



Masterarbeit

Kraftstoffsysteme für Turboflugtriebwerke mit Kerosin- und
Wasserstoffverbrennung

von Seßler, Julius
Matrikelnummer: 400034

Diese Arbeit wurde vorgelegt am
Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen

Fakultät für Maschinenwesen der
RWTH Aachen University

1. Prüfer: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Jeschke
2. Prüfer: Dr.-Ing. Stefan Henninger
Betreuer: Christian Klumpp, M. Sc.

Aachen, 31. März 2025

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	iii
Tabellenverzeichnis	v
Symbolverzeichnis	vii
1 Einleitung	1
2 Grundlagern der Kraftstoffsysteme von Fluggasturbinen	3
2.1 Kerosin-Kraftstoffsysteme	3
2.1.1 Kraftstoffpumpen und Regelung	3
2.1.2 Wärmeübertrager	4
2.1.3 Wärmemanagementsystem	4
2.1.4 Anordnung der Kraftstoffsystemkomponenten	5
2.2 Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	6
2.2.1 Kraftstoffpumpen	7
2.2.2 Wärmeübertrager	7
2.2.3 Wärmemanagementsystem	8
2.2.4 Anordnung der Kraftstoffsystemkomponenten	8
3 Stand der Technik	11
4 Methodik	13
4.1 Annahmen und Vereinfachungen	13
4.2 Stoffmodelle	14
4.2.1 Wasserstoff Stoffmodell	14
4.2.2 Kerosin Stoffmodell	16
4.3 Modellierung der Komponenten	17
4.3.1 Pumpen und Verdichter	17
4.3.2 Wärmeübertrager	18
4.3.3 Kraftstoffmischung	19
4.3.4 Parallele Wasserstoffverbrennung	20
4.4 Kerosin-Kraftstoffsystem	20
4.4.1 Systemarchitektur	20
4.4.2 Variablen und Parameter	22
4.5 Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	22
4.5.1 Systemarchitektur mit Hochdruckpumpe	23
4.5.2 Systemarchitektur mit Verdampfer	24
4.5.3 Systemarchitektur mit Vormischung	25
4.5.4 Variablen und Parameter	26
4.6 Lösungsalgorithmus	27
5 Randbedingungen	31
5.1 Triebwerkszyklus	31
5.2 Eintrittsbedingungen	32
5.3 Abwärmequellen	33
5.3.1 Wellenlager	33
5.3.2 Fan-Getriebe	33
5.3.3 Hilfsgeräteträger	34
5.3.4 Abwärme	34

5.4	Pumpen und Verdichter	35
5.4.1	Kreiselpumpen	35
5.4.2	Zahnradpumpen	35
5.4.3	Wasserstoff-Verdichter	36
5.5	Wärmeübertrager Druckverluste	36
5.5.1	Kerosin-Kraftstoffsystem	36
5.5.2	Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	37
5.6	Leitungs- und Injektor-Druckverluste	38
5.6.1	Kerosin-Kraftstoffsystem	38
5.6.2	Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	38
5.7	Parallele Wasserstoffverbrennung	38
5.8	Zusammenfassung	39
5.9	Brennkammereintritts-Bedingungen	40
5.9.1	Brennkammerdruck	40
5.9.2	Brennkammer-Eintrittstemperatur Kerosin-Kraftstoffsystem	40
5.9.3	Eintrittstemperaturen Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	41
6	Ergebnisse	43
6.1	Validierung	43
6.2	Sensitivitätsanalyse	44
6.2.1	Bestimmung der Schrittweiten	45
6.2.2	Auswertung der Sensitivitätsanalyse	45
6.3	Parameterstudie	47
6.3.1	Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe	48
6.3.2	Vergleich der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	50
6.4	Vergleich Kerosin- und Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	54
7	Zusammenfassung und Ausblick	57
Literatur		63

Abbildungsverzeichnis

2.1	Kraftstoffsystems des CFM56-5B Triebwerks nach [27]	5
2.2	Wärmeübertrager fortschrittlicher Kreisprozesse [42]	6
2.3	Wasserstoff-Kraftstoffsystem frei nach Brewer [6]	9
4.1	Wasserstoff Kernspin-Isomer Anteile nach [7]	14
4.2	Schematisches Wärmestromdiagramm eines Kraftstoffsystems	18
4.3	Kerosin-Kraftstoffsystem	21
4.4	Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe adaptiert aus [6]	23
4.5	Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Verdichter und Verdampfer	25
4.6	Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Verdichter und Vormischung	26
4.7	Lösungsalgorithmus des Kraftstoffsystems mit Hochdruckpumpe	28
5.1	Abwärmequellen des Kerosin-Kraftstoffsystems	34
6.1	Leistungsbedarf Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe	48
6.2	Leistungsaufteilung Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe	49
6.3	Wärmebedarf Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe	50
6.4	Gesamtleistungsbedarf Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	51
6.5	Leistungsaufteilung Vergleich Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur	51
6.6	Leistungsaufteilung Vergleich Brennkammer-Eintrittstemperatur	52
6.7	Stapeldiagramme der Wärme-/Leistungsanteile	53
6.8	Bedarfe der Kraftstoffsysteme	54

Tabellenverzeichnis

4.1	Formeln für thermodynamische Zustandsgrößen von Wasserstoff	16
4.2	Thermodynamische Zustandsgrößen von Jet-A Kraftstoff nach [30]	16
4.3	Parameter der Modellierung des Kerosin-Kraftstoffsystems	22
4.4	Parameter der Modellierungen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	27
5.1	Betriebspunkt Reiseflug	31
5.2	Betriebspunkt MTO-Schub	32
5.3	Randbedingungen des Kerosin-Kraftstoffsystems	39
5.4	Parameter der Modellierungen aller Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	39
5.5	Parameter der Modellierungen der einzelnen Wasserstoff-Kraftstoffsysteme	40
6.1	Veränderte Parameter der Validierung	44
6.2	Validierung der Methodik	44
6.3	Sensitivitätsanalyse des H ₂ -Kraftstoffsystems mit Verdampfer	46
6.4	Sensitivitätsanalyse des H ₂ -Kraftstoffsystems mit Pumpe	46
6.5	Sensitivitätsanalyse des H ₂ -Kraftstoffsystems mit Vormischung	46
6.6	Sensitivitätsanalyse des Kerosin-Kraftstoffsystems	47
6.7	Ergebnisse ausgewählter Datenpunkte	49

Symbolverzeichnis

Lateinische Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung	Einheit
a	spezifische Helmholtz-Energie	J/kg
c_p	spezifische isobare Wärmekapazität	J/(kg K)
c_v	spezifische isochore Wärmekapazität	J/(kg K)
D	Durchmesser	m
F	Schub	N
h	spezifische Enthalpie	J/kg
H	Flughöhe	m
H_u	unterer Heizwert	J/kg
L	Länge	m
M	Machzahl	-
\dot{m}	Massenstrom	kg/s
N	Drehzahl	1/min
p	Druck	Pa
P	Leistung	W
q	spezifische Wärme	J/kg
\dot{Q}	Wärmestrom	W
R	spezifische Gaskonstante	J/(kg K)
s	spezifische Entropie	J/(kg K)
T	Temperatur	K
v	spezifisches Volumen	m ³ /kg
v	Geschwindigkeit	m/s

Griechische Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung	Einheit
α	entdimensionierte Helmholtz-Energie	-
δ	entdimensionierte Dichte	-
η	Wirkungsgrad	-
κ	Isentropenexponent	-
λ	Rohrreibungswert	-
π	Druckverhältnis	-
ρ	Dichte	kg/m ³
τ	entdimensionierte Temperatur	-

Indizes

Zeichen	Bedeutung
0	Referenzzustand
0	Idealgas
1	Ausgangszustand
1	Niederdruckwelle
13	Fan-Zapfluft
I	Fluid 1
2	Endzustand
2	Hochdruckwelle
II	Fluid 2
B	Abgas
BK	Brennkammer
c	kritischer Punkt
F	Fan
FOHE	(Haupt-) Ölsystem-Wärmeübertrager
H_2	Wasserstoff
HP	Hochdruck (-Pumpe/-Verdichter)
IDG	Stromgenerator-Ölsystem-Wärmeübertrager
inj	Injektor
ISA	Normatmosphäre
Jet-A	Kerosin
k	Kraftstoff
L	Leitung
L	Luft
LP	Niederdruck (-Pumpe)
min	minimal
MTO	Startfall
PHC	parallele Wasserstoffverbrennung
r	Kompressibilität
R	rezirkuliert
RV	Rezirkulationsverdichter
s	isentrop
t	Totalzustand
V	Verdampfer
V	Vormischung
W	Wärmeübertrager

Abkürzungen

Zeichen	Bedeutung
ADP	Advanced Ducted Propeller
EEC	engl.: Electronic Engine Control
ECS	engl.: Environmental Control System
FDGS	engl.: Fan Drive Gear System
FMU	engl.: Fuel Metering Unit

FOHE	engl.: Fuel Oil Heat Exchanger
FRV	engl.: Fuel Return Valve
GTF	engl.: Geared Turbo Fan
H ₂	Wasserstoff
HMU	engl.: Hydromechanical Unit
HPFC	engl.: High-Pressure Fuel Compressor
HPFP	engl.: High-Pressure Fuel Pump
LPFP	engl.: Low-Pressure Fuel Pump
MTO	engl.: Max Takeoff
IDG	engl.: Integrated Drive Generator
ISA	Internationale Standardatmosphäre
IST	Institut für Strahltriebwerke und Turbomaschinen
PHC	engl.: Parallel Hydrogen Combustion
PHCHE	engl.: PHC Heat Exchanger
RV	Rezirkulationsverdichter
SAF	engl.: Sustainable Aviation Fuels

1 Einleitung

Um die ambitionierten Klimaziele zu erreichen, werden neben der evolutionären Weiterentwicklung kerosinbetriebener Flugantriebe und der Nutzung nachhaltiger Kraftstoffe (engl. Sustainable Aviation Fuels, SAF) auch revolutionäre Antriebskonzepte erforscht [8, 9]. Eine vielversprechende Technologie in diesem Bereich sind wasserstoffbetriebene Antriebe, da die Nutzung dieses Kraftstoffs keine lokalen Kohlenstoffdioxidemissionen verursacht. Zudem kann Wasserstoff klimaneutral produziert werden und könnte ökonomische Vorteile im Vergleich zu mit SAF betriebenen Flugantrieben bieten [47].

Neben Brennstoffzellen kann Wasserstoff für Luftfahrtanwendungen auch in Gasturbinen genutzt werden. Zwar sind wasserstoffbetriebene Gasturbinentriebwerke im Gegensatz zu Brennstoffzellen-Antrieben nicht vollständig lokal Emissionsfrei, jedoch weisen sie eine höhere Leistungsdichte auf. Zudem stellt die Zertifizierung wasserstoffbetriebener Gasturbinen aufgrund ihrer größeren Ähnlichkeit mit kerosinbetriebenen Flugantrieben eine geringere Hürde dar im Vergleich zu Brennstoffzellen-Antrieben. [24]

Kerosin- und wasserstoffbetriebene Gasturbinentriebwerke unterscheiden sich insbesondere in ihren Kraftstoffsystemen. Während Kerosin bei vergleichsweise hohen Temperaturen gelagert und in flüssiger Form in die Brennkammer eingespritzt wird, muss Flüssigwasserstoff bei niedrigen, kryogenen Temperaturen gelagert werden und wird vor der Einspritzung in die Brennkammer verdampft. Der resultierende erhebliche Mehrbedarf an Energie muss dem Kraftstoff in den Wärmeübertragern des Kraftstoffsystems zugeführt werden. Zudem müssen die Wasserstoffpumpen aufgrund der geringeren Dichte von Wasserstoff im Vergleich zu Kerosin eine höhere spezifische Arbeit leisten, um denselben Förderdruck zu erreichen.

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung einer Methodik für die Modellierung von Kraftstoffsystemen für Fluggasturbinen. Der Schwerpunkt liegt auf der Vergleichbarkeit der Wärme- und Leistungsbedarfe verschiedener Kraftstoffsysteme in erster Größenordnung, um deren unterschiedliche Anforderungen in der Triebwerks-Leistungsrechnung zu berücksichtigen. Hierfür wird eine wenig komplexe Modellierung mit einer möglichst geringen Anzahl an Modellannahmen angestrebt.

Zunächst werden die Grundlagen von Kerosin- und Wasserstoff-Kraftstoffsystemen erläutert. Anschließend werden die für die Modellierung von Kraftstoffsystemen notwendigen Komponenten identifiziert und zu einem Kerosin- sowie mehreren Wasserstoff-Kraftstoffsystemen zusammengesetzt. Die vollendeten Modellierungen werden im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse auf relevante Auslegungsparameter untersucht und die Methodik anhand einer bestehenden Betrachtung validiert. Abschließend wird das Systemverhalten der modellierten Wasserstoff-Kraftstoffsysteme in einer Parameterstudie analysiert.

2 Grundlagen der Kraftstoffsysteme von Fluggasturbinen

Im folgenden Kapitel werden die Grundlagen von Kraftstoffsystemen für kerosin- und wasserstoffbetriebene Fluggasturbinen erläutert.

2.1 Kerosin-Kraftstoffsysteme

Die Hauptfunktion des Kerosin-Kraftstoffsystems besteht darin, den erforderlichen Kraftstoffmassenstrom zur Brennkammer zu fördern und vorzukonditionieren [21]. Insbesondere muss der Kraftstoff mit einem Überdruck zur Brennkammer gepumpt werden, um eine zuverlässige Zerstäubung durch die Einspritzdüsen der Brennkammer sicherzustellen. Die Regelung von Kraftstoffdruck und -massenstrom erfolgt durch eine Kombination aus Kraftstoffpumpen und der Kraftstoffregeleinheit (engl.: Fuel Metering Unit, FMU) [5].

Zur Vorkonditionierung des Kraftstoffs gehört auch die Erwärmung. Während des Reiseflugs in großer Höhe kühlt der Kraftstoff in den Tanks durch die kalte Umgebungsluft ab. Da eine zu niedrige Kraftstofftemperatur das Risiko von Verstopfungen durch im Kraftstoff gelöste Eiskristalle birgt, wird der Kraftstoff in mehreren Wärmeübertragern erwärmt [10]. Durch die Nutzung der Abwärme anderer Triebwerkssysteme zur Erwärmung des Kraftstoffs kann zudem die Sekundärfunktion der Triebwerkskühlung erfüllt werden [5, 21]. Auch eine erhöhte Kraftstofftemperatur kann zu Problemen in Form von Dampfblasenbildung führen. Es ist daher notwendig die Kraftstoff- und Öltemperaturen des Triebwerks über ein Wärmemanagementsystem zu regeln [5].

Im Folgenden werden zunächst die Eigenschaften der Komponenten der Kerosin-Kraftstoffsysteme beschrieben. Anschließend wird eine mögliche Anordnung dieser Komponenten am Beispiel des CFM International CFM56-5B Triebwerks vorgestellt – einem etablierten Triebwerk für Schmalrumpfverkehrsflugzeuge.

2.1.1 Kraftstoffpumpen und Regelung

Die Triebwerke moderner Verkehrsflugzeuge werden im regulären Betrieb mithilfe elektrisch betriebener Boosterpumpen mit Kraftstoff aus den Flügel- und Rumpftanks versorgt. Diese Boosterpumpen stellen eine Druckmarge zum Sättigungsdampfdruck des Kraftstoffs sicher, um Kavitation in den Kraftstoffpumpen der Triebwerke zu vermeiden. In Kerosin-Kraftstoffsystemen ist die Druckerhöhung in der Regel auf zwei Kraftstoffpumpen aufgeteilt, die sich ein Gehäuse teilen und beide über den Hilfsgeräteträger von der

Hochdruckwelle angetrieben werden. [5]

Die Niederdruck-Kraftstoffpumpe (engl.: Low-Pressure Fuel Pump, LPFP) ist üblicherweise als Kreiselpumpe ausgeführt. Ihre Aufgabe besteht darin, die Druckverluste im Niederdrucksystem zu kompensieren, sodass auch im Einlauf der Hochdruck-Kraftstoffpumpe (engl.: High-Pressure Fuel Pump, HPFP) eine Druckmarge zum Sättigungsdampfdruck des Kraftstoffs sichergestellt ist. Als bevorzugte Bauweise für die Hochdruckpumpe hat sich die Verdrängerpumpe, insbesondere in Form einer Zahnradpumpe, etabliert, da sie die erforderlichen Austrittsdrücke in einer einzelnen Stufe erreicht. [5]

Da eine Verdrängerpumpe unabhängig vom Kraftstoffbedarf bei gegebener Drehzahl ein konstantes Volumen fördert, ist eine Regelung des Kraftstoffmassenstroms erforderlich. Diese Regelung erfolgt durch eine Kombination aus Sensoren und Ventilen innerhalb der Kraftstofffreigabeinheit. Der überschüssige Kraftstoff (engl.: spill-over), der über die Ventile abgeführt wird, wird teilweise in das Niederdrucksystem und teilweise in die Kraftstofftanks zurückgeführt. [5]

2.1.2 Wärmeübertrager

In Kerosin-Kraftstoffsystemen kommen üblicherweise zwei Wärmeübertrager mit den Öl-systemen (engl.: Fuel Oil Heat Exchanger, FOHE) zum Einsatz. Einer davon kühlte das Ölsystem des Stromgenerators (engl.: Integrated Drive Generator, IDG), während der andere das Hauptölsystem und damit indirekt die Lager und den Hilfsgeräteträger des Triebwerks kühlte. Bei den Kraftstoff-Öl-Wärmeübertragern hat sich die Rohrbündelbauart im Kreuzstrom als Standard etabliert, da sie einen guten Kompromiss zwischen Bauraum, Gewicht und Kühlleistung bietet. [5, 27]

2.1.3 Wärmemanagementsystem

Das Wärmemanagementsystem hat die Aufgabe, die Temperaturen des Kraftstoffs und der Öl-systeme unter jeglichen Betriebsbedingungen innerhalb ihrer jeweiligen Grenzwerte zu regeln. Besonders herausfordernd für das Wärmemanagementsystem sind Flugphasen mit niedriger Triebwerksleistung, da niedrige Drehzahlen der Hochdruckwelle zu einem reduzierten Kraftstoffmassenstrom und damit zu einem geringeren Wärmekapazitätsstrom führen, während die Abwärme des Ölsystems nahezu unverändert bleibt [5]. In diesem Fall muss das Wärmemanagementsystem ein Überhitzen des Triebwerks verhindern. Moderne Triebwerke verfolgen unterschiedliche Ansätze, um diese Anforderungen zu erfüllen.

Eine Möglichkeit die Wärmeabweisung aus dem Triebwerk zu erhöhen, besteht darin, mehr Kraftstoff aus dem Hochdrucksystem in die Treibstofftanks zurückzuführen, anstatt ihn in das Niederdrucksystem zu rezirkulieren. Durch den reduzierten rezirkulierten Massenstrom verschiebt sich der Betriebspunkt der Niederdruckpumpe hin zu einem geringeren

Druckverhältnis und einem höherem Massenstrom, wodurch der erwärmte Kraftstoff durch kälteren ersetzt wird [27].

Luftgekühlte Wärmeübertrager, ein weiteres Mittel der Wärmemanagementsysteme, kommen beispielsweise dem Pratt & Whitney PW4000 Triebwerk zum Einsatz. Sie können nach Bedarf zugeschaltet werden, um bei hohem Wärmeaufkommen ein Überhitzen des Triebwerks zu verhindern [27]. Dabei wird das Öl der jeweiligen Ölsysteme vor dem Eintritt in die kraftstoffgekühlten Wärmeübertrager mithilfe von Fan-Zapluft vorgekühlt.

Um den Wärmeübergang in einem Wärmeübertrager zu reduzieren, kann eines der beiden Medien über ein Bypass-Ventil an dem Wärmeübertrager vorbeigeführt werden. Die elektronische Triebwerksüberwachung (engl.: Electronic Engine Control, EEC) entscheidet anhand von Temperatursensoren im Kraftstoffsystem und den Ölsystemen, welche der vorhandenen Mittel am besten geeignet sind, um die Betriebsgrenzen des Triebwerks einzuhalten. [27]

2.1.4 Anordnung der Kraftstoffsystemkomponenten

Grundsätzlich werden die Funktionen des Kraftstoffsystems in modernen Flugzeugtriebwerken mit ähnlichen Ansätzen und Komponenten erfüllt. Die Anordnung dieser Komponenten unterscheidet sich jedoch im Detail [27]. Abbildung 2.1 zeigt einen Überblick über die Anordnung Komponenten des Kraftstoffsystems des CFM56-5B Triebwerks.

