgeberIn) Kabelac, Stephan (HerausgeberIn) Kind, Matthias (HerausgeberIn) Mewes, Dieter (HerausgeberIn) Schaber, Karlheinz (HerausgeberIn) Wetzel, Thomas (HerausgeberIn). Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. 2019. 2082 S. ISBN: 9783662529898. URL: <http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:bsz:31-epflicht-1564812>.

STÜCKL 2016

STÜCKL, S.: Methods for the Design and Evaluation of Future Aircraft Concepts Utilizing Electric Propulsion Systems. Dissertation. München: Technische Universität München. 2016. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/Methods-for-the-Design-and-Evaluation-of-Future-St%C3%BCckl/c3a9e2ea05e108cfa5ead32ac0362062e697f3a4>.

THIELMANN et al. 2018

THIELMANN, A.; C. NEEF; C. FENSKE; M. WIETSCHEL: Energiespeicher-Monitoring 2018. Leitmarkt- und Leitanbieterstudio: Lithium-Ionen-Batterien für die Elektromobilität. Hrsg. von FRAUNHOFER-INSTITUT FÜR SYSTEM- UND INNOVATIONSFORSCHUNG ISI. URL: <http://www.isi.fraunhofer.de/isi-%20de/t/projekte/> (besucht am 07.08.2022).

THOMSON et al. 2020

THOMSON, R.; U. WEICHENHAIN; N. SACHDEVA; M. KAUFMANN: *Hydrogen. A future fuel for Aviation?* Hrsg. von ROLAND BERGER GMBH.

TORENBEEK 1988

TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design. An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance.* eng. Dordrecht: Springer Netherlands. 1988. 607 S. ISBN: 9789401732024. URL: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/kxp/detail.action?docID=3565959>.

TRAVELUPDATE 2020

TRAVELUPDATE: *Which aircraft has the largest windows for passengers? It's not the Boeing 787.* URL: <https://travelupdate.com/aircraft-largest-windows/> (besucht am 07.09.2022).

TÜV NORD GROUP 2022

TÜV NORD GROUP: *Wasserstoff-Brennstoffzelle: Funktion & Arten.* URL: <https://www.tuev-nord.de/de/unternehmen/energie/wasserstoff/wasserstoff-brennstoffzelle/> (besucht am 30.08.2022).

UNITED STATES AIR FORCE 1971

UNITED STATES AIR FORCE: MIL-E-38453A. Environmental Control, Environmental Protection and Engine Bleed Air Systems, Aircraft, General.

VAN GEENEN 2022

VAN GEENEN, G.: *Diehl Aviation participates in a research project for climate-neutral flying*. Diehl Aviation. URL: <https://www.diehl.com/aviation/en/press-and-media/press/diehl-aviation-an-forschungsprojekt-fuer-klimaneutrales-fliegen-beteiligt/> (besucht am 04.04.2022).

VAN WENSVEEN et al. 2020

VAN WENSVEEN, J.; F. PETER; T. RAU; M. HORNING: *Assessment of a Fuel Cell Powered Full Electric Subsystem Architecture for the Avacon Research Baseline Aircraft*. DOI: 10.25967/490114.

VONHOFF 2021

VONHOFF, G. L. M.: *Conceptual Design of Hydrogen Fuel Cell Aircraft: Flying on hydrogen for a more sustainable future*. Master thesis. Delft: TU Delft. 2021. URL: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A8bd63dec-b67b-496b-92bc-3d5c07ff859f>.

VRATNY 2018

VRATNY, P. C.: *Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft*. Luft- und Raumfahrt. Dissertation. München: Technische Universität München. 2018.

WAHRIG-BURFEIND & WAHRIG 2010

WAHRIG-BURFEIND, R.; G. WAHRIG, Hrsg. (2010): *Deutsches Wörterbuch. Das universelle Standardwerk zur deutschen Gegenwartssprache ; der deutsche Wortschatz in über 260.000 Stichwörtern, Anwendungsbeispielen und Redewendungen ; mit umfassenden Bedeutungserklärungen und mehr als 1 Mio. Angaben zu Rechtschreibung, Grammatik, Aussprache, Stil und Herkunft*. Mit Lexikon der Sprachlehre. ger. 8., vollst. neu bearb. und aktualisierte Aufl., [Nachdr.] Wahrig-Burfeind, Renate (Hrsg.) Wahrig, Gerhard (Begr.) Wahrig-Burfeind, Renate (Hrsg.) Wahrig, Gerhard (Begr.) Gütersloh & München: Wissen-Media-Verl. 2010. 1728 S. ISBN: 9783577102414.