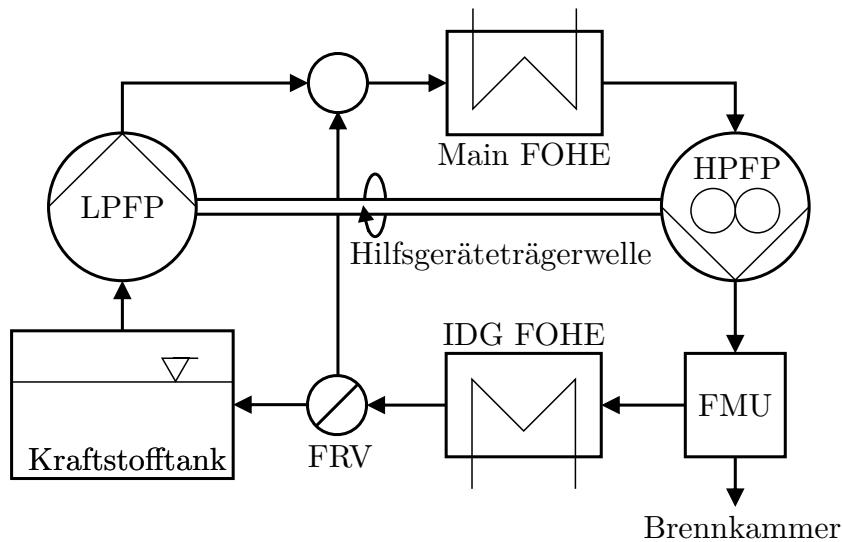


Abbildung 2.1: Kraftstoffsystems des CFM56-5B Triebwerks nach [27]

Die in den Kraftstofftanks integrierten Boosterpumpen (in Abbildung 2.1 nicht abgebildet) versorgen die Triebwerke mit Kraftstoff. Im CFM56-5B Triebwerk wird der Kraftstoff zunächst von der Niederdruckpumpe in das Niederdrucksystem gefördert. Anschließend erfolgt eine Mischung mit warmem, rezirkuliertem Kraftstoff aus dem Hochdrucksystem. Nachdem der Kraftstoff in einem Wärmeübertrager für das Hauptölsystem weiter erwärmt wurde, durchläuft er den Kraftstofffilter und die Hochdruckpumpe.

Der Filter des CFM56-5B Triebwerks ist branchenüblich mit einem Bypass-Ventil ausgestattet, das im Falle einer Verstopfung aktiviert wird. Der Kraftstoffmassenstrom und -druck in die Brennkammer werden durch die Kraftstofffreigabeinheit gesteuert, die im CFM56-5B Triebwerk auch als hydromechanische Einheit (engl.: Hydromechanical Unit, HMU) bezeichnet wird. Überschüssiger Kraftstoff durchläuft zunächst den Wärmeübertrager des Stromgenerator-Ölsystems und erreicht anschließend das Kraftstoff-Rückführventil (engl.: Fuel Return Valve, FRV). Je nach Öltemperatur bestimmt das Wärmemanagementsystem des CFM56-5B Triebwerks anhand eines Kennfeldes, welcher Kraftstoffmassenstrom in die Kraftstofftanks zurückgeleitet wird. Der restliche Kraftstoff wird in das Niederdrucksystem zurückgeführt. Die Kraftstofftemperatur wird vom Wärmemanagementsystem des CFM56-5B Triebwerks nicht berücksichtigt. [5, 27]

2.2 Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Die Kraftstoffsysteme wasserstoffbetriebener Triebwerke müssen viele der gleichen Funktionen wie Kerosin-Kraftstoffsysteme erfüllen. Aufgrund der abweichenden Kraftstoffeigenschaften ergeben sich jedoch spezifische Herausforderungen. Da der Wasserstoff für Luftfahrtanwendungen in flüssiger, also kryogener Form bei niedrigen Temperaturen gespeichert wird, stellt die Vorkonditionierung eine besondere Herausforderung dar. Die Kombination aus niedrigeren Lagertemperaturen und der hohen spezifischen Wärmekapazität von Wasserstoff führt zu einem hohen Energiebedarf. [36, 42]

Aus diesem Grund werden in der Literatur neben den aus Kerosin-Kraftstoffsystemen bekannten Wärmeübertragern mit den Ölsystemen auch Wärmeübertrager innerhalb des thermodynamischen Kreisprozesses des Triebwerks untersucht (siehe Abbildung 2.2). Diese sogenannten fortschrittlichen Kreisprozesse könnten nicht nur zusätzliche Wärmeeinträge in das Kraftstoffsystem liefern, sondern auch den Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks steigern [46].

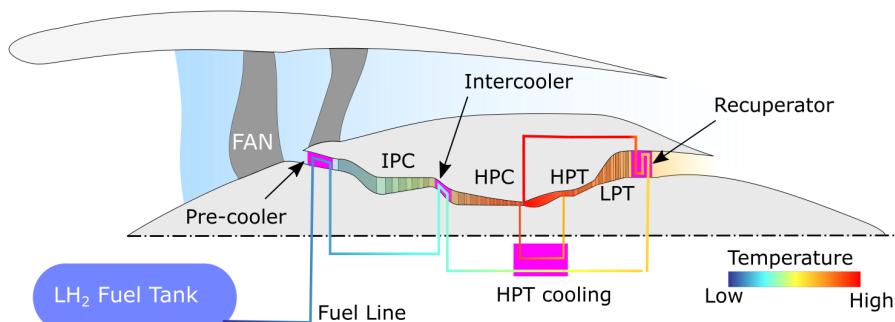


Abbildung 2.2: Wärmeübertrager fortschrittlicher Kreisprozesse [42]

Zu den untersuchten fortschrittlichen Kreisprozessen zählen Vor-/Zwischenkühler, die durch geringere Eintrittstemperaturen der Luft in die Verdichter des Kerntriebwerks deren Arbeitsbedarf reduzieren [1]. Wärmerückgewinnungssysteme im Abgas der Niederdruckturbine, sogenannte Rekuperatoren, senken die Abgastemperatur und erhöhen dadurch den Gesamtwirkungsgrad des Kreisprozesses [6]. Eine Vorkühlung der Turbinenkühlluft

in einem eigenen Wärmeübertrager könnte den benötigten Massenstrom an Kühlluft verringern und so den Turbinenwirkungsgrad steigern [6]. Die Integration dieser Wärmeübertrager in den Kreisprozess des Triebwerks ist jedoch mit erheblichen finanziellen und technischen Risiken verbunden, weshalb ein Einsatz in der ersten Generation wasserstoffbetriebener Flugzeugtriebwerke als unwahrscheinlich gilt [36, 20]. Da sich diese Arbeit primär mit der Nachrüstung von kerosinbetriebenen Flugtriebwerken für die Nutzung mit Wasserstoff befasst, werden fortschrittliche Kreisprozesse nicht näher betrachtet.

Das Wärmemanagement von Wasserstoff-Kraftstoffsystemen hält die Temperaturen der Ölsysteme innerhalb ihrer Betriebsgrenzen und stellt eine Mindesttemperatur des Kraftstoffs sicher. Im Folgenden werden mögliche Komponenten von Wasserstoff-Kraftstoffsystemen diskutiert und ein Beispiel eines Wasserstoff-Kraftstoffsystems aus der Literatur beschrieben.

2.2.1 Kraftstoffpumpen

Die Druckerhöhung des Kraftstoffs erfolgt bei den in der Literatur vorgeschlagenen Wasserstoff-Kraftstoffsystemen in zwei Schritten [14]. Für die Niederdruckpumpe wird eine redundante Ausführung in Form von mehreren im Kraftstofftank versenkten Kreiselpumpen vorgeschlagen. Die Niederdruckpumpen des Wasserstoff-Kraftstoffsystems kombinieren die Funktion der Boosterpumpen und der Niederdruckpumpe des Kerosin-Kraftstoffsystems. Aufgrund der physischen Distanz zu den Triebwerkswellen werden diese Pumpen elektrisch angetrieben [37].

Für die finale Druckerhöhung gibt es in der Literatur unterschiedliche Ansätze. Das Pumpen von Wasserstoff im flüssigen Zustand erfordert vergleichsweise wenig Energie, jedoch sind Pumpen für kryogenen Wasserstoff aufgrund der unzureichenden Schmierwirkung des Kraftstoffs störanfällig. Bacic et al. [3] schlagen daher vor, den Kraftstoff erst nach erfolgter Verdampfung in einem Hochdruckverdichter zu komprimieren, um längere Wartungsintervalle zu ermöglichen. Für die Hochdruckpumpe beziehungsweise den Hochdruckverdichter ist sowohl ein Antrieb über die Hochdruckwelle als auch ein elektrischer Antrieb denkbar. Aufgrund der erforderlichen Druckverhältnisse bei hohem Schubbedarf, erfordert die Verdichtung im gasförmigen Zustand mehrere Verdichterstufen. Für die Druckerhöhung im flüssigen Zustand werden sowohl Kreiselpumpen als auch Verdrängerpumpen diskutiert [37, 43].

2.2.2 Wärmeübertrager

Neben den aus den Kerosin-Kraftstoffsystemen bekannten Wärmeübertragern mit den Öl-systemen bietet sich aufgrund des niedrigen Temperaturniveaus des flüssigen Wasserstoffs die Integration eines Wärmeübertragers mit dem Kabinen-Klimasystem (engl.: Environmental Control System, ECS) an [6]. Das ECS wird mit Verdichter-Zapfluft versorgt, die

vor ihrer Nutzung in der Kabine zunächst abgekühlt wird. In kerosinbetriebenen Triebwerken wird hierfür ein mit Fan-Zapfluft gekühlter Wärmeübertrager eingesetzt. Durch einen Wärmeübertrager zwischen Wasserstoff und ECS kann der Fan-Zapfluftbedarf reduziert und zusätzliche Wärme für das Wasserstoff-Kraftstoffsystem gewonnen werden.

Patrao et al. [34] diskutieren die Problematik der Eisbildung in kryogenen Wärmeübertragern im Wasserstoff-Kraftstoffsystem. Ein möglicher Lösungsansatz ist die Rezirkulation des Wasserstoffs innerhalb des Kraftstoffsystems. Hierbei wird warmer Wasserstoff aus dem Hochdrucksystem vor den Eintritt in die betroffenen Wärmeübertrager rezirkuliert, um die Eintrittstemperatur des Wasserstoffs in die Wärmeübertrager so weit zu erhöhen, dass die luftseitigen Temperaturen des Wärmeübertragers stets oberhalb des Gefrierpunkts von Wasser bleiben [6].

2.2.3 Wärmemanagementsystem

Das Wärmemanagementsystem von Wasserstoff-Kraftstoffsysteme unterscheidet sich in zwei Kernpunkten von Kerosin-Kraftstoffsystemen. Zum einen ist es in der Regel nicht möglich, einen signifikanten Kraftstoffmassenstrom in die Kraftstofftanks rückzuführen, da der rückgeföhrte Wasserstoff wieder verflüssigt werden müsste. Eine Rückführung des Wasserstoffs für Zwecke des Wärmemanagements ist allerdings auch nicht erforderlich. Im Gegensatz zu Kerosin-Kraftstoffsystemen ist der Kraftstofftemperatur bei den Wasserstoff-Kraftstoffsystemen keine technische Obergrenze gesetzt. Im Gegenteil: Um Vereisungsprobleme aufgrund niedriger Kraftstofftemperaturen in der Brennkammer zu vermeiden, könnte neben der verfügbaren Abwärme auch der Einsatz weiterer Wärmequellen erforderlich sein. Als Alternative zu den zuvor diskutierten fortschrittlichen Kreisprozessen schlagen Palmer et al. [33] vor, die für die Vorkonditionierung benötigte Wärme durch eine mit Fan-Zapfluft versorgte parallele Wasserstoffverbrennung bereitzustellen. Der CRYOPLANE-Bericht [37] diskutiert die Erwärmung des Wasserstoffs im transienten Betrieb mit einer elektrischen Widerstandsheizung.

2.2.4 Anordnung der Kraftstoffsystemkomponenten

Brewer [6] beschreibt in seinem Buch einen denkbaren Ansatz für Wasserstoff-Kraftstoffsysteme. Abbildung 2.3 zeigt eine schematische Darstellung der Anordnung der Komponenten des Kraftstoffsystems von Brewer.

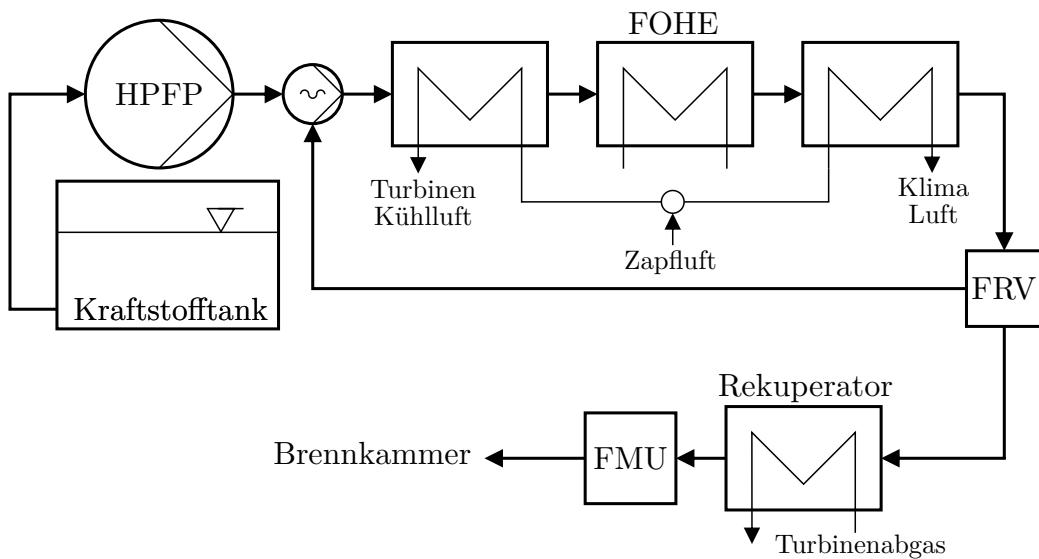


Abbildung 2.3: Wasserstoff-Kraftstoffsystem frei nach Brewer [6]

Der flüssige Wasserstoff wird unter Überdruck in einem in die Zelle des Flugzeugs integrierten Kraftstofftank gelagert. Eine elektrisch angetriebenen Kreiselpumpe fördert den Kraftstoff aus dem Tank in das Triebwerk. Im Triebwerk wird der flüssige Wasserstoff von der Hochdruckpumpe über den Brennkammerdruck gefördert. Im Anschluss an die Hochdruckpumpe, die ebenfalls als Kreiselpumpe ausgeführt ist, wird der geförderte Wasserstoff in einer Strahlpumpe als Treibmedium verwendet, um den rezirkulierten gasförmigen Wasserstoff zu fördern. Der rezirkulierte Wasserstoff gibt Wärme an den flüssigen Wasserstoff ab, wodurch dieser verdampft und auf eine Temperatur von 200 K erwärmt wird.

Der gemischte Wasserstoffstrom läuft anschließend durch eine Reihe von Wärmeübertragern. Hier übertragen die Turbinenkühlluft, das Hauptölssystem und die Klimaluft Wärme auf den Wasserstoff. Hinter den Wärmeübertragern wird der rezirkulierte Massenstrom in einem Kraftstoff-Rückführventil abgeführt. Der verbleibende Kraftstoff durchläuft anschließend einen Rekuperator, der den Wasserstoff auf eine Brennkammer-Eintrittstemperatur von 677 K erhitzt. Abschließend wird der Wasserstoff durch die Kraftstoffregeleinheit in die Brennkammer geleitet.

3 Stand der Technik

Mehrere Autoren haben bereits Kraftstoffsysteme für Fluggasturbinen modelliert. Im Folgenden werden ausgewählte Modellierungsansätze aus der Literatur erläutert. Für die Modellierung von Kraftstoff- und Wärmemanagementsystemen werden insbesondere physikbasierte Ansätze verwendet.

Mawid et al. [28] haben eine Simulationssoftware für thermo-hydraulische Systeme angepasst, um Kerosin-Kraftstoffsysteme zu simulieren. Der Schwerpunkt der Arbeit liegt auf der akkurate Modellierung des Verhaltens der Hochdruckpumpe.

Bodie et al. [4] haben die Wärmemanagementsysteme eines Flugzeugs, einschließlich des Kraftstoffsystems, durch ein Netzwerkmodell (engl.: lumped element model) in MATLAB Simulink modelliert. Die Autoren empfehlen in der frühen Entwicklungsphase den Einsatz von Ersatzmodellen mit verringriger Genauigkeit und geringem Rechenaufwand, um die Festlegung der Modelltopologie zu beschleunigen.

German [16] hat mit einem physikbasierten Ansatz die Auswirkungen der Kraftstoffrückführung auf die Temperaturen des Kraftstoff in den Kraftstofftanks modelliert. Die Modellierung kann aufgrund ihres geringen Detailgrads schon früh in der Entwicklungsphase genutzt werden, um die Anforderungen an das Wärmemanagementsystem abzuschätzen.

Sun et al. [45] haben die Modellierungen des Kraftstoffsystems und des Ölsystems eines kerosinbetriebenen Turbofantriebwerks in MATLAB Simulink gekoppelt. Die gekoppelte Modellierung der Systeme ermöglicht eine akkurate Abbildung des Systemverhaltens auch unter untypischen Betriebsbedingungen.

Sciatti et al. [39] haben ein Kerosin-Kraftstoffsystem mit einem physikbasierten Ansatz in MATLAB Simulink modelliert. Im Mittelpunkt der Arbeit steht die Interaktion zwischen der Hochdruckpumpe und der Kraftstoffregeleinheit. Das Wärmemanagementsystem wird hingegen nicht betrachtet.

Bisherige Arbeiten in diesem Gebiet konzentrierten sich vor allem auf die dynamischen Interaktionen des Kraftstoffsystems mit anderen Systemen. Diese Arbeit hingegen betrachtet ausschließlich das Kraftstoffsystem selbst und blendet transientes Systemverhalten aus. Der Fokus liegt auf der Ermittlung der Leistungs- und Wärmebedarfe von Kraftstoffsystemen in erster Größenordnung, sodass diese bei der Leistungsrechnung fortschrittlicher Fluggasturbinen berücksichtigt werden können. So soll insbesondere eine Vergleichbarkeit zwischen wasserstoff- und kerosinbetriebenen Fluggasturbinen ermöglicht werden. Hierfür wird die Energiebilanz der Modelle der einzelnen Komponenten in einem analytischen, physikbasierten Ansatz gelöst.

4 Methodik

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung einer Methode für die Modellierung von Kraftstoffsystemen für Fluggasturbinen, um deren Vorauslegung zu unterstützen. Insbesondere wird angestrebt, eine Vergleichbarkeit des Wärme- und Leistungsbedarfs zwischen Wasserstoff- und Kerosin-Kraftstoffsystemen zu ermöglichen.

Zunächst werden die Stoffmodelle für Kerosin und Wasserstoff erläutert. Anschließend werden die für die Modellierung der Kraftstoffsysteme erforderlichen Komponentenmodelle definiert. Im nächsten Schritt wird das Kraftstoffsystem des kerosinbetriebenen CFM56-5B Triebwerks aus den Komponentenmodellen nachgebildet und mögliche Architekturen für Wasserstoff-Kraftstoffsysteme erarbeitet. Abschließend wird der Lösungsalgorithmus der Modellierungen beispielhaft erläutert.

4.1 Annahmen und Vereinfachungen

Um einen Kompromiss zwischen Detailtiefe, Genauigkeit und Rechenaufwand zu finden, werden in dieser Arbeit mehrere Vereinfachungen verwendet. Insbesondere gelten die betrachteten Modelle lediglich für den stationären Fall. Transientes Systemverhalten wird nicht betrachtet.

Zudem wird in den für die Modellierung relevanten Querschnitten der Kraftstoffsysteme von vernachlässigbaren Geschwindigkeiten, beziehungsweise kinetischen Energien ausgegangen. Innerhalb der modellierten Turbomaschinen ist diese Annahme nicht gültig, jedoch beschränkt sich die Modellierung auf die Erfassung der Stoffgrößen in den Leitungen zwischen den jeweiligen Komponenten. Bei einer konservativ abgeschätzten Machzahl in den Leitungen von $M_L = 0.1$ und mit dem Isentropenexponenten $\kappa_{H_2} = 1.4$ beträgt das mit der Isentropenbeziehung berechnete total zu statische Temperaturverhältnis $\frac{T_{t,L}}{T_L}$

$$\frac{T_{t,L}}{T_L} = 1 + \frac{\kappa_{H_2} - 1}{2} M_L^2 \quad (4.1)$$

lediglich 1,002. Unter Annahme eines maximalen Wasserstoff-Massenstroms von 0,731 kg/s bei einer Temperatur von 300 K beträgt der maximale Leitungsdurchmesser 69 mm, was als unkritisch eingeschätzt wird. Somit gelten die Annahmen

$$T_s = T_t = T, \quad h_s = h_t = h, \quad p_s = p_t = p. \quad (4.2)$$

4.2 Stoffmodelle

Die Modellierung der Kraftstoffsysteme erfordert Stoffmodelle, um die thermodynamischen Zustandsgrößen wie die spezifische Enthalpie und Entropie in Abhängigkeit der Temperatur und des Drucks der Kraftstoffe zu bestimmen. In diesem Abschnitt werden die für Kerosin und Wasserstoff verwendeten Stoffmodelle erläutert.