WATOG 1992

WATOG: *Air Transport Association of America: Airline Industrie Standard*. Washington,DC: ATA. 1992.

WHITFIELD 2016

WHITFIELD, B.: *How It Works: TKS Ice Protection System*. *FLYING Magazine* (2016). URL: <https://www.flyingmag.com/how-it-works-tks-ice-protection-system/> (besucht am 19.08.2022).

WIKA 2022

WIKA: *Optoelektronischer Füllstandsschalter. Typen OLS-S, OLS-H*. URL: https://www.wika.com/de-de/ols_h_ols_s. WIKA (besucht am 02.09.2022).

WINNEFELD et al. 2018

WINNEFELD, C.; T. KADYK; B. BENSMANN; U. KREWER; R. HANKE-RAUSCHENBACH: Modelling and Designing Cryogenic Hydrogen Tanks for Future Aircraft Applications. *Energies* 11 (2018) 1. PII: en11010105, S. 105. DOI: 10.3390/en11010105.

YAWS 2015

YAWS, C. L.: *The Yaws handbook of vapor pressure. Antoine coefficients*. eng. Second edition. Yaws, Carl L. (VerfasserIn). Kidlington, Oxford & Waltham, MA: Gulf Professional Publishing is an imprint of Elsevier. 2015. 327 S. ISBN: 9780128030028. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/book/9780128029992>.

ZEROAVIA 2022

ZEROAVIA: *First Practical Zero Emission Aviation Powertrain*. URL: <https://www.zeroavia.com/> (besucht am 30.03.2022).

Anhang

A.1 Kennwerte von Flugzeugentwurf Kerosinvariante

Kennwerte Referenzflugzeug ATR72-600 (Jet-A) nach eigener Dimensionierung

Tabelle A.1: Kennwerte ATR72-600 Flugzeugentwurf (Original) (NITA 2008)

Beschreibung	ATR72-600 PreSTo
Anzahl PAX [-]	70
Reichweite [nmi]	800
Flughöhe [ft]	20000
Reisegeschwindigkeit [m/s]	141,2
Startleistung pro Triebwerk [kW]	2184
Flügelfläche [m^2]	64,3
MTOW [kg]	22865
OEW [kg]	13252
Rumpf Länge [m]	27,2
Rumpf Durchmesser [m]	2,77
Sitzabstand [cm]	73,66 (=29 inch)
Spannweite [m]	27,1
Streckung [-]	12
Flügelfläche [m^2]	64,3
Flügel-Flächebelastung [kg/m^2]	354,0
Fläche-zu-Gewicht-Verhältnis [W/kg]	192,0
Startstrecke [m]	1290
Landstrecke [m]	1067
Loiter Zeit [min]	45
Anzahl Triebwerke [-]	2
Durchmesser Propeller [m]	3,93
Gewicht Triebwerke [kg]	457
Spezifischer Treibstoffverbrauch (SFC) [$kg/W/s$]	$7,5 \cdot 10^{-8}$

Klasse 2 - Massenabschätzung

Flügelmasse m_W

nach TORENBEEK 1988 für $MTOW \geq 5700$ kg:

$$\frac{m_W}{m_{MZF}} = 6,67 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0,75} \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}\right) \cdot n_{ult}^{0,55} \cdot \left(\frac{b_s/t_r}{m_{MZF}/S_W}\right) \quad (\text{A.1})$$

$$= 0,129 \quad (\text{A.2})$$

mit $m_{MZF} = 19483,12$ kg folgt draus:

Flügelmasse $m_W = 2515,65$ kg

Einführung von Korrekturfaktoren bzgl. Position Fahrwerk, Anzahl Triebwerke und Position Spoiler führt zu:

$$m_{W,corrected} = 2313,48,92 \text{ kg} \quad (\text{A.3})$$

Tabelle A.2: Parameter für die Berechnung der Flügelmasse nach (TORENBEEK 1988, Scholz 2005)

Parameter	Beschreibung
$b_{ref} = 1,905 \text{ m}$	Referenzparameter aus TORENBEEK 1988
$b_s = 27,84 \text{ m}$	Spannweite
$n_{lim} \geq 2,1 + \left(\frac{24000}{MTOW+10000}\right)$	nach CS 25.337
$n_{lim} \geq 2,1 + \left(\frac{24000}{22840,70+10000}\right) = 2,5$	mit $2,5 \geq n_{lim} \geq 3,8$
$n_{ult} \approx 1,5 \cdot n_{lim} = 1,5 \cdot 2,5 = 3,75$	Maximales Lastvielfaches
$t_r = 0,473$	Tragflächendicke (Wurzel)
$m_{MZF} = 19483,12 \text{ kg}$	Maximales Nutzlast ohne Treibstoff
$S_W = 64,26 \text{ m}^2$	Flügelfläche
$MTOW = 22840,70 \text{ kg}$	Höchstabfluggewicht

Tank & Treibstoffsystem $m_{fuelsystem}$ nach RAYMER 2018:

$$m_{fuelsystem} = 2,49 \cdot V_t^{0,726} \cdot \left(\frac{1}{1 + V_i/V_t} \right) \cdot N_t^{0,242} \cdot N_e^{0,157} n \quad (\text{A.4})$$

$$= 170,39 \text{ kg} \quad (\text{A.5})$$

Tabelle A.3: Parameter für die Berechnung der Masse von Treibstoffsystem in Anlehnung an RAYMER 2018

Parameter	Beschreibung
$V_t = 1096 \text{ gal}$	Treibstoffvolumen [Gallonen]
$V_i = 2 \cdot 841,39 \text{ gal}$	Integraltankvolumen [Gallonen]
$N_t = 2$	Anzahl Treibstofftanks
$N_{en} = 2$	Anzahl Triebwerke

Systemmasse und Antriebsstrang m_{SYS}

Zusammenfassung der Masse für Kabel, Leitungen und Ausrüstung.

$$m_{SYS} = k_{EQUIP} \cdot m_{MTOW} \quad (\text{A.6})$$

$$= 2512,47 \text{ kg} \quad (\text{A.7})$$

Tabelle A.4: Parameter für die Berechnung der System- und Antriebsstrangmasse in Anlehnung an Scholz 2005

Parameter	Beschreibung
$k_{EQUIP} = 0,11$	Konstante für zweimotoriges Propellerflugzeug
$m_{MTOW} = 22840,70 \text{ kg}$	Höchstabfluggewicht

Rumpfmasse m_{Fus} nach TORENBEEK 1988:

$$m_{Fus} = 0,23 \cdot \sqrt{V_D \cdot \frac{l_H}{w_F + h_F}} \cdot S_{F_{wet}}^{1,2} \quad (A.8)$$

$$= 2408,72 \text{ kg} \quad (A.9)$$

Tabelle A.5: Parameter für die Berechnung der Rumpfmasse in Anlehnung an Scholz 2005

Parameter	Beschreibung
$a = 319,78 \text{ m/s}$	Schallgeschwindigkeit 20 000 ft
$V_D = M_D \cdot a = 0,53 \cdot 319,47$ $= 169,32 \text{ m/s}^2$	Design Tauchgeschwindigkeit bei Flughöhe von 17 000 ft
$\sigma = \rho / \rho_0 = 0,5892$	Dichteverhältniss Luft 20 000 ft
$l_H = 13,565 \text{ m}$	Hebelarm von Höhenruder
$w_F = 2,73 \text{ m}$	Max. Rumpfweite entspricht Durchmesser, da Querschnitt einen Kreis entspricht
$h_F = 2,73 \text{ m}$	Max. Rumpfhöhe entspricht Durchmesser, da Querschnitt einen Kreis entspricht
$l_{bug} = 3,83 \text{ m}$	Buglänge
$l_{heck} = 8,2 \text{ m}$	Heckänge
$l_{zyl} = 14,94 \text{ m}$	Länge zylindrischer Abschnitt Rumpf
$S_{wet,F} = \sqrt{l_{bug}^2 + (d_F/2)^2} \cdot \frac{d_F \cdot \Pi}{2} +$ $+ d_F \cdot l_{zyl} \cdot \Pi$ $+ \sqrt{l_{heck}^2 + (d_F/2)^2} \cdot \frac{d_F \cdot \Pi}{2}$ $= 181,43 \text{ m}^2$	Benetzte Oberfläche von Rumpf

Gondelmasse m_N

$$m_N = 0,0485 \cdot \frac{P \cdot \eta}{V \cdot g} \quad (\text{A.10})$$

$$= 241,87 \text{ kg} \quad (\text{A.11})$$

Triebwerksmasse $m_{E,inst}$

$$m_{E,inst} = k_E \cdot k_{thr} \cdot n_E \cdot m_E \quad (\text{A.12})$$

$$= 1532,47 \text{ kg} \quad (\text{A.13})$$

Tabelle A.6: Parameter für die Berechnung der Gondel- und Triebwerksmasse in Anlehnung an Scholz 2005