4.2.1 Wasserstoff Stoffmodell

Wasserstoff besteht aus zwei unterschiedlichen Kernspin-Isomeren, Parawasserstoff und Orthowasserstoff. Da sich die beiden Spin-Isomere in ihrer Wärmekapazität bei niedrigen Temperaturen unterscheiden, muss das Stoffmodell das Verhältnis der Kern-Isomere berücksichtigen. Bei Temperaturen oberhalb von 200 K liegen die Isomere im thermischen Gleichgewicht in einem Verhältnis von 3:1 zwischen Ortho- und Parawasserstoff vor. Flüssiger Wasserstoff besteht im Gleichgewichtszustand hingegen aus nahezu purem Parawasserstoff (Siehe Abbildung 4.1). In Abwesenheit eines Katalysators wird der Gleichgewichtszustand nur langsam erreicht. Es ist daher davon auszugehen, dass der ursprünglich kryogen gelagerte Wasserstoff im gesamten Kraftstoffsystem nahezu vollständig in Form von Parawasserstoff vorliegt. Für die Parametrierung des Stoffmodells wird daher eine Zusammensetzung aus purem Parawasserstoff angenommen. [7]

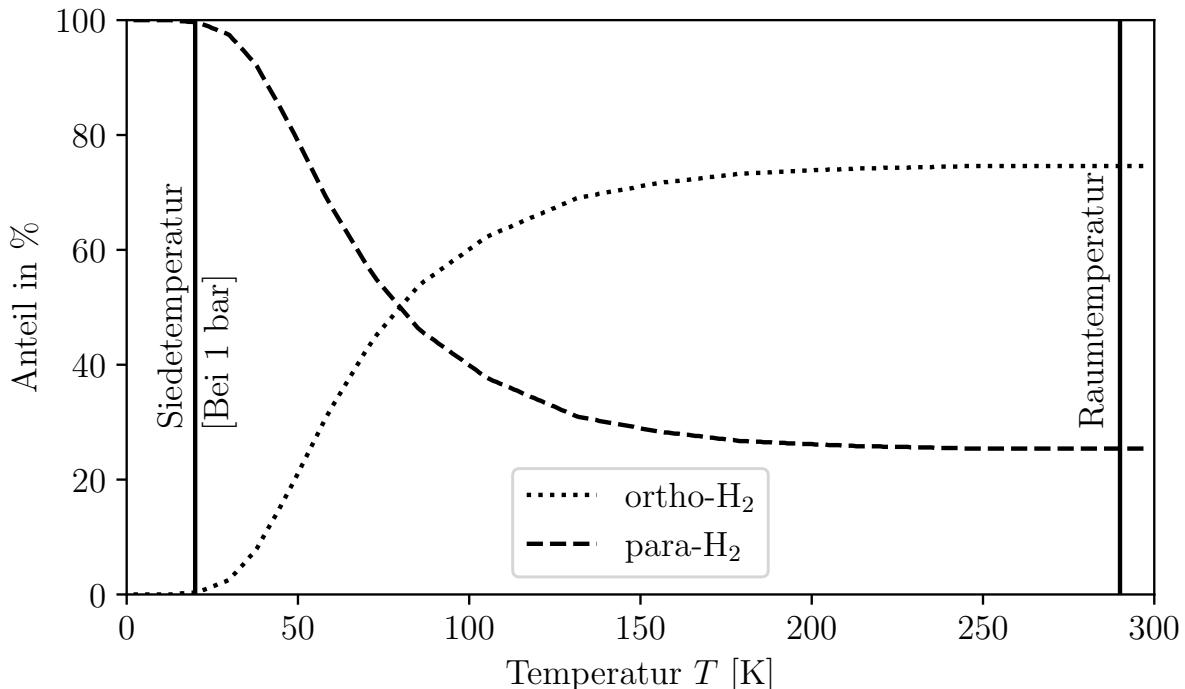


Abbildung 4.1: Wasserstoff Kernspin-Isomer Anteile nach [7]

Für die Berechnung der thermodynamischen Zustandsgrößen von Parawasserstoff, wird ein am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen (IST) entwickeltes Stoffmodell weiterentwickelt. Das Stoffmodell basiert auf einem von Leachman et al. [25] beschriebenen

Ansatz, der die Zustandsgrößen in Abhängigkeit der Helmholtz-Energie, die auch als freie Energie bekannt ist, setzt. Leachman et al. berechnen die entdimensionierte Helmholtz-Energie α

$$\alpha(\delta, \tau) = \alpha^0(\delta, \tau) + \alpha^r(\delta, \tau) \quad (4.3)$$

als Summe der Idealgaskomponente α^0 und des Anteils aufgrund von Kompressibilität α^r . Hierbei gelten folgende Definitionen der entdimensionierten Helmholtz-Energie α und der entdimensionierten Variablen δ und τ

$$\alpha = \frac{a}{RT}, \quad \delta = \frac{\rho}{\rho_c}, \quad \tau = \frac{T_c}{T} \quad (4.4)$$

in Abhängigkeit der spezifischen freien Energie a und den Zustandsgrößen ρ_c, T_c im kritischen Punkt. Leachman et al. berechnen die Idealgaskomponente der entdimensionierten freien Energie α^0

$$\alpha^0(\tau, \delta) = \ln(\delta) + (a_0 - 1)\ln(\tau) + a_1 + a_2\tau - \sum_{i=3}^m a_i \frac{\left(\frac{T_c}{\tau}\right)^{k_i}}{k_i(k_i + 1)} + \sum_{i=m+1}^n a_i \ln\left(1 - e^{-\frac{k_i\tau}{T_c}}\right) \quad (4.5)$$

mit einer semi-empirischen Zustandsgleichung, wobei die empirisch bestimmten Koeffizienten a_i und k_i verwendet werden. Die Zustandsgleichung für den Anteil an der entdimensionierten freien Energie aufgrund von Kompressibilitätseffekten α^r

$$\alpha^r(\tau, \delta) = \sum_{i=1}^l N_i \delta^{d_i} \tau^{t_i} + \sum_{i=l+1}^m N_i \delta^{d_i} \tau^{t_i} e^{-\delta^{p_i}} + \sum_{i=m+1}^n N_i \delta^{d_i} \tau^{t_i} e^{-\phi_i(\delta - D_i)^2 - \beta_i(\tau - \gamma_i)^2} \quad (4.6)$$

orientiert sich an theoretischen und praktischen Abwägungen. Die in Gleichung 4.6 enthaltenen Koeffizienten $N_i, d_i, t_i, p_i, \phi_i, D_i, \beta_i$ und γ_i werden experimentell bestimmt. Da die freie Energie eine Funktion von Dichte und Temperatur ist, der Zustand in dieser Arbeit hingegen in Form von Druck und Temperatur bekannt ist, wird zunächst die Dichte des Wasserstoffs berechnet. Um die Dichte zu berechnen wird die Zustandsfunktion für den Druck p

$$p = \rho RT \left(1 + \delta \frac{\partial \alpha^r}{\partial \delta}(\delta, \tau) \right) \quad (4.7)$$

iterativ mit dem Newton-Raphson-Verfahren gelöst. Die Ableitung des inkompressiblen Anteils der freien Energie nach der entdimensionierten Dichte $\frac{\partial \alpha^r}{\partial \delta}$ wird aus Gleichung 4.6

hergeleitet. Mit Dichte und Temperatur beziehungsweise deren entdimensionierten Äquivalenten ist das Stoffmodell eindeutig bestimmt. Es ist somit möglich die freien Energien und die Ableitungen der freien Energien nach δ und τ zu berechnen. Diese Werte liefern die Grundlage für die Berechnung der thermodynamischen Zustandsgrößen mit den in Tabelle 4.1 definierten Zustandsgleichungen.

Tabelle 4.1: Formeln für thermodynamische Zustandsgrößen von Wasserstoff

Zustandsgröße		Formel
spezifische Enthalpie	h	$RT(\tau \frac{\partial \alpha}{\partial \tau} + \delta \frac{\partial \alpha^r}{\partial \delta} + 1)$
spezifische Entropie	s	$R(\tau \frac{\partial \alpha}{\partial \tau} - \alpha)$
spezifische isochore Wärmekapazität	c_v	$-R\tau^2 \frac{\partial^2 \alpha}{\partial \tau^2}$
spezifische isobare Wärmekapazität	c_p	$c_v + R \frac{(1 + \delta \frac{\partial \alpha^r}{\partial \delta} - \delta \tau \frac{\partial^2 \alpha^r}{\partial \delta \partial \tau})^2}{1 + 2\delta \frac{\partial \alpha^r}{\partial \delta} + \delta^2 \frac{\partial^2 \alpha^r}{\partial \delta^2}}$

4.2.2 Kerosin Stoffmodell

Die Modellierung von Kerosin beziehungsweise Jet-A ist grundsätzlich mit Unsicherheit behaftet, da die Spezifikation des Kraftstoffs vergleichsweise große Abweichungen der Eigenschaften zulässt. Outcalt et al. [32] haben die Dichte von drei unterschiedlichen Proben an Jet-A Kraftstoff für Temperaturen zwischen 270 K und 470 K und Drücke zwischen 83 kPa und 30 MPa gemessen und haben Abweichungen von bis zu 4 % zwischen den Dichten der Proben ermittelt.

Da Kerosin kein Reinstoff, sondern eine Mischung von Kohlenwasserstoffen mit unterschiedlichen Kettenlängen ist, kann ein Kerosin Stoffmodell nicht mit demselben Ansatz wie das Wasserstoff Stoffmodell entwickelt werden. Stattdessen wird ein empirisches Stoffmodell verwendet, das von McBride et al. [30] vorgeschlagen wurde. Die Autoren haben generische empirische Formeln in Form von Polynomen für die spezifische Enthalpie, Entropie und isobare Wärmekapazität aufgestellt und anhand experimenteller Messungen der Zustandsgrößen für 2000 Spezies, inklusive Jet-A Kraftstoff, mit den Koeffizienten a_i und b_i parametrisiert. Tabelle 4.2 liefert einen Überblick über die verwendeten Zustandsgleichungen.

Tabelle 4.2: Thermodynamische Zustandsgrößen von Jet-A Kraftstoff nach [30]

Zustandsgröße		Formel
spezifische Enthalpie	h	$R(a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} + a_3 + a_4 T + a_5 T^2 + a_6 T^3 + a_7 T^4)$
spezifische Entropie	s	$R(-a_1 T^{-1} + a_2 \ln(T) + a_3 T + \frac{a_4 T^2}{2} + \frac{a_5 T^3}{3} + \frac{a_6 T^4}{4} + \frac{a_7 T^5}{5} + b_1)$
spezifische isobare Wärmekapazität	c_p	$R(-\frac{a_1 T^{-2}}{2} - a_2 T^{-1} + a_3 \ln(T) + a_4 T + \frac{a_5 T^2}{2} + \frac{a_6 T^3}{3} + \frac{a_7 T^4}{4} + b_2)$

Da eine Berechnung der Dichte mit demselben Ansatz nicht möglich ist, werden in dieser Arbeit stattdessen von Outcalt et al. [32] gemessenen Datenpunkte interpoliert. Als Daten-

grundlage wird die Probe "Jet-A 4658" verwendet, da sie von den Autoren als die repräsentativste der Proben erachtet wird. Für die Interpolation werden die vier angrenzenden Datenpunkte herangezogen. Zunächst wird die Dichte für den Druck interpoliert, da die Autoren die Dichte für uneinheitliche Druckschritte gemessen haben. Danach werden die druck-interpolierten Punkte für die Temperatur interpoliert.

4.3 Modellierung der Komponenten

Im Folgenden werden die Modellierungen der verschiedenen Kraftstoffsystem-Komponenten erläutert. Neben Modellen für Verdichter und Pumpen wird ein Modell für Wärmeübertrager benötigt. Für die Modellierung der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme ist zusätzlich ein Modell für parallele Wasserstoffverbrennung in einer Nebenbrennkammer erforderlich.

4.3.1 Pumpen und Verdichter

Sämtliche Verdichter- und Pumpentypen werden durch die Definition des isentropen Wirkungsgrad η_s

$$\eta_s = \frac{h_2 - h_1}{h_{2,s} - h_1} \quad (4.8)$$

modelliert. Dabei werden neben dem isentropen Wirkungsgrad auch der Austrittsdruck p_2 , der Eintrittsdruck p_1 , die Eintrittstemperatur T_1 und somit über das Stoffmodell die spezifische Eintrittsenthalpie $h_1(T_1, p_1)$ sowie die spezifische Eintrittsentropie $s_1(T_1, p_1)$ als bekannt vorausgesetzt. Die Austrittstemperatur des reversiblen Prozesses $T_{2,s}$ wird iterativ mit der spezifischen Eintrittsentropie s_1 und dem Austrittsdruck p_2 bestimmt. Die Temperatur der nächsten Iteration wird mit der idealen Zustandsgleichung für die Entropie und der spezifischen isobaren Wärmekapazität $c_p(T_1, p)$ geschätzt

$$s(T_2, p) - s(T_1, p) = \underbrace{s(T_0, p_0)}_{\text{Nur bei idealen Gas}} - \overbrace{s(T_0, p_0)}^{\text{ideal}} + c_p(T_1, p) \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right) - \cancel{R \ln \frac{p}{p_0}}. \quad (4.9)$$

Aus der Austrittstemperatur $T_{2,s}$ folgt direkt die spezifische Austrittsenthalpie $h_{2,s}$ des reversiblen Prozesses und somit durch Gleichung 4.8 auch die spezifische Austrittsenthalpie h_2 des realen Prozesses. In einem weiteren Iterativen Prozess wird mit dem Austrittsdruck p_2 und der spezifischen Austrittsenthalpie h_2 die Austrittstemperatur T_2 berechnet. Auch hier wird das ideale Stoffmodell verwendet, um Werte für die Austrittstemperatur zu schätzen

$$h(T_2, p) - h(T_1, p) = \underbrace{h(T_0, p_0)}_{\text{Nur bei idealer Fl\"ussigkeit}} - \overbrace{h(T_0, p_0)} + c_p(T_1, p)(T_2 - T_1) - \overbrace{\nu(p - p)} . \quad (4.10)$$

Abschließend wird mit der Energiebilanz um die Pumpe beziehungsweise den Verdichter die notwendige Leistung P

$$P = \dot{m}(h_2 - h_1) \quad (4.11)$$

bestimmt, um den Kraftstoffmassenstrom \dot{m} zu fördern.

4.3.2 Wärmeübertrager

Eine Auslegungsrechnung der Wärmeübertrager wird in dieser Arbeit nicht angestrebt. Es gilt jedoch die Randbedingung, dass die Wärmequelle eines Wärmeübertragers in jedem Schnitt ein höheres Temperaturniveau als der zu erwärmende Kraftstoffmassenstrom aufweist. Anhand des Wärmestromdiagramms (Beispiel siehe Abbildung 4.2) kann festgestellt werden, ob über den gesamten Wärmeübertrager eine minimale Temperaturdifferenz ΔT_{\min} zwischen Wärmequelle und Kraftstoffstrom eingehalten werden kann. Diese Betrachtung bezieht sich auf einen Wärmeübertrager im Gegenstrom. Daraus lässt sich nicht direkt ableiten, ob auch ein Wärmeübertrager im Kreuzstrom die erforderliche Wärmemenge übertragen könnte. Dies muss bei der Auslegung im Einzelfall geprüft werden. Sollte ein Wärmeübertrager im Kreuzstrom nicht realisierbar sein, ist eine Auslegung des Wärmeübertragers als Gegenstrom erforderlich.

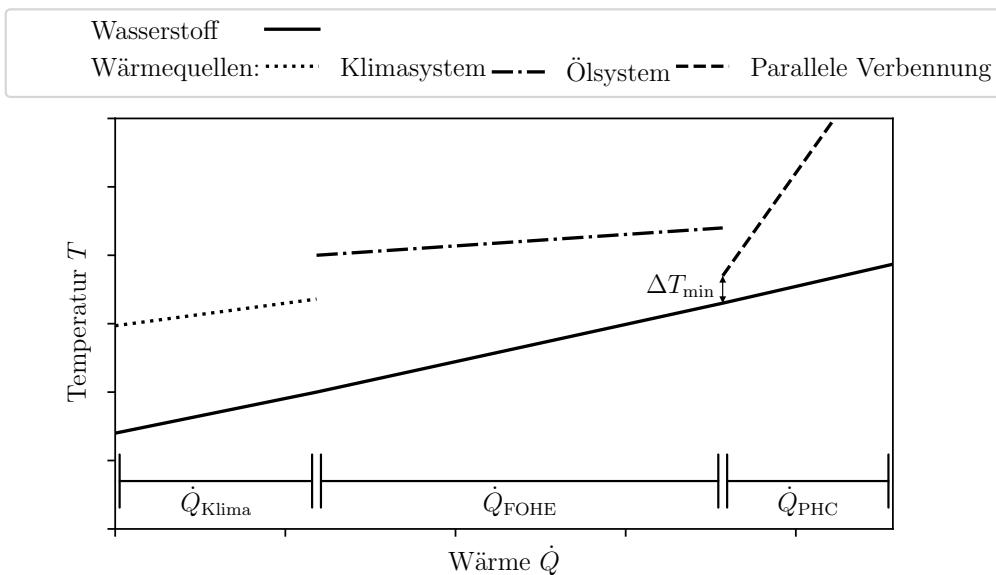


Abbildung 4.2: Schematisches Wärmestromdiagramm eines Kraftstoffsystems

Aus dem Eintrittszustand des Kraftstoffs in den Wärmeübertrager T_1, p_1 ergibt sich die spezifische Enthalpie des Kraftstoff im Eintritt in den Wärmeübertrager h_1 . Die spezifische Austrittsenthalpie h_2

$$h_2 = h_1 + q = h_1 + \frac{\dot{Q}}{\dot{m}} \quad (4.12)$$

folgt direkt aus der Energiebilanz der Kraftstoffseite des Wärmeübertragers mit dem Wärmestrom \dot{Q} und dem Kraftstoffmassenstrom \dot{m} . Über den Wärmeübertrager besteht infolge von Strömungsverlusten ein Druckverhältnis π . Der Austrittsdruck p_2

$$p_2 = p_1 \pi \quad (4.13)$$

ist somit geringer als der Eintrittsdruck. Im Rahmen dieser Arbeit wird für das Druckverhältnis π ein konstanter Wert angenommen. Abschließend wird mit der Enthalpiefunktion, analog zu Gleichung 4.10, die Austrittstemperatur T_2 des Kraftstoffs aus dem Wärmeübertrager bestimmt.

4.3.3 Kraftstoffmischung

In der Kraftstoffmischung werden die Kraftstoffmassenströme $\dot{m}_{1,I}$ und $\dot{m}_{1,II}$, mit demselben Eintrittsdruck p_1 , aber unterschiedlichen Eintrittsenthalpien $h_{1,I}, h_{1,II}$ miteinander vermischt. Der Austrittsmassenstrom \dot{m}_2

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_{1,I} + \dot{m}_{1,II} \quad (4.14)$$

berechnet sich aus der Massenbilanz um die Mischung. Die Austrittsenthalpie der Kraftstoffmischung

$$h_2 = \frac{\dot{m}_{1,I}h_{1,I} + \dot{m}_{1,II}h_{1,II}}{\dot{m}_2} \quad (4.15)$$

wird mit der Energiebilanz um die Mischung bestimmt. Druckverluste in der Mischung werden vernachlässigt, somit entspricht der Austrittsdruck p_2 , dem Eintrittsdruck p_1 . Abschließend wird erneut mit der Enthalpiefunktion (Gleichung 4.10) die Austrittstemperatur des Kraftstoffs T_2 des gemischten Kraftstoffmassenstroms bestimmt.

4.3.4 Parallele Wasserstoffverbrennung

In den Wasserstoff-Kraftstoffsystemen ist nicht ausreichend Abwärme vorhanden, um den Wasserstoff auf beliebige Brennkammer-Eintrittstemperatur zu erwärmen. In dieser Arbeit wird ein möglicher zusätzlicher Wärmebedarf durch parallele Wasserstoffverbrennung in einer separaten Brennkammer aufgebracht. Diese Brennkammer wird mit Wasserstoff von der Kraftstofffreigabeinheit und mit Fan-Zapfluft versorgt. Die Modellierung der parallelen Wasserstoffverbrennung berechnet diesen Mehrbedarf an Wasserstoff und Zapfluft. Unter Abwägung der angestrebten Detailtiefe werden die Prozesse der parallelen Wasserstoffverbrennung mit einer vereinfachten Energiebilanz um die Nebenbrennkammer und den dazugehörigen Wärmeübertrager modelliert

$$0 = \dot{m}_{\text{H}_2,\text{PHC}} \left(H_{u,\text{H}_2} + \frac{1}{\beta_{\text{PHC}}} c_{p,\text{L}} T_{13} - \left(1 + \frac{1}{\beta_{\text{PHC}}} \right) c_{p,\text{B}} T_{\text{B}} \right) - \dot{Q}_{\text{PHC}}. \quad (4.16)$$

Für die Berechnung werden das Brennstoff-Luft-Verhältnis β_{PHC} , die spezifischen isobaren Wärmekapazitäten von Luft $c_{p,\text{L}}$ beziehungsweise dem Abgas $c_{p,\text{B}}$ und die Fan-Zapflufttemperatur T_{13} angenommen. Die Abgastemperatur hinter dem Wärmeübertrager T_{B} entspricht der Eintrittstemperatur des kalten Wasserstoffs in den PHC-Wärmeübertrager zuzüglich der Annäherungstemperatur ΔT . Der benötigte Wasserstoff-Massenstrom $\dot{m}_{\text{H}_2,\text{PHC}}$ wie auch der Zapfluftbedarf $\dot{m}_{\text{Z}} = \frac{\dot{m}_{\text{H}_2,\text{PHC}}}{\beta_{\text{PHC}}}$ werden somit in Abhängigkeit des Wärmebedarfs \dot{Q}_{PHC} berechnet.