Parameter	Beschreibung
Gondel	
$P = 4102000 \text{ W}$	Triebwerksleistung
$\eta_{TO} = 0,64545$	Propellerwirkungsgrad während Abflug
$V_{s,1} = 54,12 \text{ m/s}$	Stall Speed Take-Off-Konfig.
Triebwerk	
$k_E = 1,35$	Parameter für Propellergetriebene Flugzeuge
$k_{thr} = 1,18$	Reserveschub-Parameter
$n_E = 2$	Anzahl Triebwerke
$m_E = 481 \text{ kg}$	Masse Triebwerk aus Datenblatt (EASA 2018)

A.2 Kennwerte Flugzeugentwurf von LH_2 -Variante ATR72-600

Tabelle A.7: Wirkungsgrade von Antriebsstrang

Bezeichnung	Spezifisches Leistungsgewicht [W/kg]	Wirkungsgrad [-]
Brennstoffzelle	$\hat{\rho}_{FC} = 2900$	$\eta_{FC} = 0,50$
Energieverteilung	$\hat{\rho}_{PMAD} = 11000$	$\eta_{PMAD} = 0,97$
Elektromotor	$\hat{\rho}_{em} = 5000$	$\eta_{em} = 0,95$
Kompressor	$\hat{\rho}_{comp} = 2000$	$\eta_{comp} = 0,60$
Wärmetauscher	$\hat{\rho}_{hx} = 5000$	$\eta_{hx} =$
Batterie	$\hat{\rho}_{BAT} = 250 \frac{Wh}{kg}$	$\eta_{BAT} = 0,95$

Brennstoffzelle nach VONHOFF 2021

Tabelle A.8: Komponenten der Brennstoffe und der Leistungselektronik VONHOFF 2021

Bezeichnung	Messwert mit Einheit
Kompressor	$P_{comp} = \dot{m}_{air} \cdot C_{p,air} \cdot \frac{T_{t2} - T_{t1}}{\eta_{em}}$ $T_{t2} = T_{t1} \cdot \left(1 + \frac{1}{\eta_{comp}}\right) \cdot PR_{comp}^{-5/7}$
Wärmetauscher	$P_{hx} = (0,371 \cdot P_{heat,rejected} + 1,33) \cdot f(dT)$
Befeuchter	$m_{humid} = P_{FC} \cdot \hat{\rho}_{humid}$
Energieverteilung	$P_{PMAD} = P_{FC}$
Elektromotor	$P_{em} = \frac{P_{TO}}{n_{TW}} : \eta_{em}$
Batterie	$P_{BAT} = P_{TO} - P_{cruise} = 925 \text{ kW}$ $m_{BAT} = \frac{P_{BAT} \cdot t_{TO}}{\hat{\rho}_{BAT}}$
Kabel	$m_{Kabel} = l_{Kabel} \cdot \hat{\rho}_{Kabel}$

Tabelle A.9: Parameter für die Berechnung in Anlehnung an VONHOFF 2021

Bezeichnung	Messwert mit Einheit
Kompressionsverhältnis	$PR = \frac{1013,25 \text{ hPa}}{466,00 \text{ hPa}} = 2,28$
Korrekturfaktor aus CHAPMAN et al. 2020	$f(dT) = 0,27$
Verlustwärme Brennstoffzelle	$P_{heat,rejected} = P_{FC}$
Dauer Steigflug ATR72-600 aus ATR 2022b	$t_{CLB} = 17,5 \text{ min}$
Spez. Leistungsgewicht Befeuchter aus FUMATECH 2020	$\hat{\rho}_{humid} = 7 \frac{\text{kg}}{110 \text{ kW}}$
Kabelgewicht pro Meter PALLADINO et al. 2021	$8,2 \frac{\text{kg}}{\text{m}}$
Kabellänge	30 m