4.4 Kerosin-Kraftstoffsystem

Als Beispiel für ein Kerosin-Kraftstoffsystem wird das Kraftstoffsystem des CFM56-5B Triebwerks herangezogen. Die Kraftstoffsysteme der Triebwerke der jüngsten Generation, wie beispielsweise des Pratt & Whitney PW1133G Triebwerks, sind in der vorhandenen Sachliteratur noch nicht ausführlich dokumentiert. Das andere in der Airbus A320ceo Familie eingesetzte Triebwerk, das International Aero Engines V2500-A5 Triebwerk, stellt eine denkbare Alternative dar. Das V2500-A5 Triebwerk ist jedoch nicht gut für eine Modellierung im Rahmen dieser Arbeit geeignet, da das Kraftstoffrückführventil des Triebwerks Funktionen aufweist, die in der verfügbaren Literatur nicht beschrieben sind [27]. Als verbleibendes Triebwerk der Airbus A320ceo Familie fällt die Wahl daher auf das CFM56-5B Triebwerk.

4.4.1 Systemarchitektur

Die Modellierung des Kerosin-Kraftstoffsystems orientiert sich an der vereinfachten Darstellung des Kraftstoffsystems des CFM56-5B Triebwerks in Kapitel 2. Eine schematische

Darstellung der Modellierung des Kerosin-Kraftstoffsystems ist in Abbildung 4.3 gegeben.

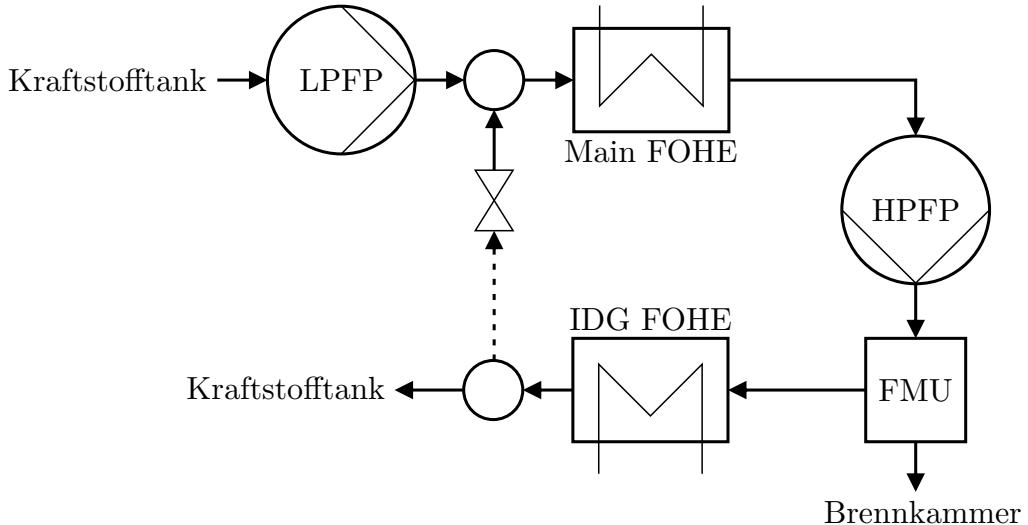


Abbildung 4.3: Kerosin-Kraftstoffsystem

In dieser Arbeit werden nur Komponenten, die sich innerhalb der Triebwerksgondel befinden, betrachtet. Die Kraftstofftanks und die darin befindlichen Boosterpumpen werden daher nicht modelliert. In der Modellierung wird stattdessen eine Versorgung der Niederdruckpumpe mit dem benötigten Kraftstoffmassenstrom, bei konstanten Eintrittsbedingungen T_e, p_e angenommen.

Die Niederdruckpumpe pumpt den Kraftstoff auf den Austrittsdruck p_{LP} mit dem isentropen Wirkungsgrad η_{LP} und einer Leistung von P_{LP} . Da die Modellierung vorwärts rechnet, ist es nicht möglich die spezifische Enthalpie h_R des rezirkulierten Kraftstoffs direkt innerhalb derselben Iteration zu integrieren. Stattdessen wird die in der vorherigen Iteration berechnete spezifische Enthalpie verwendet. Der rezirkulierte Kraftstoffmassenstrom \dot{m}_R wird so gewählt, dass die Brennkammer-Eintrittstemperatur T_{BK} eingehalten wird.

Der gemischte Kraftstoffmassenstrom durchläuft anschließend den Wärmeübertrager mit dem Hauptölsystem und nimmt dabei die Wärme \dot{Q}_{FOHE} auf. Über diesen Wärmeübertrager liegt ein Druckverhältnis von π_{FOHE} an. Vor dem Eintritt in die Hochdruckpumpe werden in den Leitungen des Niederdrucksystems auftretende Druckverluste Δp_L berücksichtigt. Der erwärmte Kraftstoffmassenstrom wird nun in der Hochdruckpumpe mit dem isentropen Wirkungsgrad η_{HP} und einer Leistung P_{HP} gepumpt. Der Austrittsdruck der Hochdruckpumpe p_{HP} wird so gewählt, dass der Brennkammerdruck p_{BK} erreicht wird. Da es sich bei der Hochdruckpumpe um eine Verdrängerpumpe handelt und diese für den maximalen Kraftstoffverbrauch im Startfall dimensioniert wird, ist der geförderte Massenstrom im Reiseflug \dot{m}_{HP} vorgegeben.

In der Kraftstoffregleinheit wird der Kraftstoffmassenstrom für die Versorgung der Brennkammer \dot{m}_{BK} abgeführt. In den Injektoren erfährt der Kraftstoff den Druckverlust Δp_{inj} .

Der übrige Kraftstoff durchläuft den Wärmeübertrager mit dem Ölsystem des Stromgenerators und nimmt dabei die Wärme \dot{Q}_{IDG} auf. Da der rezirkulierte Kraftstoff anschließend gedrosselt wird, wirken sich die Druckverluste dieses Wärmeübertragers nicht auf die Modellierung aus. Nachdem der letzte Wärmeübertrager durchlaufen wurde, wird die spezifische Enthalpie des rezirkulierten Massenstroms berechnet.

Die Abwärme der Triebwerkssysteme im Reiseflug kann allein durch die Rückführung eines Kraftstoffmassenstroms in die Kraftstofftanks, ohne den Einsatz luftgekühlter Wärmeübertrager, gekühlt werden. Daher werden solche Wärmeübertrager in dieser Modellierung nicht berücksichtigt.

4.4.2 Variablen und Parameter

In dieser Arbeit werden unabhängige Variablen, abhängige Variablen, Zielgrößen und Parameter unterschieden. Die Zielgrößen der Modellierung des Kerosin-Kraftstoffsystems sind die Pumpenleistungen P_{LP} und P_{HP} . Zu den unabhängigen Variablen des Kerosin-Kraftstoffsystems zählen der Brennkammerdruck p_{BK} und die Brennkammer-Eintrittstemperatur T_{BK} . Der rezirkulierte Massenstrom \dot{m}_R , dessen spezifische Enthalpie h_R und der Austrittsdruck der Hochdruckpumpe p_{HP} werden als abhängige Variablen modelliert. Tabelle 4.3 zeigt die Parameter des Kerosin-Kraftstoffsystems.

Tabelle 4.3: Parameter der Modellierung des Kerosin-Kraftstoffsystems

Parameter		Parameter	
LPFP-Eintrittstemperatur	T_e	LPFP-Eintrittsdruck	p_e
FOHE-Wärme	\dot{Q}_{FOHE}	FOHE-Druckverhältnis	π_{FOHE}
IDG-FOHE-Wärme	\dot{Q}_{IDG}	Brennkammer-Massenstrom	\dot{m}_{BK}
LPFP-Austrittsdruck	p_{LP}	isentroper Wirkungsgrad LPFP	η_{LP}
HPFP-Massenstrom	\dot{m}_{HP}	isentroper Wirkungsgrad HPFP	η_{HP}
Leitungs-Druckverluste	Δp_L	Injecto-Druckverluste	Δp_{inj}

4.5 Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Im Folgenden werden unterschiedliche Architekturen für Wasserstoff-Kraftstoffsysteme ausgearbeitet und beschrieben. Abschließend werden die für die Modellierung der Architekturen notwendigen Parameter erläutert.

Insgesamt werden drei unterschiedliche Wasserstoff-Kraftstoffsysteme betrachtet. Neben einem Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe werden zwei Systeme mit Hochdruckverdichter betrachtet. Die beiden Systeme mit Hochdruckverdichter unterscheiden sich darin, wie sie den Wasserstoff verdampfen. Bei dem Kraftstoffsystem mit Verdampfer wird der Wasserstoff in einem Wärmeübertrager mit Kraftstoff aus dem Hochdrucksystem verdampft. Bei dem Kraftstoffsystem mit Vormischung wird eine geringe Menge Wasserstoff

aus dem Hochdrucksystem vor den Verdichter rezirkuliert, um den Kraftstoff vollständig zu verdampfen.

4.5.1 Systemarchitektur mit Hochdruckpumpe

Im Gegensatz zum Kerosin-Kraftstoffsystem wird beim Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe die Funktion der Pumpe nicht auf eine Hochdruck- und eine Niederdruckpumpe mit Wärmeübertragern dazwischen aufgeteilt. Eine Wärmezufuhr hinter einer möglichen Niederdruckpumpe würde den Wasserstoff schon vor der Hochdruckpumpe verdampfen. Die Lösung besteht darin, den Wasserstoff mit einer einzelnen Kreiselpumpe direkt in das Hochdrucksystem zu pumpen und erst daraufhin Wärme zuzuführen. Das hier diskutierte Kraftstoffsystem basiert auf einem von Brewer diskutierten Kraftstoffsystem [6], jedoch wurden keine Wärmeübertrager mit der Turbinenkühlluft und dem Turbinenabgas vorgesehen. Stattdessen versorgt eine parallele Wasserstoffverbrennung einen möglichen Fehlbetrag zwischen dem Wärmebedarf und der verfügbaren Abwärme. Das Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe ist in Abbildung 4.4 dargestellt.

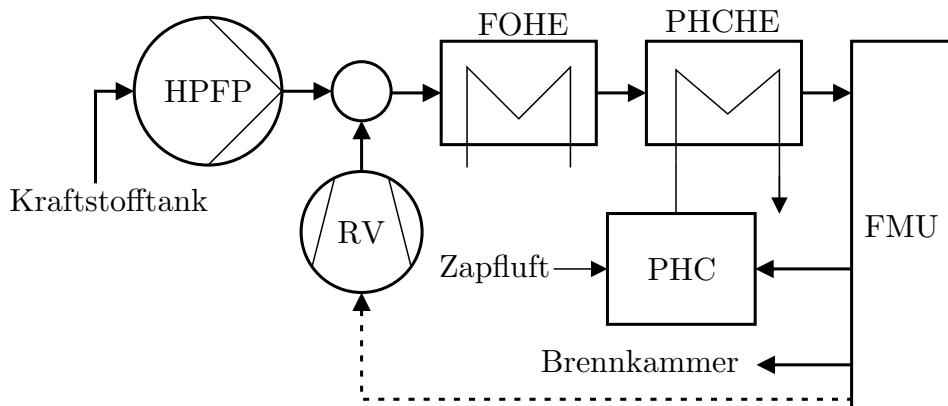


Abbildung 4.4: Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe adaptiert aus [6]

Der Wasserstoff erreicht das Triebwerk im flüssigen Zustand mit dem Eintrittsdruck p_e und der Eintrittstemperatur T_e und wird direkt in der Hochdruckpumpe auf den Druck p_{HP} gepumpt, sodass der Brennkammerdruck p_{BK} erreicht wird. Die Hochdruckpumpe arbeitet mit dem isentropen Wirkungsgrad η_{HP} und benötigt die Leistung P_{HP} .

Um die Druckverluste des rezirkulierten Kraftstoffs im Hochdrucksystem zu kompensieren, schlägt Brewer eine Strahlpumpe mit dem Hochdruckpumpen-Kraftstoffmassenstrom als Treibmedium vor [6]. Da in dieser Arbeit der rezirkulierte Massenstrom teilweise ein Vielfaches des Hochdruckpumpen-Massenstroms beträgt, würde eine Strahlpumpe nicht hinnehmbare Druckverluste verursachen. Stattdessen wird ein Rezirkulationsverdichter (RV) modelliert. Der rezirkulierte Kraftstoffmassenstrom \dot{m}_R erreicht den Rezirkulationsverdichter mit der Temperatur T_R und dem Druck p_R und wird auf den Austrittsdruck

der Hochdruckpumpe verdichtet. Der Rezirkulationsverdichter arbeitet mit dem isentropen Wirkungsgrad η_{RV} und benötigt die Leistung P_{RV} .

Der Hochdruckpumpen-Massenstrom und der rezirkulierte Massenstrom werden anschließend miteinander vermischt. Der warme rezirkulierte Kraftstoff verdampft den flüssigen Kraftstoff aus der Hochdruckpumpe und erwärmt diesen auf die Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur T_W , um Vereisungen im Ölsystem zu vermeiden.

Auf den Wärmeübertrager mit dem Klimasystem, folgt der Wärmeübertrager mit dem Ölsystem. Der Einfachheit halber werden die beiden Wärmeübertrager in der Modellierung zusammengefasst. In den beiden Wärmeübertragern wird dem Kraftstoff in Summe die Wärme \dot{Q}_{FOHE} zugeführt. Über die beiden Wärmeübertrager liegt das Druckverhältnis π_{FOHE} vor. Der durch den Wärmeübertrager mit dem Klimasystem gesparte Fan-Zapfluftbedarf wird in der Modellierung nicht berücksichtigt. Um die angestrebte Brennkammer-Eintrittstemperatur T_{BK} zu erreichen, wird durch eine parallele Wasserstoffverbrennung (engl.: Parallel Hydrogen Combustion, PHC) in einem weiteren Wärmeübertrager (engl.: PHC Heat Exchanger, PHCHE) die zusätzliche Wärme \dot{Q}_{PHC} zugeführt. Dieser Wärmeübertrager verursacht das Druckverhältnis π_{PHC} .

Vor dem Eintritt in die Kraftstoffregeleinheit werden in den Leitungen des Kraftstoffsystems auftretende Druckverluste Δp_L berücksichtigt. Die Kraftstoffregeleinheit liefert den Kraftstoffmassenstrom \dot{m}_{BK} an die Hauptbrennkammer und die Brennkammer der parallelen Wasserstoffverbrennung. Der verbleibender Massenstrom \dot{m}_R mit der Temperatur T_R und dem Druck p_R wird rezirkuliert. Vor dem Eintritt in die Brennkammer erfährt der Wasserstoff die Injektor-Druckverluste Δp_{inj} .

4.5.2 Systemarchitektur mit Verdampfer

Die Architektur mit Hochdruckverdichter und Verdampfer ist ähnlich wie das Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe aufgebaut, jedoch wird anstatt der Hochdruckpumpe ein Hochdruckverdichter (engl.: High Pressure Fuel Compressor, HPFC) eingesetzt. Vor dem Eintritt in den Verdichter wird der Wasserstoff in einem Wärmeübertrager mit Wärme aus dem Hochdrucksystem verdampft. Abbildung 4.5 zeigt das Kraftstoffsystem mit Verdampfer.

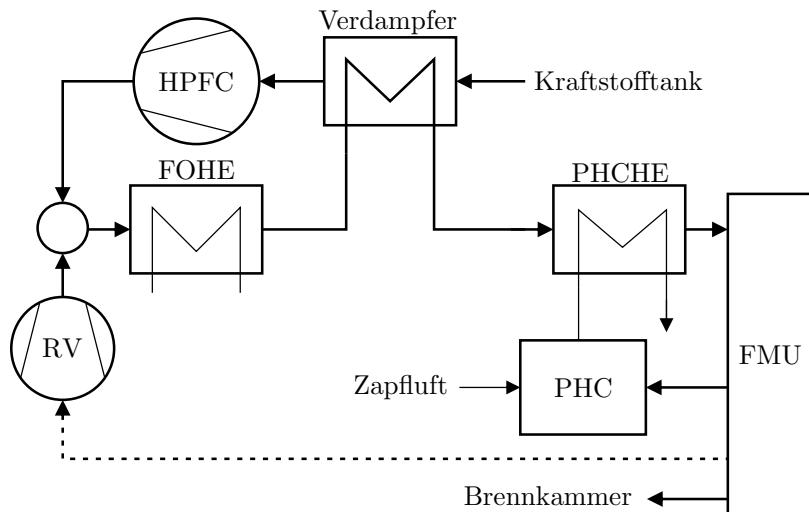


Abbildung 4.5: Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Verdichter und Verdampfer

Der Wasserstoff wird in dem Triebwerk zunächst in dem Verdampfer unter Zuführung des Wärmestroms $|\dot{Q}_V|$ aus dem Hochdrucksystem gerade vollständig verdampft. Hierbei liegt über die Niederdruckseite des Wärmeübertragers das Druckverhältnis $\pi_{V,LP}$ an. Der Hochdruckverdichter fördert den Wasserstoff mit dem Druck p_{HP} in das Hochdrucksystem, sodass der Brennkammerdruck p_{BK} erreicht wird. Der Hochdruckverdichter arbeitet mit dem isentropen Wirkungsgrad η_{HP} und benötigt die Leistung P_{HP} .

Die Hochdruckseite gleicht dem Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe mit dem einzigen Unterschied, dass zwischen dem Wärmeübertrager mit dem Ölsystem und dem Wärmeübertrager der parallelen Wasserstoffverbrennung die Hochdruckseite des Verdampfers durchlaufen wird. Hier wird die Wärme \dot{Q}_V an das Niederdrucksystem abgegeben und es liegt das Druckverhältnis $\pi_{V,HP}$ an. Der Verdampfer wird auf der Hochdruckseite vor dem Wärmeübertrager mit der parallelen Wasserstoffverbrennung positioniert, um die Maximaltemperatur zu mindern. Die geringere Maximaltemperatur ermöglicht eine geringere Abgastemperatur der parallelen Wasserstoffverbrennung und reduziert somit ihren Wasserstoffverbrauch.

4.5.3 Systemarchitektur mit Vormischung

Dieses Kraftstoffsystem hat das Alleinstellungsmerkmal, dass an zwei unterschiedliche Positionen Kraftstoff von der Kraftstoffregeleinheit rezirkuliert wird. Zum einen wie auch bei den anderen Wasserstoff-Kraftstoffsystemen über einen Rezirkulationsverdichter hinter den Hochdruckverdichter. Ein kleiner rezirkulierter Kraftstoffmassenstrom \dot{m}_V wird jedoch auf den Eintrittsdruck p_e gedrosselt und vor den Hochdruckverdichter rezirkuliert, um den aus dem Kraftstofftank geförderten Wasserstoff ohne den Einsatz zusätzlicher Wärmeübertrager zu verdampfen. Das Hochdrucksystem des Kraftstoffsystems mit Vormischung unterscheidet sich nicht von dem Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe (Siehe Abbildung 4.6).

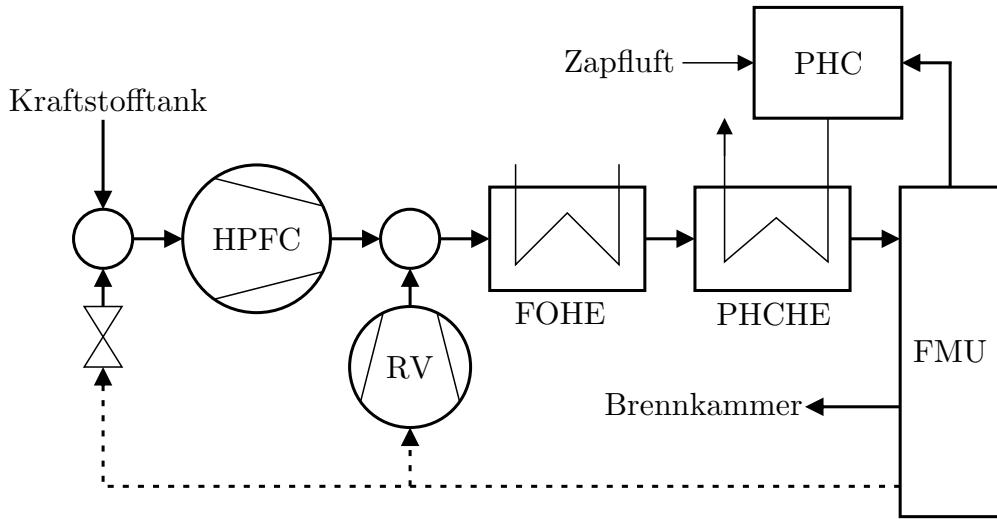


Abbildung 4.6: Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Verdichter und Vormischung

4.5.4 Variablen und Parameter

Die Zielgrößen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme sind die Pumpen-/Verdichterleistungen P_{HP} und P_{RV} , sowie die Wärme der parallelen Wasserstoffverbrennung \dot{Q}_{PHC} und die damit assoziierten Wasserstoff- und Fan-Zapfluftbedarfe $\dot{m}_{\text{H}_2,\text{PHC}}$ und \dot{m}_z . Die unabhängigen Variablen der Modellierungen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme sind der Brennkammerdruck p_{BK} , die Brennkammer-Eintrittstemperatur T_{BK} und die Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur T_w . Der Austrittsdruck der Hochdruckpumpe beziehungsweise des Hochdruckverdichters p_{HP} und die Zustandsgrößen des rezirkulierten Massenstroms \dot{m}_R , T_R und p_R werden als abhängige Variablen modelliert. Die Modellierung des Kraftstoffsystems mit Verdampfer hat durch die Wärme des Verdampfers $|\dot{Q}_V|$ eine zusätzliche abhängige Variable. Bei der Modellierung des Kraftstoffsystems mit Vormischung wird der Vormischungs-Massenstrom \dot{m}_V als zusätzliche abhängige Variable eingeführt. Die Parameter der Modellierungen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme sind in Tabelle 4.4 zusammengefasst.