Tabelle A.10: Komponentenmassen von Brennstoffzelle

Bezeichnung	Masse [kg]
Brennstoffzelle	1046,77
Kompressor	218,05
Wärmetauscher	156,39
Befeuchter	193,18
Energieverteilung	275,97
Elektromotor	532,82
Batterie	1165,23
Kabel	245

$$P_{TO} = \frac{MTOM}{P/W} \quad (\text{A.14})$$

$$= 5061,79 \text{ kW} \quad (\text{A.15})$$

$$\frac{P_{cruise,ATR}}{P_{TO,ATR}} = \frac{2132 \text{ SHP}}{2750 \text{ SHP}} = 0,7750 \quad (\text{A.16})$$

$$P_{cruise} = P_{TO} \cdot \frac{P_{cruise,ATR}}{P_{TO,ATR}} \quad (\text{A.17})$$

$$P_{cruise,TW} = \frac{P_{cruise}}{n_{TW}} \quad (\text{A.18})$$

$$P_{FC} = P_{electro,net} + P_{comp} + P_{hx} \quad (\text{A.19})$$

$$= 3035,63 \text{ kW} \quad (\text{A.20})$$

$$m_{FC\text{-}System,inkl.Bat} = 8560,24 \text{ kg} \quad (\text{A.21})$$

LH₂-Masse nach LARMINE & DICKS 2011

Der berechnete Massenstrom an Wasserstoff bezieht sich auf einen Pod. Da es zwei Triebwerke sind, wird die Treibstoffmasse verdoppelt.

$$\dot{m}_{H_2} = \frac{2,02 \cdot 10^{-3} \cdot P_{FC}}{2 \cdot V_{cell} \cdot F} \quad (\text{A.22})$$

$$= 0,03465 \text{ kg/s} \quad (\text{A.23})$$

$$m_{H_2} = t_{design} \cdot \dot{m}_{H_2} \cdot 2 \quad (\text{A.24})$$

$$= 996,97 \text{ kg} \quad (\text{A.25})$$

Tabelle A.11: Parameter für die Berechnung der Masse von Treibstoffsystem in Anlehnung an RAYMER 2018

Parameter	Wert
Zellenspannung	$V_{cell} = 0,74 \text{ V}$
Farraday-Konstante	$F = 96485 \text{ C/mol}$
Dauer 800 nmi - Design Mission	$t_{design} = 4,1 \text{ h}$

Tank

nach WINNEFELD et al. 2018

$$\rho_{LH_2} = -0,019 \cdot (p_{fill})^3 + 0,3287 \cdot (p_{fill})^2 - 3,7129 \cdot p_{fill} + 73,424 \quad (\text{A.26})$$

$$= 69,41 \text{ kg/m}^3 \quad (\text{A.27})$$

$$\rho_{H_2} = 1,4909 \cdot p_{fill} + 0,4182 \quad (\text{A.28})$$

$$= 2,21 \text{ kg/m}^3 \quad (\text{A.29})$$

$$V_t = \frac{m_{H_2} \cdot y}{\rho_{LH_2}} + \frac{(1-y) \cdot m_{H_2}}{\rho_{H_2}} = 48,46 \text{ m}^3 \quad (\text{A.30})$$

$$O_t = 2a\pi \cdot l_s + 4a\pi = 66,41 \text{ m}^2 \quad (\text{A.31})$$

$$s_w = \frac{(p_p \cdot d_i)}{v \cdot (2 \cdot K/S - p_p)} = 0,00394 \text{ m} \quad (\text{A.32})$$

$$m_{tank} = O_t \cdot s_w \cdot \rho_{alu} = 721,00 \text{ kg} \quad (\text{A.33})$$

$$m_{insu} = O_t \cdot s_{insu} \cdot \rho_{insu} \cdot 2 = 702,04 \text{ kg} \quad (\text{A.34})$$

$$m_{fuelsystem} = m_{Tankleitung} + m_{tank} + m_{insu} \quad (A.35)$$

$$= 1830,3 \text{ kg} \quad (A.36)$$

Tabelle A.12: Parameter für die Berechnung der Tankmasse

Beschreibung	Parameter
Entlüftungsdruck	$p_{vent} = 1,448 \text{ bar}$
Fülldruck	$p_{fill} = 1,2 \text{ bar}$
Längenverhältniss	$\lambda = 0,5$
Verhältniss a/c	$\phi = 1,0$
Verhältniss b/c	$\psi = 1,0$
Max. Füllstandsvolumen LH2	$y = 0,93$
Aluminium Alloy 2219	
Dichte	$\rho_{Alu} = 2825 \text{ kg/m}^3$
Zugfestigkeit	$K = 172,4 \text{ MPa}$
Wärmeleitfähigkeit	$\lambda_w = 120 \text{ W/mK}$
Polyurethan-Schaum	
Dichte	$\rho_{insu} = 32 \text{ kg/m}^3$
Schichtdicke	$s_{insu} = 15e - 3 \text{ m}$
Wärmeleitfähigkeit	$\lambda_{ins} = 31e - 3 \text{ W/mK}$
Dampfsperre Mylar	
Flächendichte	$\rho_{vap} = 0,225 \text{ kg/m}^2$
Schichtdicke	$s_{vap} = 1,57e - 2 \text{ m}$
Emissivität	$\epsilon_{vap} = 0,044$
Weitere Parameter	
Sicherheitsfaktor	$K_s = 1,5$
Sicherheitsfaktor	$S = 1,5$
Schweißeffizienz	$v = 0,8$
Masse Leitungen	$m_{Tankleitungen} = 407,3 \text{ kg}$