Tabelle 4.4: Parameter der Modellierungen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Alle Wasserstoff-Kraftstoffsysteme			
Kraftstoff-Eintrittstemperatur	T_e	Kraftstoff-Eintrittsdruck	p_e
PHCHE-Druckverhältnis	π_{PHC}	isentroper Wirkungsgrad RV	η_{RV}
FOHE-Wärme	\dot{Q}_{FOHE}	FOHE-Druckverhältnis	π_{FOHE}
Leitungs-Druckverluste	Δp_L	Injectork-Druckverluste	Δp_{inj}
unterer Heizwert Wasserstoff	H_{u,H_2}	PHC Brennstoff-Luft-Verhältnis	β_{PHC}
isobare Wärmekapazität Luft	$c_{p,L}$	isobare Wärmekapazität Abgas	$c_{p,B}$
Fan-Zapflufttemperatur	T_{13}	PHCHE-Annäherungstemperatur	ΔT
Brennkammer-Massenstrom	\dot{m}_{BK}		
Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe		Kraftstoffsystem mit Vormischung	
isentroper Wirkungsgrad HPFP	η_{HP}	isentroper Wirkungsgrad HPFC	η_{HP}
Kraftstoffsystem mit Verdampfer			
Druckverhältnis LP-Verdampfer	$\pi_{V,LP}$	Druckverhältnis HP-Verdampfer	$\pi_{V,HP}$
isentroper Wirkungsgrad HPFC	η_{HPFC}		

4.6 Lösungsalgorithmus

Abschließend wird der Lösungsalgorithmus der in dieser Arbeit entwickelten Methodik exemplarisch am Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe erläutert. Abbildung 4.7 stellt den Lösungsalgorithmus des Kraftstoffsystems mit Hochdruckpumpe schematisch als Flussdiagramm dar.

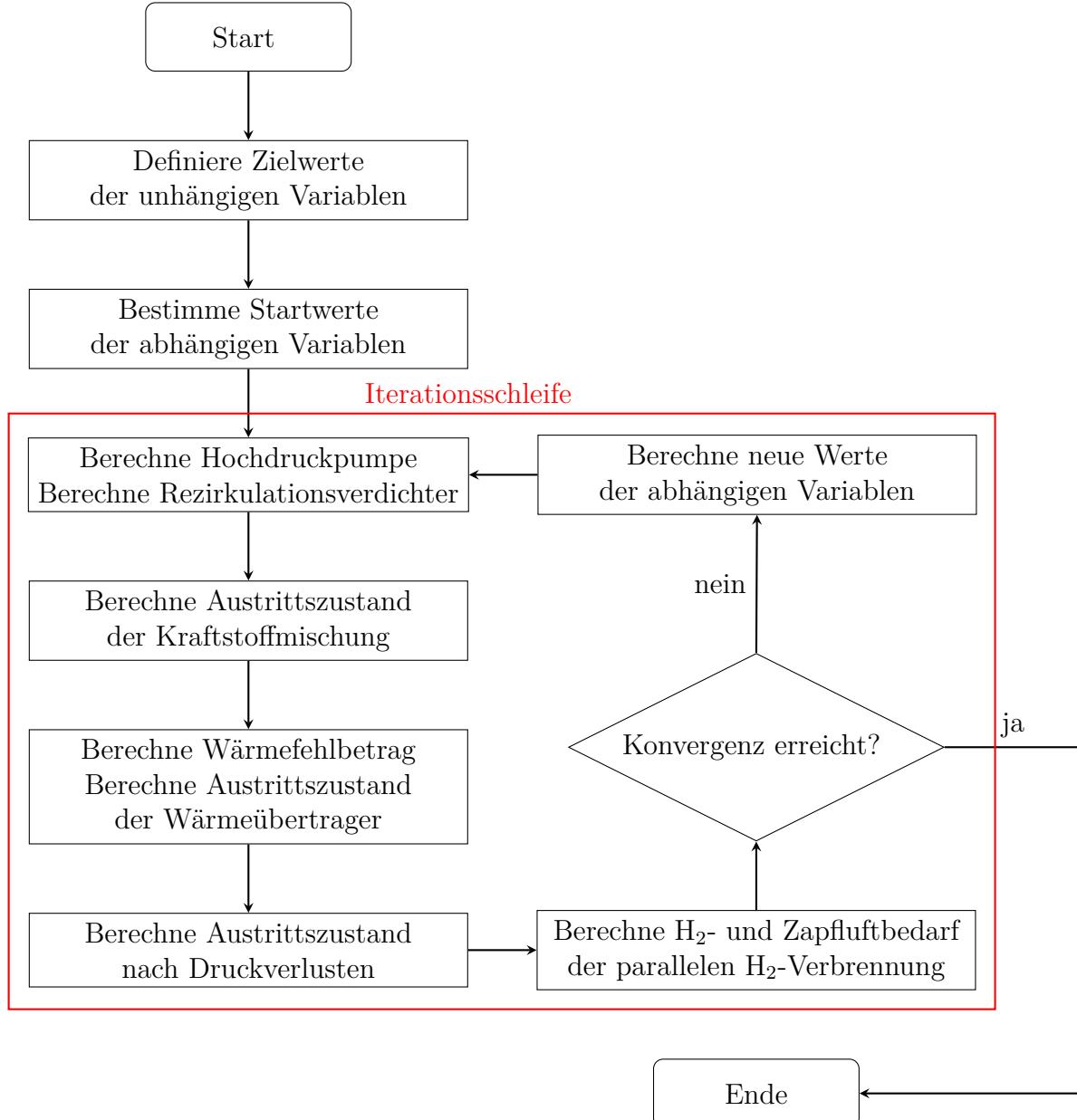


Abbildung 4.7: Lösungsalgorithmus des Kraftstoffsystems mit Hochdruckpumpe

Das Verfahren beginnt mit der Definition der unabhängigen Variablen p_{BK} , T_{BK} und T_w . Zunächst werden die Startwerte der abhängigen Variablen \dot{m}_R , T_R , p_R und p_{HP} in Abhängigkeit der unabhängigen Variablen bestimmt.

Anschließend beginnt die iterative Berechnung der Zielgrößen mit der Berechnung der Leistungen der Hochdruckpumpe und des Rezirkulationsverdichters und der jeweiligen Austrittszuständen. Aus diesen Austrittszuständen werden die Austrittsgrößen der Kraftstoffmischung berechnet.

Anschließend wird die Energiebilanz des gesamten Kraftstoffsystems herangezogen, um den Fehlbetrag zwischen der verfügbarer Abwärme und dem Wärmebedarf zu ermitteln. Dies entspricht der Wärme der parallelen Wasserstoffverbrennung. Im Anschluss wird

der Austrittszustand der Wärmeübertrager bestimmt. Hierauf wird durch Berücksichtigung der Leitungs- und Injektor-Druckverluste der Eintrittszustand des Kraftstoffs in die Brennkammer sowie der Zustand des rezirkulierten Kraftstoffs bestimmt. Abschließend wird der Wasserstoff- und Zapfluftbedarf der parallelen Wasserstoffverbrennung berechnet.

Die Konvergenz wird anhand der Differenz zwischen den Zielwerten und den tatsächlich erreichten Eintrittstemperaturen sowie dem tatsächlichen Brennkammerdruck überprüft. Zudem muss die Schließbedingung erfüllt sein, dass der Zustand des rezirkulierten Kraftstoffs mit dem zu Beginn der Iteration angenommenen Zustand übereinstimmt. Sind beide Kriterien erfüllt, wird die Berechnung erfolgreich abgeschlossen.

Sind die Kriterien nicht erfüllt, werden für die nächste Iteration zunächst neue Werte der abhängigen Variablen \dot{m}_R und p_{HP} in Abhängigkeit der Differenz zwischen den Zielwerten und den tatsächlich erreichten Werten der unabhängigen Variablen bestimmt. Die angenommenen Zustandsgrößen des rezirkulierten Kraftstoffs T_R und p_R werden entsprechend der tatsächlich erzielten Werte angepasst. Mit diesen aktualisierten Werten wird die nächste Iteration durchgeführt.

5 Randbedingungen

In diesem Kapitel werden die Randbedingungen der in Kapitel 4 definierten physikalischen Modelle der Kraftstoffsysteme festgelegt. Ziel ist es, das Verhalten der Kraftstoffsystemen im Reiseflug möglichst realitätsnah abzubilden. Anhand der Parameter werden die Kraftstoffsysteme für die Triebwerke eines Schmalrumpfflugzeugs dimensioniert. Zunächst werden die relevanten Betriebspunkte der verwendeten Triebwerkszyklen beschrieben. Hierauf werden die relevanten Parameter bestimmt und deren Herkunft erläutert. Abschließend werden die unabhängigen Variablen der Kraftstoffsysteme parametrisiert und für die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme Wertebereiche für die Parameterstudie festgelegt.

5.1 Triebwerkszyklus

Die Dimensionierung der Komponenten und die Bestimmung der Randbedingungen der Kraftstoffsysteme erfolgt auf Grundlage von Triebwerkszyklen für moderne wasserstoff-/kerosinbetriebene Getriebefantriebwerke (engl.: Geared Turbo Fan, GTF) für Schmalrumpfflugzeuge, in Anlehnung an das Pratt & Whitney PW1133G Triebwerk. Die Betriebspunkte der Triebwerkszyklen wurden am IST mit GasTurb [15], einer Software für die Gasturbinen-Leistungsrechnung, berechnet. Der Betriebspunkt für den Reiseflug wurde für die beiden Zyklen bei einer Flughöhe von 10.700 m, einer Machzahl von 0,78, unter Annahme der Internationalen Standardatmosphäre (ISA) und einem Schub von 22 kN gerechnet. Die für den Reiseflug berechneten Werte sind in Tabelle 5.1 zusammengefasst.

Tabelle 5.1: Betriebspunkt Reiseflug

Parameter		Einheit	H ₂	Kerosin
Schub	F	kN	22	
Flughöhe	H	m	10.700	
Machzahl	M	-	0,78	
Umgebungstemperatur	ΔT_{ISA}	K	0	
Kraftstoffmassenstrom	\dot{m}_{BK}	kg/s	0,110	0,313
Hochdruckwellendrehzahl	N_2	1/min	19.000	
Niederdruckwellendrehzahl	N_1	1/min	9000	
Fan-Drehzahl	N_F	1/min	3000	
Brennkammerdruck	p_3	kPa	1330	
Fan-Zapflufttemperatur	T_{13}	K	273	
Fan-Leistung	P_F	kW	6400	

Für die Dimensionierung der Hochdruckpumpe des Kerosin-Kraftstoffsystems ist neben dem Reiseflug auch der Betriebspunkt mit maximalem Startschub (engl.: Maximum Take-off, MTO) von Interesse. Der Betriebspunkt für den Startfall wurde für den Kerosin-Triebwerkszyklus bei einer Flughöhe von 0 m, einer Machzahl von 0, unter Annahme von

ISA-Bedingungen und mit dem MTO-Schub von 147 kN gerechnet. Die für die Arbeit relevanten berechneten Werte sind in Tabelle 5.2 gelistet.

Tabelle 5.2: Betriebspunkt MTO-Schub

Parameter		Einheit	Kerosin
Schub	F	kN	147
Flughöhe	H	m	0
Machzahl	M	-	0
Umgebungstemperatur	ΔT_{ISA}	K	0
Kraftstoffmassenstrom	\dot{m}_{BK}	kg/s	1,05
Hochdruckwellendrehzahl	N_2	U/min	21.000

5.2 Eintrittsbedingungen

Die Kraftstoff-Eintrittstemperatur in Kerosin-Kraftstoffsystemen wird maßgeblich von der Umgebungstemperatur, der verbleibenden Kraftstoffmenge, der Flugdauer sowie der durch Rezirkulation in die Kraftstofftanks rückgeführten Wärme beeinflusst [16]. In dieser Arbeit wird für das Kerosin-Kraftstoffsystem eine Kraftstoff-Eintrittstemperatur von $T_e = 270\text{ K}$ angenommen, was in einer Flughöhe von $H = 10.700\text{ m}$ einer um 51,3 K höheren Temperatur im Vergleich zur Umgebungstemperatur entspricht.

Gemäß der Musterzulassung des Pratt & Whitney PW1133G Triebwerks darf der Eintrittsdruck p_e einen Überdruck von 689 kPa relativ zur Umgebung nicht überschreiten und einen Überdruck von 34,5 kPa zum Dampfdruck des Kraftstoffs nicht unterschreiten [11]. Bei einer Kraftstoffeintrittstemperatur von $T_e = 270\text{ K}$ und einer Flughöhe von 10.700 m entspricht dies einem Druckbereich von 35,0 kPa bis 713 kPa. Durch den Förderdruck der verwendeten Boosterpumpe von ca. 250 kPa [13] ist dem Kraftstoffeintrittsdruck eine engere Obergrenze gesetzt. Abzüglich Rohrreibungsverlusten in den Kraftstoffleitungen zwischen Kraftstofftank und Triebwerk wird ein Eintrittsdruck von $p_e = 180\text{ kPa}$ angenommen.

Das von Brewer [6] vorgeschlagene Kraftstoffsystem, an dem sich die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme dieser Arbeit orientieren, verwendet einen Flüssigwasserstofftank mit einem absoluten Druck von 152 kPa sowie eine im Tank integrierte Niederdruckpumpe, die den flüssigen Wasserstoff auf 462 kPa fördert. Die Autoren des CRYOPLANE-Berichts [37] treffen ähnliche Annahmen. Unter Berücksichtigung von Druckverlusten erreicht der Wasserstoff das Triebwerk mit einem Eintrittsdruck von $p_e = 345\text{ kPa}$ [6]. Die von Brewer ermittelte Wasserstoff-Eintrittstemperatur $T_e = 25,2\text{ K}$ entspricht dem Siedepunkt von Parawasserstoff. In dieser Arbeit wird für den Eintritt eine rein flüssige Wasserstoffphase angenommen.

5.3 Abwärmequellen

Zur Berechnung der in den Wärmeübertragern der Kraftstoffsysteme übertragenen Wärmeströme werden die in den Triebwerken entstehenden Abwärmeströme aufsummiert. Zu den Abwärmequellen moderner Gasturbintriebwerke zählen neben den Komponenten des Hilfsgeräteträgers insbesondere die Wellenlager sowie, falls vorhanden, das Fan-Getriebe (engl.: Fan Drive Gear System, FDGS). Dem Wasserstoff-Kraftstoffsystem steht in Form eines Wärmeübertragers mit dem Kabinen-Klimasystem (ECS) eine zusätzliche Abwärmequelle zur Verfügung.

5.3.1 Wellenlager

Die Wellenlager sind eine Quelle mechanischer Verluste und übertragen die verlorene Leistung nahezu vollständig an das Ölsystem [18]. Das PW1133G Triebwerk ist mit sieben Wellenlagern ausgestattet: Die Hochdruckwelle wird durch ein Fest- und ein Loslager gelagert, die Niederdruckwelle durch ein Fest- und zwei Loslager, und die Fan-Welle wird durch eine angestellte Lagerung gestützt [2].

Die Lagerverluste hängen in erster Linie von der Wellendrehzahl ab, wobei bei Festlagern auch die axiale Belastung der Welle einen Einfluss hat [49], die in dieser Betrachtung jedoch vernachlässigt wird. Gloeckner et al. [18] haben für ein Hochdruckwellenlager bei einer Drehzahl von 19.000 1/min einen Leistungsverlust von jeweils 34,8 kW ermittelt. Durch Extrapolation der von Gloeckner [17] gemessenen Leistungsverluste einer Lagerung bei 10.000 1/min ergibt sich für die Niederdruckwellenlager ein geschätzter Leistungsverlust von jeweils 9 kW. Aufgrund der geringen Drehzahl der Fan-Welle werden vernachlässigbar geringe Lagerverluste angenommen. In Summe betragen die Lagerverlust somit 88 kW.

5.3.2 Fan-Getriebe

Das Fan-Getriebe eines GTF stellt eine weitere Quelle mechanischer Verluste dar. Pratt & Whitney erzielte mit dem Getriebe seines Advanced Ducted Propeller (ADP) Demonstrators einen mechanischen Wirkungsgrad von 0,995 [31]. In einer Patentanmeldung gehen Schwarz et al. [38] von einem GTF-Getriebewirkungsgrad von bis zu 0,997 aus. Bei einem angenommenen Getriebewirkungsgrad von 0,997 und einer Fanleistung von 6400 kW (Siehe Tabelle 5.1) ergeben sich Leistungsverluste von 19 kW.

5.3.3 Hilfsgeräteträger

Die Kraftstoffpumpen, Ölpumpen, Hydraulikpumpen und der Stromgenerator gehören zu den Hilfsgeräteträger-Komponenten, die erhebliche Abwärme erzeugen. Zusätzlich entstehen durch die Getriebestufen des Hilfsgeräteträgers mechanische Verluste. Jafari et al. [22] haben die Verlustleistung des Hilfsgeräteträgers eines CFM56-5 Triebwerks untersucht und eine Proportionalität zwischen Triebwerksschub und Verlustleistung festgestellt.

Unter Annahme dieses Verhaltens beträgt die Verlustleistung des Hilfsgeräteträgers für den betrachteten Triebwerkszyklus 10 kW. Dabei entfällt ein Anteil von 5 kW auf den Stromgenerator. Mögliche erhöhte mechanische Verluste aufgrund des höheren Leistungsbedarfs des Wasserstoff-Kraftstoffsystems werden aufgrund ihrer geringen Größenordnung vernachlässigt.

5.3.4 Abwärme

In Summe wird dem Kerosin-Kraftstoffsystem im Hauptwärmeübertrager eine Wärme von $\dot{Q}_{FOHE} = 112 \text{ kW}$ und im Wärmeübertrager des Stromgenerators eine Wärme von $\dot{Q}_{IDG} = 5 \text{ kW}$ zugeführt. Abbildung 5.1 ist ein Sankey-Diagramm der in dem Kerosin-Kraftstoffsystem verfügbaren Abwärmequellen.

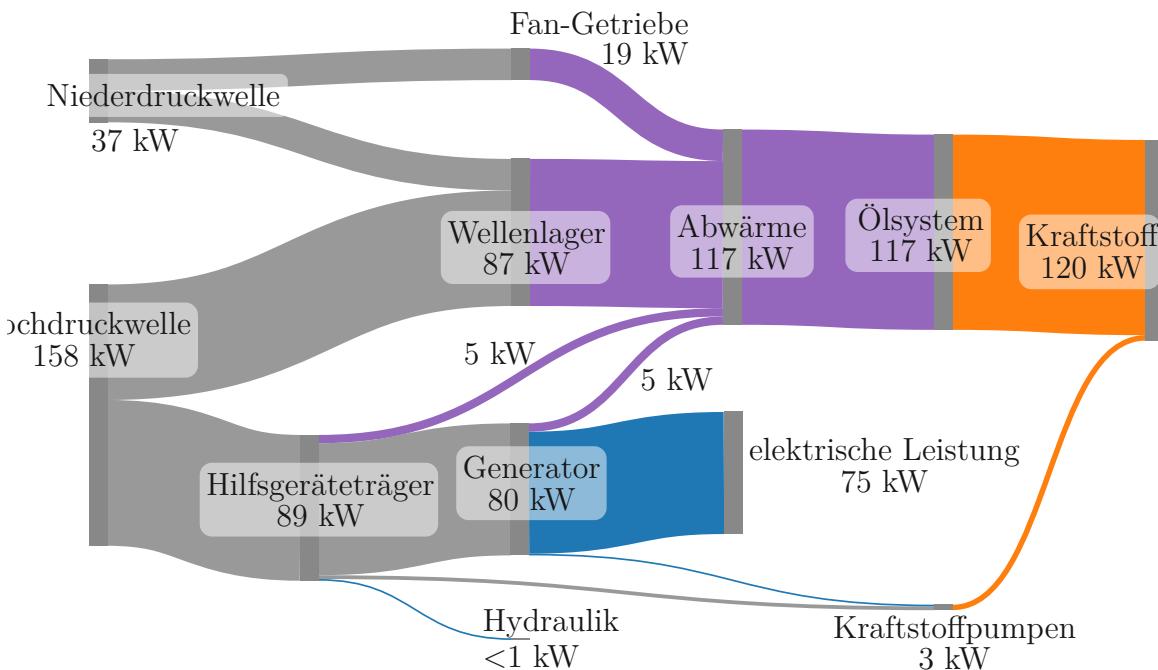


Abbildung 5.1: Abwärmequellen des Kerosin-Kraftstoffsystems

Brewer [6] hat für das Kabinen-Klimasystem (ECS) eines Schmalrumpfflugzeugs eine Abwärme pro Triebwerk von 32 kW berechnet. Dieser Wert wird für die Modellierung über-

nommen. Durch das Kabinen-Klimasystem steht den Wasserstoff-Kraftstoffsystemen eine höhere Abwärme von insgesamt $\dot{Q}_{FOHE} = 149 \text{ kW}$ zur Verfügung.

5.4 Pumpen und Verdichter

5.4.1 Kreiselpumpen

Kreiselpumpen kommen im Kerosin-Kraftstoffsystem als Niederdruckpumpe und im Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe als Hochdruckpumpe zum Einsatz. Kreiselpumpen erreichen ihren maximalen Wirkungsgrad bei mittleren Volumenströmen und hohen Druckverhältnissen, beziehungsweise Drehzahlen [19].

Die Niederdruckpumpen von Kerosin-Kraftstoffsystemen erreichen im Reiseflug aufgrund der niedrigeren Drehzahlen und Volumenströmen im Vergleich zum optimalen Betriebspunkt nur vergleichsweise niedrige Wirkungsgrade zwischen 53 und 66 % [50]. Für die Niederdruckpumpe des Kerosin-Kraftstoffsystems wird ein isentroper Wirkungsgrad von $\eta_{LP} = 0,60$ angenommen. Die Niederdruckpumpe des CFM56-5B erzeugt im Auslegungspunkt eine Druckerhöhung von $\Delta p_{MTO} = 965 \text{ kPa}$. Gemäß den Ähnlichkeitsbeziehungen für Pumpen [19] beträgt der Austrittsdruck p_{LP}

$$p_{LP} = p_e + \Delta p_{MTO} \left(\frac{N_2}{N_{2,MTO}} \right)^2 \quad (5.1)$$

der Niederdruckpumpe im Reiseflug somit 930 kPa.

Da Wasserstoff-Kraftstoffsysteme keine nennenswerten Kraftstoffmassenströme in die Kraftstofftanks rückführen können, fallen die Volumenströme im Reiseflug relativ zu MTO-Bedingungen nochmals geringer aus als bei Kerosin-Kraftstoffsystemen. Brewer [6] berechnet für den Wirkungsgrad einer Hochdruckpumpe mit konstanter Übersetzung im Wasserkraftstoffsystem einen Wert von $\eta_{HP} = 0,154$. Mit variabler Übersetzung sind höhere Wirkungsgrade möglich, jedoch verursachte diese Lösung höhere Betriebskosten und wird daher nicht betrachtet [6].

5.4.2 Zahnradpumpen

Xu et al. [48] haben den Wirkungsgrad einer Zahnrad-Hochdruckpumpe bei unterschiedlichen Drehzahlen untersucht. Hohe Drehzahlen ermöglichen hohe Wirkungsgrade von bis zu 0,78. Die Hochdruckpumpe des CFM56-5B arbeitet mit einer Nenndrehzahl von 6250 1/min [12]. Da die Hochdruckpumpe mit einem konstanten Übersetzungsverhältnis an die Hochdruckwelle angeschlossen ist, beträgt die Drehzahl im Reiseflug (mit

$N_2/N_{2,MTO} = 0,88$) 5500 1/min. Interpolation der Daten von Xu et al. [48] ergibt somit einen Wirkungsgrad der Hochdruckpumpe von $\eta_{HP} = 0,73$.

Für die Hochdruckpumpe wird zudem der geförderte Massenstrom festgelegt. Unter MTO-Bedingungen fordert die Hochdruckpumpe den Kraftstoffverbrauch von 1,05 kg/s zuzüglich Kontingenzen. Bei einem angenommenen Überschuss von 20 %, beträgt der geförderte Massenstrom bei MTO-Schub 1,27 kg/s. Unter Annahme einer identischen volumetrischen Effizienz in beiden Lastpunkten beträgt der geförderte Massenstrom im Reiseflug aufgrund der niedrigeren Drehzahl somit $\dot{m}_{HP} = 1,11$ kg/s.

5.4.3 Wasserstoff-Verdichter

Der im Reiseflug gegenüber MTO-Bedingungen stark verringerte Volumenstrom bei nur geringfügig verringriger Drehzahl würde bei konstantem Übersetzungsverhältnis eine erhebliche Pumpgefahr bedeuten. Um einen stabilen Betrieb mit hohem Wirkungsgrad zu gewährleisten ist daher eine variable Übersetzung zwischen Verdichter und der Hochdruckwelle des Verdichters notwendig.

Bei einem angenommenen Teillast-Wirkungsgrad des Verdichters von 0,75 und einem mechanischen Wirkungsgrad der variablen Übersetzung von 0,95 beträgt der Gesamtwirkungsgrad $\eta_{HP} = \eta_{RV} = 0,71$.

5.5 Wärmeübertrager Druckverluste

Bei der Auslegung von Wärmeübertragern wird ein Kompromiss zwischen Bauvolumen/Masse und Druckverlust angestrebt. Da Masse und Bauvolumen der Kraftstoffsysteme in dieser Arbeit nicht berücksichtigt werden, erfolgt keine konkrete Auslegung der Wärmeübertrager, etwa mit der NTU-Methode. Stattdessen werden die Druckverluste anhand von Erfahrungswerten abgeschätzt. Für die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme werden die Druckverluste in den Wärmeübertragern mit der parallelen Wasserstoffverbrennung, dem Kabinen-Klimasystem und dem Hauptölsystem sowie des Verdampfer bestimmt. Für das Kerosin-Kraftstoffsystem wird ausschließlich der Druckverlust im Wärmeübertrager des Hauptölsystems ermittelt.

5.5.1 Kerosin-Kraftstoffsystem

Zu den kraftstoffseitigen Druckverlusten in Wärmeübertragern von Kerosin-Kraftstoffsystemen liegen in der Literatur keine zuverlässigen Angaben vor, daher wird der Wert geschätzt. Einerseits sind bei Kerosin-Wärmeübertragern aufgrund der höheren Viskosität von Kerosin im Vergleich zu gasförmigem Wasserstoff sowie der

geringeren Temperaturdifferenz der Fluidströme höhere Druckverluste zu erwarten. Andererseits überträgt der FOHE-Wärmeübertrager des Kerosin-Kraftstoffsystems aufgrund des höheren Massenstroms eine geringere spezifische Wärme als die der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme. Zudem ermöglicht die deutlich höhere Dichte von Kerosin gegenüber gasförmigem Wasserstoff bei konstantem Flächen-zu-Massenstrom-Verhältnis niedrigere Strömungsgeschwindigkeiten, was geringere Druckverluste ermöglichen kann. Unter diesen Abwägungen wird für den FOHE-Wärmeübertrager des Kerosin-Kraftstoffsystems ein Druckverhältnis von 0,95 angenommen.

5.5.2 Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Sciatti et al. [40] haben einen Wärmeübertrager zwischen Wasserstoff und Stickstoff untersucht und ausgelegt. Im Vergleich zum PHC-Wärmeübertrager der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme dieser Arbeit sind die Temperaturdifferenz der Fluidströme geringer und die übertragene spezifische Wärme höher. Das von Sciatti et al. ermittelte Druckverhältnis über den Wärmeübertrager von 0,988 stellt daher eine konservative Abschätzung der Druckverluste des PHC-Wärmeübertragers dar. Jedoch hat der ausgelegte Wärmeübertrager eine für den Wasserstoff-Massenstrom korrigierte Masse von 111 kg und ist damit inakzeptabel schwer. Für den PHC-Wärmeübertrager der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme wird ein Druckverhältnis von 0,98 angenommen.

Brewer [6] hat für einen Wasserstoff Wärmeübertrager mit dem Kabinen-Klimasystem Druckverluste von 2,14 kPa berechnet. Die vernachlässigbar geringen Druckverluste resultieren aus der geringen übertragenen Wärme bei moderater Temperaturdifferenz.

Für einen Wasserstoff-Wärmeübertrager mit dem Hauptölsystem hat Brewer ein Druckverhältnis von 0,984 von berechnet [6]. Die Wärmeübertrager mit den Hauptölsystemen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme dieser Arbeit übertragen das Vierfache der spezifischen Wärme. Die Übertragung der höheren spezifischen Wärme erfordert zusätzliche Rohrreihen im Wärmeübertrager. Da der Druckverlust unterproportional mit der Anzahl an Reihen skaliert [23], erscheint ein Druckverhältnis über den Wärmeübertrager von 0,95 realisierbar. Da die Druckverluste des Wärmeübertragers mit dem Klimasystem vernachlässigbar sind, ergibt sich für beide Wärmeübertrager in Summe ein Druckverhältnis von $\pi_{FOHE} = 0,95$.

Sciatti et al. [40] haben einen Wärmeübertrager für die Verdampfung von Flüssigwasserstoff mit erwärmtem Wasserstoff ausgelegt. Sie haben Druckverluste von 5,74 Pa für die heiße Seite und 10,2 Pa für die kalte Seite berechnet. Die vernachlässigbar geringen Druckverluste resultieren aus der hohen Temperaturdifferenz der Wasserstoff-Massenströme und der vergleichsweise geringen übertragenen Wärme. Für das Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Verdampfer werden daher die Druckverhältnisse $\pi_{V,LP} = \pi_{V,HP} = 1$ angenommen.

5.6 Leitungs- und Injektor-Druckverluste

Die Leitungen der Kraftstoffsysteme verursachen Druckverluste infolge von Rohrreibung. Zudem erfordern die Injektoren eine minimale Druckdifferenz zwischen Kraftstoffzufuhr und Brennkammer, um eine adäquate Zerstäubung des Kraftstoffs zu gewährleisten.

5.6.1 Kerosin-Kraftstoffsystem

Die Rohrreibungsverluste im Kerosin-Kraftstoffsystem Δp_L

$$\Delta p_L = \lambda \frac{L}{D} \frac{\rho}{2} v^2 \quad (5.2)$$

werden mit der Darcy-Weisbach-Gleichung bestimmt. Hierbei werden der Rohrreibungswert $\lambda = 0,025$, die Leitungslänge $L = 0,5\text{ m}$, der Leitungsdurchmesser $D = 14\text{ mm}$, die Kraftstoffdichte $\rho = 760\text{ kg/m}^3$ und die Strömungsgeschwindigkeit $v = 10\text{ m/s}$ angenommen. Daraus resultiert der Druckverlust $\Delta p_L = 68\text{ kPa}$.

Mazaheri et al. [29] haben Drallinjektoren für Luftfahrtanwendungen mit einer Druckdifferenz von $\Delta p_{\text{inj}} = 300\text{ kPa}$ ausgelegt.

5.6.2 Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Die Rohrreibungsverluste der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme werden mit der Darcy-Weisbach-Gleichung (Gleichung 5.2) bestimmt. Hierbei werden der Rohrreibungswert $\lambda = 0,02$, die Leitungslänge $L = 0,5\text{ m}$, der Leitungsdurchmesser $D = 92\text{ mm}$, die Kraftstoffdichte $\rho = 1,33\text{ kg/m}^3$ und die Strömungsgeschwindigkeit $v = 60\text{ m/s}$ angenommen. Daraus resultiert der Druckverlust $\Delta p_L = 260\text{ kPa}$.

Brewer [6] hat für ein Wasserstoff-Kraftstoffsystem Injektor-Druckverluste von $p_{\text{inj}} = 169\text{ kPa}$ berechnet. Dieser Wert wird für die Modellierung übernommen.

5.7 Parallel Wasserstoffverbrennung

Die parallele Wasserstoffverbrennung wird als magere Verbrennung mit einem Brennstoff-Luft-Verhältnis von 0,01 modelliert. Für die Verbrennung wird ein unterer Heizwert von Wasserstoff von $H_{u,\text{H}_2} = 120\text{ MJ/kg}$ angenommen. Die spezifischen isobaren Wärmekapazitäten von Luft und dem Abgas werden mit dem CEARUN Web-Tool [26] bestimmt. Für die Fan-Zapflufttemperatur wurde ein Wert von 273 K berechnet (Siehe Tabelle 5.1). Für

die Annäherungstemperatur des PHC-Wärmeübertragers wird ein Wert von $\Delta T = 30 \text{ K}$ angenommen.

5.8 Zusammenfassung

Die Parameter des Kerosin-Kraftstoffsystems sind in Tabelle 5.3 gesammelt.

Tabelle 5.3: Randbedingungen des Kerosin-Kraftstoffsystems

Parameter	Einheit	Wert	Quelle
LPFP-Eintrittstemperatur	K	270	-
LPFP-Eintrittsdruck	kPa	180	[13]
FOHE-Wärme	kW	112	-
FOHE-Druckverhältnis	-	0,95	-
IDG-FOHE Wärme	kW	5	[41]
LPFP-Austrittsdruck	kPa	930	-
isentroper Wirkungsgrad LPFP	-	0,60	[50]
isentroper Wirkungsgrad HPFP	-	0,73	[48]
HPFP-Massenstrom	kg/s	1,11	-
Brennkammer-Massenstrom	kg/s	0,313	-
Leitungs-Druckverluste	kPa	68	-
Injectork-Druckverluste	kPa	300	[29]

Die Parameter der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme sind in Tabellen 5.4 und 5.5 dokumentiert.

Tabelle 5.4: Parameter der Modellierungen aller Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Alle Wasserstoff-Kraftstoffsysteme				
Parameter	Einheit	Wert	Quelle	
isentroper Wirkungsgrad RV	η_{RV}	-	0,71	-
Kraftstoff-Eintrittsdruck	kPa	345	[6, 37]	
Kraftstoff-Eintrittstemperatur	K	25,2	[6, 37]	
PHCHE-Druckverhältnis	-	0,98	[40]	
FOHE-Wärme	kW	149	-	
FOHE-Druckverhältnis	-	0,95	[6]	
Brennkammer-Massenstrom	kg/s	0,110	-	
Leitungs-Druckverluste	kPa	260	[6]	
Injectork-Druckverluste	kPa	169	[6]	
PHC-Brennstoff-Luft-Verhältnis	β_{PHC}	-	0,01	-
isobare Wärmekapazität Luft	$c_{p,L}$	kJ/(kg K)	1,0	[26]
isobare Wärmekapazität Abgas	$c_{p,B}$	kJ/(kg K)	1,1	[26]
unterer Heizwert Wasserstoff	H_{u,H_2}	MJ/kg	120	-
PHCHE-Annäherungstemperatur	ΔT	K	30	-
Fan-Zapflufttemperatur	T_{13}	K	273	-

Tabelle 5.5: Parameter der Modellierungen der einzelnen Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Architektur mit Hochdruckpumpe				
Parameter		Einheit	Wert	Quelle
isentroper Wirkungsgrad HPFP	η_{HP}	-	0,154	[6]
Architektur mit Verdampfer				
Parameter		Einheit	Wert	Quelle
isentroper Wirkungsgrad HPFC	η_{HP}	-	0,71	-
Druckverhältnis LP-Verdampfer	$\pi_{V,LP}$	-	1	[40]
Druckverhältnis HP-Verdampfer	$\pi_{V,HP}$	-	1	[40]
Architektur mit Vormischung				
Parameter		Einheit	Wert	Quelle
isentroper Wirkungsgrad HPFC	η_{HP}	-	0,71	-

5.9 Brennkammereintritts-Bedingungen

Im Folgenden werden die unabhängigen Variablen, also die Brennkammer-Eintrittsbedingungen der Kraftstoffsysteme, erläutert. Zunächst wird der Brennkammerdruck der Kraftstoffsysteme festgelegt. Anschließend wird die zulässige Brennkammer-Eintrittstemperatur für das Kerosin-Kraftstoffsystem bestimmt. Zuletzt werden denkbare Wertebereiche für die Betrachtung der Brennkammer- und Wärmeübertrager-Eintrittstemperaturen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme in einer Parameterstudie bestimmt.

5.9.1 Brennkammerdruck

Der Brennkammerdruck beträgt sowohl für das Kerosin- als auch die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme $p_{BK} = p_3 = 1330 \text{ kPa}$ (siehe Tabelle 5.1).

5.9.2 Brennkammer-Eintrittstemperatur Kerosin-Kraftstoffsystem

Um im Kerosin-Kraftstoffsystem geringere Brennkammer-Eintrittstemperatur zu erreichen, muss eine größere Menge an Kraftstoff in die Kraftstofftanks rückgeführt werden. Um den rückgeführten Kraftstoff zu ersetzen fördert die Niederdruckpumpe einen höheren Kraftstoffmassenstrom, was ihren Leistungsbedarf steigert. Aus diesem Grund wird eine möglichst hohe Brennkammer-Eintrittstemperatur angestrebt.

Der Brennkammer-Eintrittstemperatur ist jedoch durch die maximal zulässige Öltemperatur eine technische Obergrenze gesetzt. Der Kraftstoff kann nur bis zu der maximalen Öltemperatur abzüglich der Annäherungstemperatur des Wärmeübertragers erhitzt werden. Bei dem PW1133G Triebwerk beträgt die maximale Öltemperatur im Reiseflug 419 K

[11]. Bei einer angenommenen Annäherungstemperatur zuzüglich Kontingenz von 20 K beträgt die maximal zulässige Brennkammer-Eintrittstemperatur somit $T_{BK} = 399$ K.

5.9.3 Eintrittstemperaturen Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Das EnableH2 Projekt [35] sowie Brewer [6] gehen von Brennkammer-Eintrittstemperaturen von über 650 K aus. Diese hohen Temperaturen erreichen die Autoren insbesondere durch den Einsatz von Wärmerückgewinnung aus dem Abgas des Kerntriebwerks. Die Autoren des CRYOPLANE Berichts [37] und der Joint Cryogenic Engine Study [44] halten Wasserstofftemperaturen von 150 K für ausreichend. Tacconi et al. [46] haben für ihre Betrachtung eines Wasserstoff-Kraftstoffsysteins eine minimale akzeptable Temperatur von 273 K angenommen, um Probleme infolge von Vereisung in der Brennkammer zu vermeiden. Aufgrund der breiten Palette an Vorschlägen für Brennkammer-Eintrittstemperaturen für Wasserstoff-Kraftstoffsysteme wird diese Variable in der Parameterstudie in einem Wertebereich zwischen 150 und 500 K untersucht. Für den Vergleich mit dem Kerosin-Kraftstoffsysteem wird ein Wert von 300 K verwendet.

Ähnliches gilt für die Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur. Um Vereisungen in den Öl- und Luftwärmeübertragern zu vermeiden, wird eine minimale Eintrittstemperatur gewahrt. Wärmeübertrager-Eintrittstemperaturen oberhalb des Gefrierpunkts von Wasser sind jedoch nicht sinnvoll, da dort keine Vereisungsgefahr mehr besteht und eine weitere Erhöhung der Temperatur lediglich den rezirkulierten Massenstrom erhöhen würde. Der Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur ist jedoch durch die Brennkammer-Eintrittstemperatur eine weitere Obergrenze gesetzt. Damit exzessive rezirkulierte Massenströme vermieden werden, wird stets eine Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur gewählt, die mindestens 20 K unter der Brennkammer-Eintrittstemperatur liegt. Die Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur wird im Rahmen der Parameterstudie in einem Wertebereich zwischen 100 und 280 K untersucht. Für den Vergleich mit dem Kerosin-Kraftstoffsysteem wird ein Wert von 160 K verwendet.

6 Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die mit der vorgeschlagenen Modellierung berechneten Ergebnisse diskutiert. Dabei steht insbesondere die Frage im Fokus, ob die Modellierung den Leistungs- und Wärmebedarf der Kraftstoffsysteme akkurat vorhersagen kann. Hierfür wird die Methodik dieser Arbeit mit Daten aus der Literatur validiert. Danach wird im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse die Auswirkung von Unsicherheiten der in Kapitel 5 bestimmten Parametern auf das Modellverhalten untersucht. Anschließend wird im Rahmen einer Parameterstudie analysiert, wie sich die Eintrittstemperaturen des Kraftstoffs in den ersten Wärmeübertrager und die Brennkammer auf die Modellierungen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme auswirkt. Abschließend erfolgt ein Vergleich des Leistungs- und Wärmebedarfs der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme untereinander und mit dem Kerosin-Kraftstoffsystem anhand eines ausgewählten Betriebspunkts.

6.1 Validierung

Zur Validierung der Methodik dieser Arbeit wird das Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe angepasst, um das von Brewer [6] vorgeschlagene Kraftstoffsystem nachzuempfinden.

Folgende Modifikationen werden an der Modellierung vorgenommen: Die Druckverluste im rezirkulierten Kraftstoffstrom werden vernachlässigt. Eine parallele Wasserstoffverbrennung ist nicht vorgesehen. Der Wärmeeintrag des von Brewer vorgeschlagenen Rekuperators wird nicht berücksichtigt, da sich dieser Wärmeübertrager Stromabwärts der Entnahmestelle des rezirkulierten Kraftstoffs befindet - eine Konfiguration, die von der Modellierung dieser Arbeit abweicht. Um dennoch eine Vergleichbarkeit der Pumpenleistung zu gewährleisten, wird der Druckverlust dieses Wärmeübertragers zu den Druckverlusten der Injektoren addiert.

Ein weiterer Unterschied liegt in der Modellierung des Kraftstoffs: Während in dieser Arbeit Parawasserstoff verwendet wird, basieren Brewers Berechnungen auf Normalwasserstoff. Dies macht eine Anpassung der Modellparameter des Wasserstoff-Stoffmodels erforderlich. Tabelle 6.1 zeigt die Änderungen der sonstigen Parameter gegenüber dem ursprünglichen Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe.