Rumpf nach TORENBEEK 1988Tabelle A.13: Parameter für die Berechnung der Rumpfmasse des ATR72-600 LH₂ in Anlehnung an Scholz 2005

Parameter	Beschreibung
$l_t = 6,67 \text{ m}$	Länge LH ₂ -Tank
$w_F = 3,33 \text{ m}$	Max. Rumpfweite
$h_F = 3,33 \text{ m}$	Höhe Kabine
$l_{bug} = 4,66 \text{ m}$	Buglänge
$l_{heck} = 9,99 \text{ m}$	Hecklänge
$l_{zyl} = 17,61 \text{ m}$	Länge zylindrischer Abschnitt Rumpf inkl. Tank
$S_{wet,F,LH_2} = 263,06 \text{ m}^2$	Benetzte Oberfläche Rumpf

$$m_{Fus,LH_2} = 1566,59 \text{ kg} \quad (\text{A.37})$$

Flügel nach Scholz 2005

$$m_{Wing,LH_2} = 2844,68 \text{ kg} \quad (\text{A.38})$$

A.3 Teil 3 - Flugzeugsysteme - Modell

Klimaanlage

Tabelle A.14: Allgemeine Kennzahlen für die Berechnungen der Wärmeübertragung

Bezeichnung	Formeln
Fenstergröße	$A_{fenster} = 22,86 \text{ cm} \cdot 31,24 \text{ cm}$
Wärmeübergangskoeffizient	$h_{kabwand} = 500 \text{ W} / (\text{m}^2 \text{K})$
Anteil zirkulierende Luft	$\epsilon_{zirk} = 0,5$
Wirkungsgrad Diffuser	$\eta_d = 0,95$
Wirkungsgrad Kompressor	$\eta_{CAC} = 0,85$
Wirkungsgrad E-Motor	$\eta_{em} = 0,95$
Wirkungsgrad Power electronics	$\eta_{pe} = 0,95$
Metabolische Wärmebelastung pro Pers.	$\dot{Q}_{meta} / N_{pers} = 75 \text{ W}$
Wärmebelastung IFE	$\dot{Q}_{IFE} / N_{pax} = 50 \text{ W}$
Wärmebelastung Galley (Küche)	$\dot{Q}_{galley} / N_{pax} = 320 \text{ W}$



Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung einer Abschlussarbeit

Gemäß der Allgemeinen Prüfungs- und Studienordnung ist zusammen mit der Abschlussarbeit eine schriftliche Erklärung abzugeben, in der der Studierende bestätigt, dass die Abschlussarbeit „– bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit [(§ 18 Abs. 1 APSO-TI-BM bzw. § 21 Abs. 1 APSO-INGI)] – ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt wurden. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich zu machen.“

Quelle: § 16 Abs. 5 APSO-TI-BM bzw. § 15 Abs. 6 APSO-INGI

Dieses Blatt, mit der folgenden Erklärung, ist nach Fertigstellung der Abschlussarbeit durch den Studierenden auszufüllen und jeweils mit Originalunterschrift als letztes Blatt in das Prüfungsexemplar der Abschlussarbeit einzubinden.

Eine unrichtig abgegebene Erklärung kann -auch nachträglich- zur Ungültigkeit des Studienabschlusses führen.

Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit

Hiermit versichere ich,

Name: Meyer

Vorname: Dominic Marcel

dass ich die vorliegende Masterarbeit bzw. bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit – mit dem Thema:

Entwicklung einer Methode zur modellbasierten Vorauslegung der Energiesysteme eines wasserstoffbetriebenen Propeller-Flugzeuges

ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

- die folgende Aussage ist bei Gruppenarbeiten auszufüllen und entfällt bei Einzelarbeiten -

Die Kennzeichnung der von mir erstellten und verantworteten Teile der -bitte auswählen- ist erfolgt durch:

Hamburg

Ort

13.09.2022

Datum


Unterschrift im Original