Tabelle 6.1: Veränderte Parameter der Validierung

Parameter		Einheit	Wert
FOHE Druckverhältnis	π_{FOHE}	-	1
Brennkammer-Massenstrom	\dot{m}_{BK}	kg/s	0,166
Leitungsdrukverluste	Δp_r	kPa	30
Injektordruckverluste	Δp_{inj}	kPa	214,4
Brennkammerdruck	p_{BK}	kPa	1516,2
Brennkammer-Eintrittstemperatur	T_{BK}	K	264
Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur	T_w	K	200

Tabelle 6.2 zeigt eine Gegenüberstellung der von Brewer bestimmten Werte mit den mit der beschriebenen Methodik berechneten Werte.

Tabelle 6.2: Validierung der Methodik

Variable		Einheit	Brewer [6]	Diese Arbeit	Abweichung [%]
Pumpenleistung	P_{HP}	kW	23,9	23,5	-1,67
Wärme	\dot{Q}	kW	542,7	539,8	-0,534
Rez. Massenstrom	\dot{m}_R	kg/s	0,377	0,439	+16,4
Pumpen-Austrittstemp.	$T_{2,\text{HP}}$	K	50	33,1	-33,8

Die Werte für die Pumpenleistung und den Wärmebedarf stimmen mit Abweichung < 2 % weitgehend mit den Berechnungen von Brewer überein. Der berechnete rezirkulierte Massenstrom ist jedoch um 16,4 % größer, als der von Brewer ermittelte Wert. Dies ist auf eine um 33,8 % geringere berechnete Pumpen-Austrittstemperatur zurückzuführen. Die Ursache dieser deutlichen Abweichung ist unklar. Aufgrund der geringen Unterschiede der zugeführten Wärme und der Pumpenleistung und somit in der Energiebilanz des Kraftstoffsystems, erscheint ein erheblicher Unterschied in den verwendeten Stoffmodellen unwahrscheinlich. Aufgrund dieser Problematik ist eine belastbare Validierung der Methodik dieser Arbeit nicht möglich.

6.2 Sensitivitätsanalyse

Im Folgenden wird eine Sensitivitätsanalyse durchgeführt und ausgewertet, um die für das Modellverhalten maßgeblichen Parameter zu identifizieren und die Auswirkungen der mit Unsicherheit behafteten Modellannahmen abzuschätzen. Zunächst werden hierfür die Unsicherheiten der Parameter geschätzt. Anschließend werden die mit Unsicherheit behafteten Parameter in die Modellierungen der Kraftstoffsysteme eingesetzt, um die Abweichungen der Leistungsbedarfe zu berechnen.

6.2.1 Bestimmung der Schrittweiten

Da die Parameterwerte keiner bekannten statistischen Verteilung folgen, sondern infolge von Ungenauigkeiten der Annahmen abweichen können, werden die Schrittweiten der Parameter geschätzt. Für die Vorzeichen der jeweiligen Schrittweiten wird der pessimistische Fall angenommen. Die Änderung der Parameter resultiert also stets in einer erhöhten Pumpenleistung des Wasserstoff-Kraftstoffsystems mit Verdampfer.

Der Austrittsdruck der Niederdruckpumpe p_{LPFP} des Kerosin-Kraftstoffsystems ist stets höher als der Öldruck im Wärmeübertrager des Hauptölsystems und somit von diesem abhängig. Der Öldruck ist eine Funktion der Druckverlust des Ölsystems. Für den Parameter wird eine moderate Schrittweite von -10% gewählt.

Da die Druckverluste von Wärmeübertragern und Leitungen ein Auslegungsziel darstellen, sind sie nicht mit Unsicherheit behaftet. Jedoch können abweichende Anforderungen an das Gewicht dieser Komponenten eine Aufweichung der Auslegungsziele erfordern. Um diesen Effekt zu berücksichtigen werden der Leitungsdrukverlust Δp_L und die Druckverluste π_i der Wärmeübertrager mit einer Schrittweite von $+10\%$ variiert. Die Parameter werden hierfür in die Druckverluste Δp_{HP} (Wasserstoff-Kraftstoffsysteme) und Δp_{LP} (Kerosin-Kraftstoffsystem) zusammengefasst.

Die Unsicherheiten der verfügbaren Abwärme \dot{Q}_{FOHE} und der Injektor-Druckverluste Δp_{inj} werden als gering eingeschätzt. Aus diesem Grund wird für diese Parameter eine Schrittweite von $\pm 5\%$ ausgewählt. Ähnliches gilt für die Wirkungsgrade der Pumpen und Verdichter. Für die Wirkungsgrade der Verdichter und der Hochdruckpumpe des Kerosin-Kraftstoffsystems wird eine Schrittweite von $-0,04$ verwendet. Die Niederdruckpumpe des Kerosin-Kraftstoffsystems wird mit einer Schrittweite von $-0,03$ variiert. Aufgrund des geringen Wirkungsgrads der Hochdruckpumpe des Wasserstoff-Kraftstoffsystems, wird für ihren Wirkungsgrad eine Schrittweite von $-0,008$ verwendet.

6.2.2 Auswertung der Sensitivitätsanalyse

Auf Basis der zuvor bestimmten Schrittweiten wird im Folgenden die Sensitivität der Kraftstoffsysteme untersucht und ausgewertet. Zunächst werden die Ergebnisse der Modellierung des Wasserstoff-Kraftstoffsystems mit Verdampfer präsentiert. Daraufhin werden die Ergebnisse der Sensitivitätsanalysen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme miteinander verglichen. Abschließend werden die Ergebnisse der Sensitivitätsanalyse für das Kerosin-Kraftstoffsystem diskutiert.

Die Ergebnisse der Sensitivitätsanalyse für das Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Verdampfer sind in Tabelle 6.3 dargestellt.

Tabelle 6.3: Sensitivitätsanalyse des H₂-Kraftstoffsystems mit Verdampfer

Parameter	Referenzwert	Einheit	Schrittweite	$\Delta \sum P_i [\%]$
Δp_{HP}	390	kPa	+39,0	+4,11
η_{HP}	0,71	-	-0,04	+3,03
η_{RV}	0,71	-	-0,04	+1,97
\dot{Q}_{FOHE}	149	kW	-7,45	+0,0505
Δp_{inj}	169	kPa	+8,45	+0,0827

Mit einem Anstieg der Leistungen um 4,11 % hat die Erhöhung der Druckverluste im Hochdrucksystem die größte Auswirkung auf die Verdichterleistungen des Wasserstoff-Kraftstoffsystems mit Verdampfer. Die Reduktion der Wirkungsgrade der Verdichter hat mit 3,03 % (Hochdruckverdichter) beziehungsweise 1,97 % (Rezirkulationsverdichter) eine moderate Auswirkung auf deren Leistungen.

Die Auswirkungen der Variation der verfügbaren Abwärme und des Injektor-Druckverhältnisses auf die Verdichterleistungen sind vernachlässigbar gering.

Die Tabellen 6.4 und 6.5 zeigen die Ergebnisse der Sensitivitätsanalysen für die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme mit Hochdruckpumpe und Vormischung.

Tabelle 6.4: Sensitivitätsanalyse des H₂-Kraftstoffsystems mit Pumpe

Parameter	Referenzwert	Einheit	Schrittweite	$\Delta \sum P_i [\%]$
Δp_{HP}	390	kPa	+39,0	+6,19
η_{HP}	0,154	-	-0,008	+1,47
η_{RV}	0,71	-	-0,04	+3,35
\dot{Q}_{FOHE}	149	kW	-7,45	+0,0511
Δp_{inj}	169	kPa	+8,45	-0,054

Tabelle 6.5: Sensitivitätsanalyse des H₂-Kraftstoffsystems mit Vormischung

Parameter	Referenzwert	Einheit	Schrittweite	$\Delta \sum P_i [\%]$
Δp_{HP}	390	kPa	+39,0	+4,06
η_{HP}	0,71	-	-0,04	+3,04
η_{RV}	0,71	-	-0,04	+1,92
\dot{Q}_{FOHE}	149	kW	-7,45	+0,051
Δp_{inj}	169	kPa	+8,45	+0,084

Die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme weisen nur geringfügige Unterschiede in ihren Sensitivitäten auf. Das Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe zeigt mit einer Steigerung der Gesamtleistung um 6,19 % eine besonders hohe Sensitivität gegenüber Erhöhungen der Druckverluste im Hochdrucksystem. Dies ist auf den hohen Anteil des Rezirkulationsverdichters an der Gesamtleistung zurückzuführen. Aus demselben Grund wirkt sich eine Änderung des Wirkungsgrads der Hochdruckpumpe prozentual geringer auf den gesamten Leistungsbedarf aus, als bei den Hochdruckverdichtern der anderen Wasserstoff-Kraftstoffsysteme. Die Sensitivitäten des Wasserstoff-Kraftstoffsystems mit Vormischung weichen kaum von denen des Wasserstoff-Kraftstoffsystems mit Verdampfer ab.

Die Ergebnisse der Sensitivitätsanalyse für das Kerosin-Kraftstoffsystem sind in Tabelle 6.6 zusammengefasst.

Tabelle 6.6: Sensitivitätsanalyse des Kerosin-Kraftstoffsystems

Parameter	Referenzwert	Einheit	Schrittweite	$\Delta \sum P_i [\%]$
Δp_{LP}	115	kPa	+11,5	+1,05
p_{LP}	930	kPa	-93,0	+4,73
η_{HP}	0,73	-	-0,04	+4,29
η_{LP}	0,60	-	-0,03	+1,40
\dot{Q}_{FOHE}	112	kW	-5,85	-1,28
Δp_{inj}	300	kPa	+15,0	+1,36

Das Kerosin-Kraftstoffsystem reagiert mit einer Steigerung der Pumpenleistungen von 1,05 % weniger sensitiv gegenüber Änderungen der Wärmeübertrager- und Leitungs-Druckverluste als die Modellierungen der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme.

Zwar führt der verringerte Austrittsdruck zu einer geringeren Leistung der Niederdruckpumpe, jedoch steigt hierdurch das Druckverhältnis und die Leistung der Hochdruckpumpe. Die Auswirkungen auf die Hochdruckpumpe überwiegen, was zu einem Anstieg des Leistungsbedarfs um 4,73 % führt – der größten Abweichung unter den Parametern.

Eine Verringerung des Wirkungsgrads der Hochdruckpumpe hat einen um 4,29 % höheren Leistungsbedarf zur Folge. Aufgrund des geringeren Leistungsbedarfs der Niederdruckpumpe hat die Variation ihres Wirkungsgrads mit 1,40 % eine geringere Auswirkung.

Eine Steigerung der Injektor-Druckverluste führt zu einem um 1,36 % höheren Leistungsbedarf der Pumpen.

Die verringerte Abwärme führt zu einem geringeren Massenstrom durch die Niederdruckpumpe und somit zu um 1,36 % verringerten Pumpenleistungen.

Für die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme wurden die Druckverluste im Hochdrucksystem sowie die Wirkungsgrade der Verdichter als sensitive Parameter identifiziert. Aufgrund der ähnlichen Tendenzen ist eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme untereinander trotz Abweichungen der Gesamtleistungen von bis zu +6,19 % gewährleistet. Hingegen reagiert das Kerosin-Kraftstoffsystem besonders stark auf Änderungen des Austrittsdrucks der Niederdruckpumpe und des Wirkungsgrads der Hochdruckpumpe. Vergleiche zwischen den Wasserstoff-Kraftstoffsystemen und dem Kerosin-Kraftstoffsystem sind daher nur eingeschränkt möglich.

6.3 Parameterstudie

Um die Wechselwirkung zwischen Wärmeübertrager- und Brennkammer-Eintrittstemperatur auf die Wärme- und Leistungsbedarfe der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme zu

untersuchen wird eine zweidimensionale Parameterstudie durchgeführt. Dabei werden die Parameter und Konfiguration der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme über den untersuchten Bereich als konstant angenommen.

Eine Betrachtung der Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur ist technisch wertvoll, da hohe Wärmeübertrager-Eintrittstemperaturen zu einem höheren Leistungsbedarf des Rezirkulationsverdichters führen und somit den Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks negativ beeinflussen können. Allerdings können je nach Auslegung der Wärmeübertrager hohe Eintrittstemperaturen erforderlich sein, um Vereisung zu verhindern. Da die Auswirkungen der Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur auf den Leistungsbedarf mit der Brennkammer-Eintrittstemperatur gekoppelt sind, ist es sinnvoll, beide Parameter gemeinsam zu untersuchen.

Da sich die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme untereinander in ihrem Verhalten weitgehend ähneln, werden die Ergebnisse zunächst für das Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe gezeigt. Anschließend werden die Unterschiede zwischen den Architekturen im Detail betrachtet.

6.3.1 Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe

Abbildung 6.1 zeigt den mechanischen Leistungsbedarf des Wasserstoff-Kraftstoffsystems mit Hochdruckpumpe für den untersuchten Temperaturbereich.

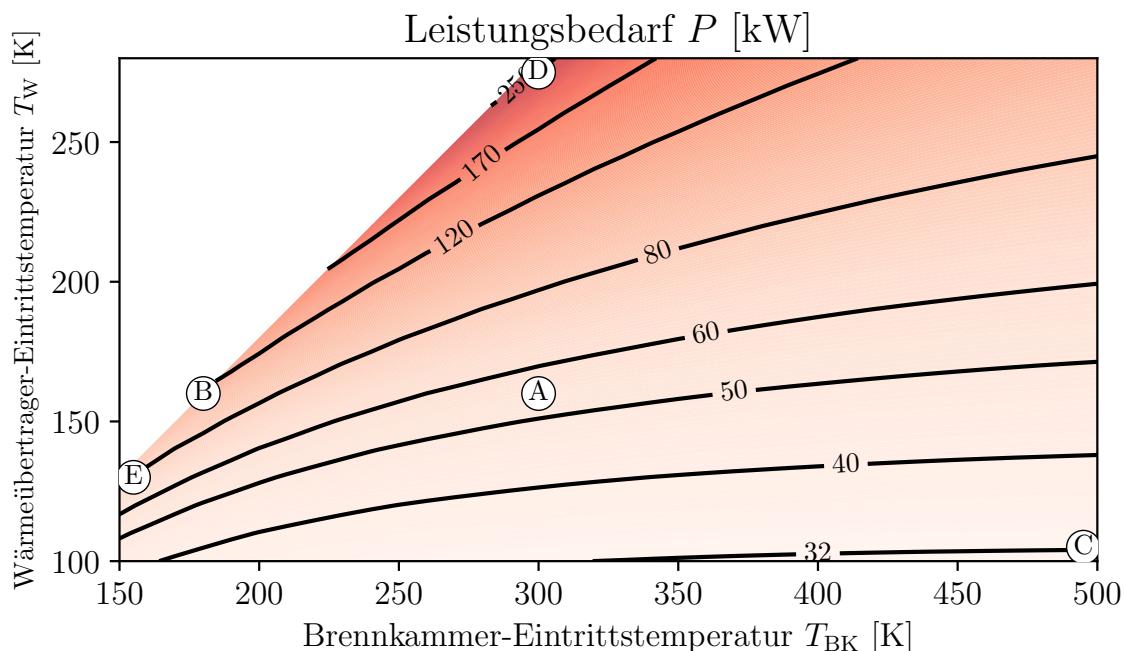


Abbildung 6.1: Leistungsbedarf Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe

In Abbildung 6.1 sind fünf ausgewählte Datenpunkte markiert. Tabelle 6.7 zeigt eine Gegenüberstellung der Ergebnisse der markierten Datenpunkte.

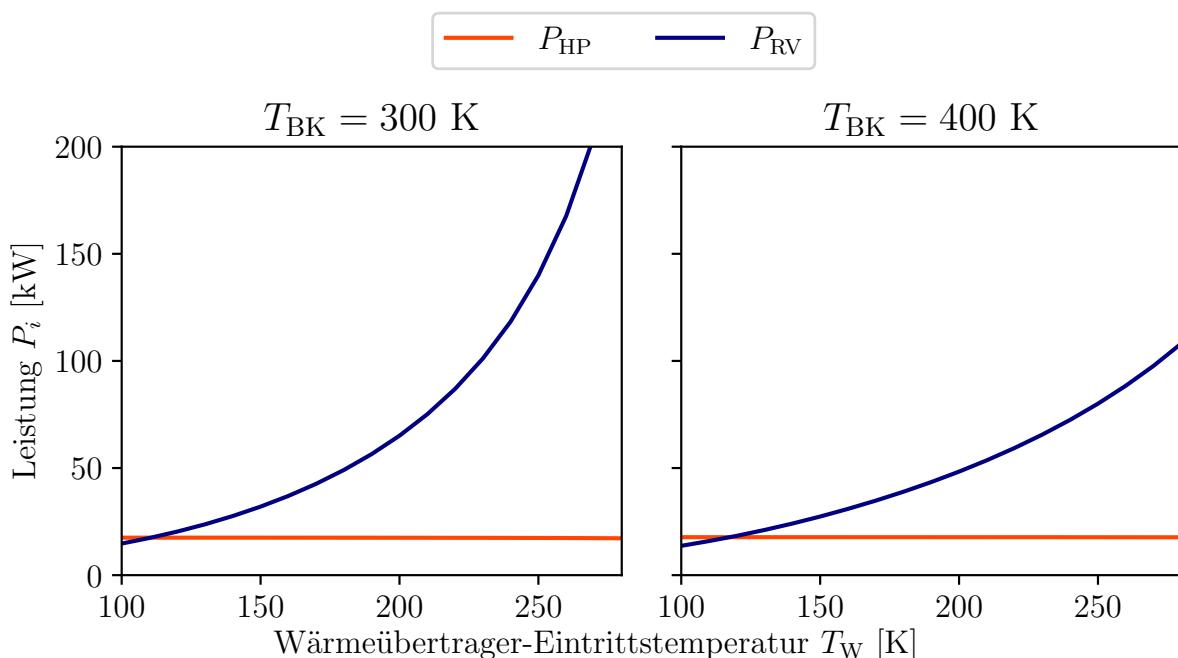
Tabelle 6.7: Ergebnisse ausgewählter Datenpunkte

Architektur mit Hochdruckpumpe				
Punkt	T_{BK} [K]	T_W [K]	P [kW]	\dot{Q} [kW]
A	300	160	54	440
B	180	160	115	164
C	500	100	31	813
D	300	280	274	213
E	150	130	84	140

Der Gesamtleistungsbedarf P steigt mit zunehmender Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur, da eine geringe Differenz zur Brennkammer-Eintrittstemperatur einen größeren rezirkulierten Massenstrom erfordert, was die Leistung des Rezirkulationsverdichters erhöht. So steigt der Gesamtleistungsbedarf ausgehend von 54 kW im Punkt A auf einen Wert von 274 kW im Punkt D.

Zwar führen höhere Brennkammer-Eintrittstemperaturen zu einer Zunahme der spezifischen Arbeit des Rezirkulationsverdichters, jedoch wird dieser Effekt durch den reduzierten rezirkulierten Massenstrom mehr als ausgeglichen. Ausgehend vom Punkt A führt eine Reduktion der Brennkammer-Eintrittstemperatur zum Punkt B zu einer Erhöhung des Gesamtleistungsbedarfs auf 115 kW.

Der niedrigste Leistungsbedarf wird bei hoher Brennkammer- und geringer Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur im Punkt C mit einem Wert von 31 kW erreicht. Das Wachstum des Leistungsbedarfs entfällt in vollem Umfang auf den Rezirkulationsverdichter (Abbildung 6.2). Die Leistung der Hochdruckpumpe P_{HP} ist hingegen unabhängig von den Eintrittstemperaturen.

**Abbildung 6.2:** Leistungsaufteilung Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe

Der Wärmebedarf $\dot{Q} = \dot{Q}_{FOHE} + \dot{Q}_{PHC}$ ist insbesondere mit der Brennkammer-Eintrittstemperatur korreliert. Da die Leistung des Rezirkulationsverdichters P_{RV} mit steigender Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur beziehungsweise geringer Differenz der Eintrittstemperaturen zunimmt, liegt in diesem Fall ein verringelter Wärmebedarf vor. Dieses Verhalten ist in Abbildung 6.3 dargestellt.

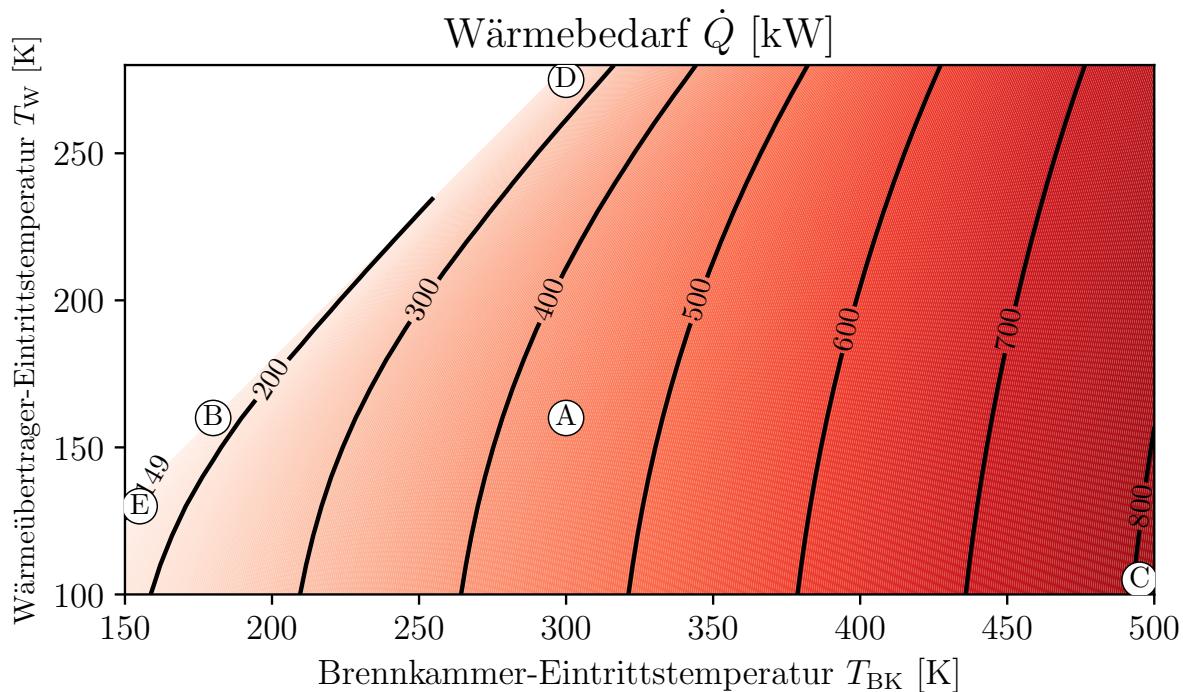


Abbildung 6.3: Wärmebedarf Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe

Das Wasserstoff-Kraftstoffsystem erfordert fast über den gesamten betrachteten Temperaturbereich den Einsatz der parallelen Wasserstoffverbrennung. Lediglich in einem kleinen Bereich um den Punkt E steht ausreichen Abwärme zur Verfügung, so dass die parallele Wasserstoffverbrennung nicht benötigt wird. Im Punkt E wird mit 140 kW der geringste Wärmebedarf verzeichnet.

Der maximale Wärmebedarf von 813 kW wird im Punkt C erreicht. Für die Bereitstellung der Wärme durch die parallele Wasserstoffverbrennung werden im Punkt C 5,3 g/s zusätzlicher Wasserstoff und 0,53 kg/s Fan-Zapluft benötigt. Dies entspricht einem Mehrverbrauch von 5 %.

6.3.2 Vergleich der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Parameterstudie der verschiedenen Wasserstoff-Kraftstoffsysteme miteinander verglichen. Abbildung 6.4 zeigt den Leistungsbedarf der Kraftstoffsysteme in Abhängigkeit der Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur für zwei verschiedene Brennkammer-Eintrittstemperaturen.

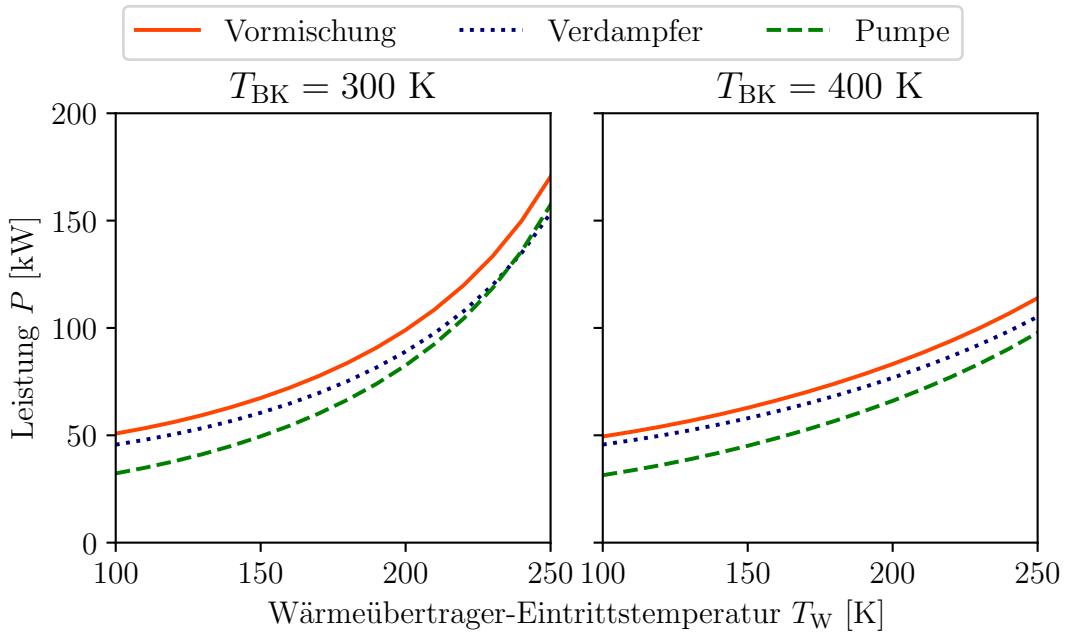


Abbildung 6.4: Gesamtleistungsbedarf Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Aufgrund der höheren spezifischen Arbeit der Verdichtung im gasförmigen Zustand weisen beide Kraftstoffsysteme mit Hochdruckverdichter im Vergleich zum Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe einen erhöhten Leistungsbedarf auf. Da die Verdichter des Kraftstoffsystems mit Vormischung bei identischer spezifischer Arbeit einen größeren Massenstrom fördern als die Verdichter der Architektur mit Verdampfer, hat das Kraftstoffsystem mit Vormischung einen höheren Leistungsbedarf. Dieser Effekt wird bei höheren Brennkammer-Eintrittstemperaturen abgeschwächt, da die Verdampfung in diesem Fall einen geringeren Massenstrom erfordert. Abbildung 6.5 zeigt den Einfluss der Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur auf die Komponenten-Leistungen.

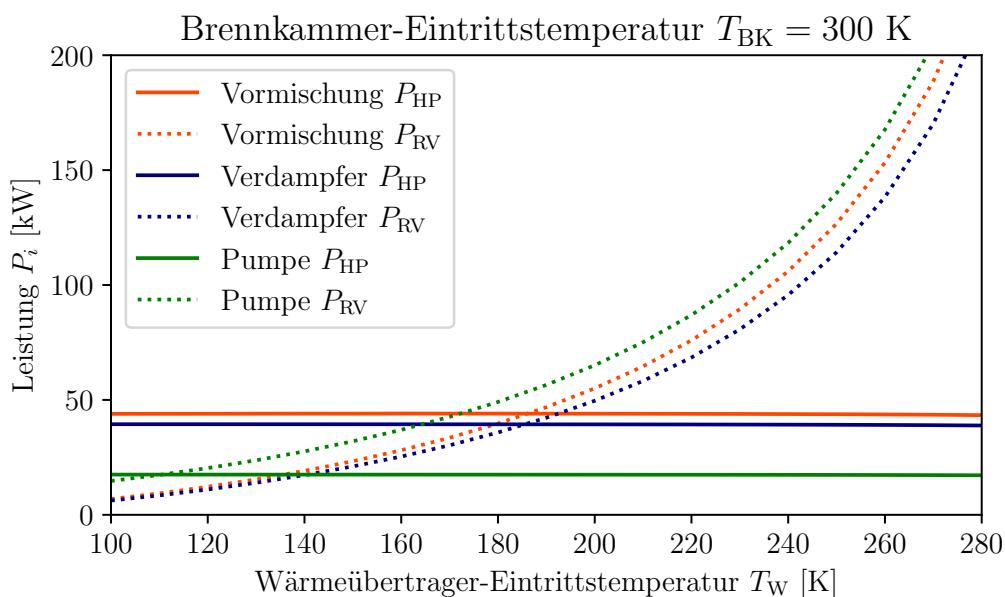


Abbildung 6.5: Leistungsaufteilung Vergleich Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur

Analog zum Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe hat die Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur bei den Kraftstoffsystemen mit Hochdruckverdichter keinen Einfluss auf die Leistung des Hochdruckverdichters. Da die Kraftstoffsysteme mit Hochdruckverdichter im Vergleich zum Kraftstoffsystem mit Hochdruckpumpe einen geringeren rezirkulierten Massenstrom benötigen, fällt auch die Leistung des Rezirkulationsverdichters geringer aus. Abbildung 6.6 zeigt den Einfluss der Brennkammer-Eintrittstemperatur auf die Komponenten-Leistungen.

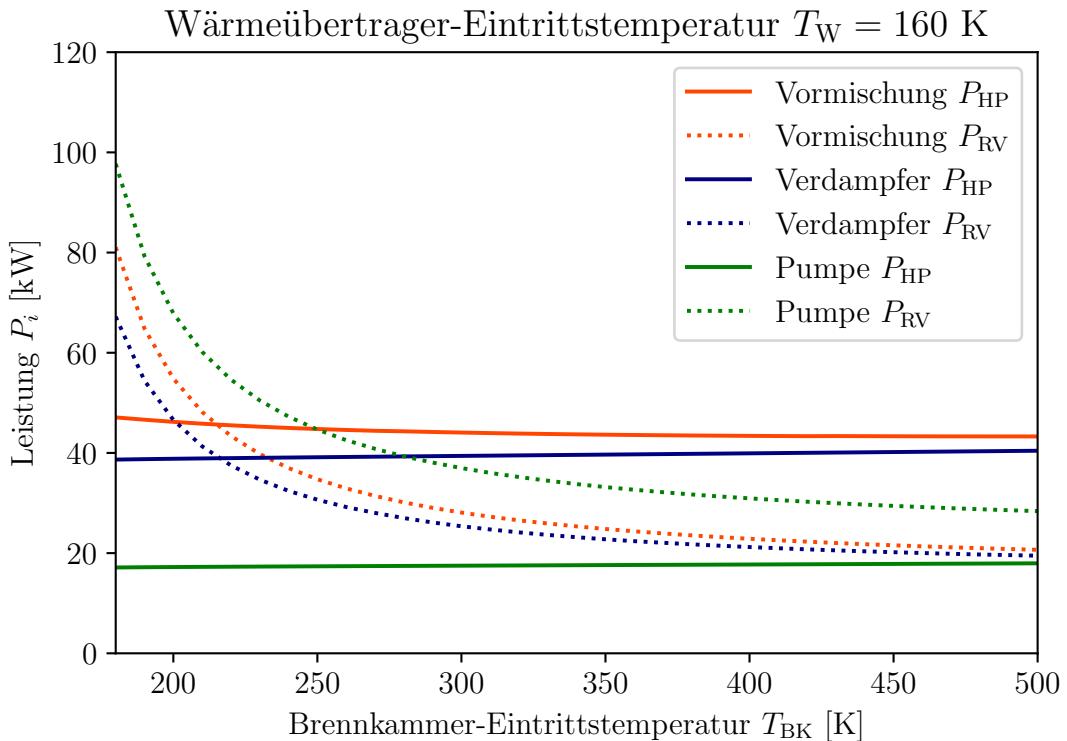


Abbildung 6.6: Leistungsverteilung Vergleich Brennkammer-Eintrittstemperatur

Der Trend sinkender Leistung des Rezirkulationsverdichters bei höherer Differenz der Eintrittstemperaturen setzt sich auch bei den Kraftstoffsystemen mit Hochdruckverdichter fort. Im Gegensatz zu den anderen Kraftstoffsystemen führen steigende Brennkammer-Eintrittstemperaturen bei dem Kraftstoffsystem mit Vormischung jedoch zu einer geringfügigen Reduzierung der Leistung des Hochdruckverdichters. Dies ist auf den geringeren erforderlichen Massenstrom für die Verdampfung zurückzuführen.

Abbildung 6.7 gibt einen Überblick der Leistungsanteile der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme. In der linken Spalte sind die Leistungsanteile in Abhängigkeit der Brennkammereintritts-Temperatur bei konstanter Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur dargestellt. Die mittlere Spalte zeigt die Leistungsanteile in Abhängigkeit der Brennkammer-Eintrittstemperatur, jedoch mit konstanter Temperaturdifferenz. Die rechte Spalte zeigt die Leistungsanteile in Abhängigkeit der Wärmeübertrager-Temperatur bei konstanter Brennkammereintritts-Eintrittstemperatur. Diese Abbildung verdeutlicht den Einfluss der Differenz der Eintrittstemperaturen.

Bei einer konstanten Temperaturdifferenz von $T_{BK} - T_W = 40\text{ K}$ (mittlere Spalte) lie-

gen die Leistung des Rezirkulationsverdichters P_{RV} und die Wärme der parallelen Wasserstoffverbrennung \dot{Q}_{PHC} über die untersuchten Brennkammer-Eintrittstemperaturen betragsmäßig in einem ähnlichen Bereich. Im Gegensatz dazu nimmt bei konstanter Brennkammer-Eintrittstemperatur der Leistungsanteil des Rezirkulationsverdichters mit steigender Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur zu (rechte Spalte).

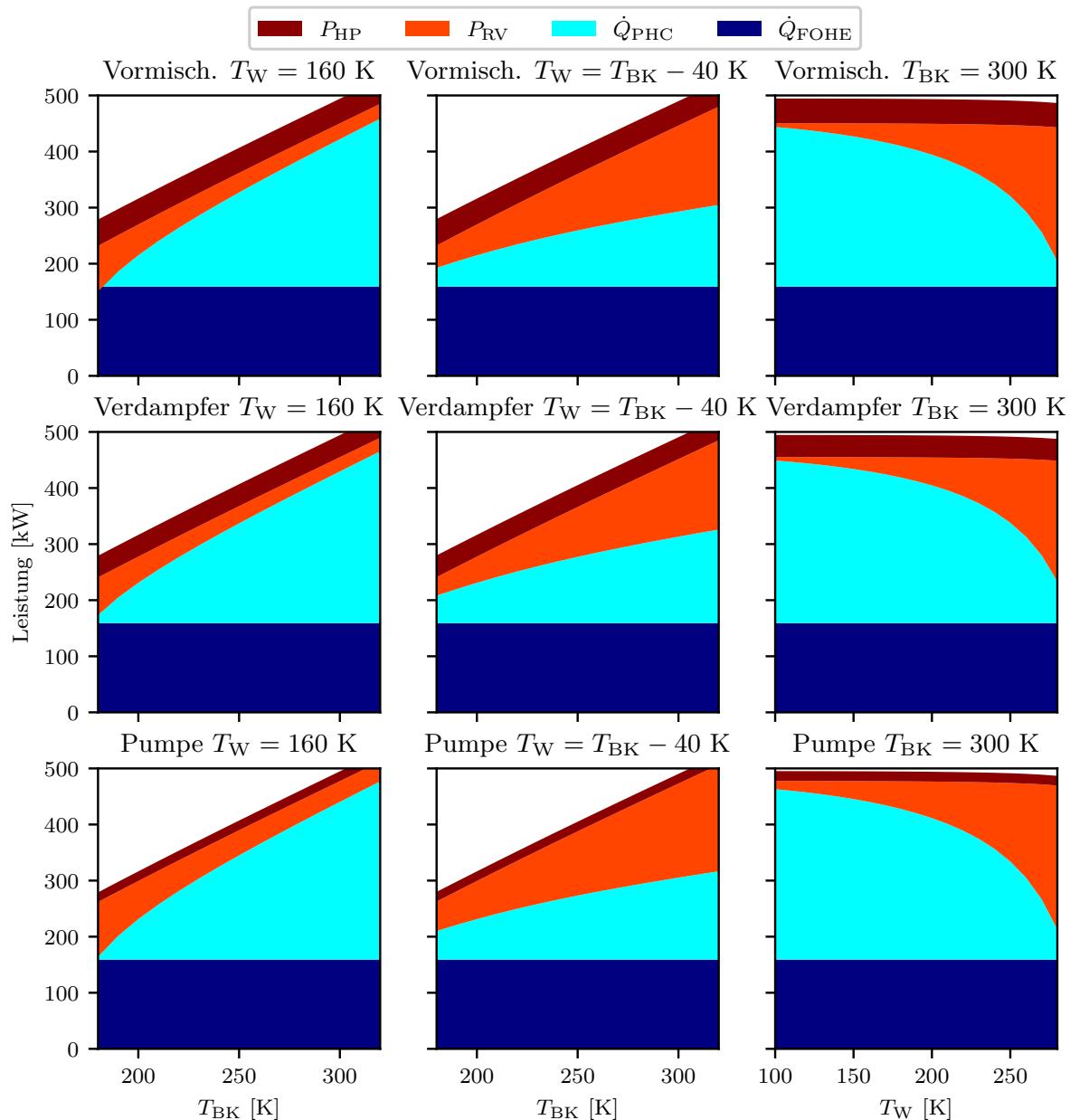


Abbildung 6.7: Stapeldiagramme der Wärme-/Leistungsanteile

Eine direkte Empfehlung spezifischer Eintrittstemperaturen lässt sich aus diesen Daten nicht ableiten. Grundsätzlich gilt, dass entsprechend der technischen Möglichkeiten die Wahl einer möglichst niedrigen Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur den Leistungsbedarf reduziert. Für die Brennkammer-Eintrittstemperatur lässt sich hingegen keine eindeutige Aussage treffen. Stattdessen sollte sie in Abhängigkeit der Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur gewählt werden.

6.4 Vergleich Kerosin- und Wasserstoff-Kraftstoffsysteme

Im Folgenden werden die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme mit dem Kerosin-Kraftstoffsystem verglichen, um die abweichenden Bedarfe der betrachteten Systeme im Reiseflug zu verdeutlichen.

Da die verfügbare Abwärme den Wärmebedarf des Kerosin-Kraftstoffsystems übersteigt, wird neben der in Kapitel 4 beschriebenen Berechnung, eine weitere Berechnung des tatsächlichen Wärmebedarfs zum Erreichen der maximal zulässigen Brennkammer-Eintrittstemperatur durchgeführt. Hierfür wird der rezirkulierte Massenstrom \dot{m}_R

$$\dot{m}_R = \dot{m}_{HP} - \dot{m}_{BK} \quad (6.1)$$

so festgelegt, dass kein Kraftstoff in die Kraftstofftanks zurückgeführt wird. Die im Hauptölsystem-Wärmeübertrager zugeführte Wärme \dot{Q}_{FOHE} wird als Zielgröße modelliert und so angepasst, dass die maximal zulässige Brennkammer-Eintrittstemperatur T_{BK} gewahrt bleibt.

Abbildung 6.8 zeigt den Wärme- und Leistungsbedarf der verschiedenen Kraftstoffsysteme. Für die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme ist zudem der Wasserstoffbedarf der parallelen Wasserstoffverbrennung dargestellt. Für die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme gilt eine Brennkammer-Eintrittstemperatur von $T_{BK} = 300\text{ K}$ und eine Wärmeübertrager-Eintrittstemperatur von $T_W = 160\text{ K}$. Das Kerosin-Kraftstoffsystem erwärmt den Kraftstoff auf eine Brennkammer-Eintrittstemperatur von $T_{BK} = 399\text{ K}$.

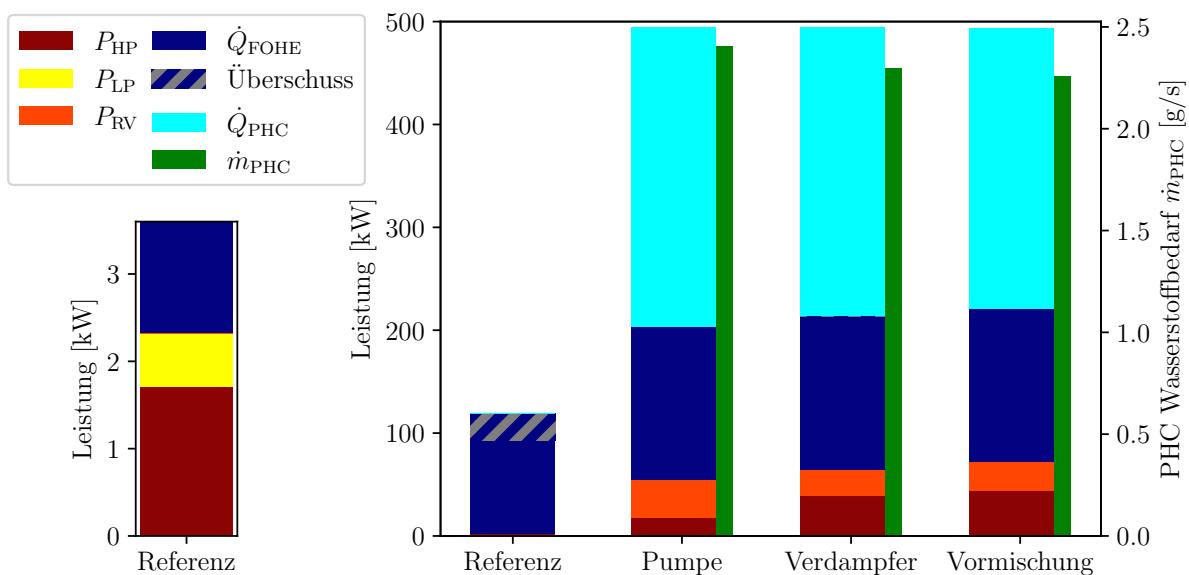


Abbildung 6.8: Bedarfe der Kraftstoffsysteme

Die Summe der Wärme- und Leistungsbedarfe der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme übersteigen die des Kerosin-Kraftstoffsystems um einen Faktor von drei. Im Vergleich zum

Kerosin-Kraftstoffsystem erfordert das Wasserstoff-Kraftstoffsystem mit Pumpe 23-Mal mehr Leistungsentnahme von der Hochdruckwelle und hat einen Wärmefehlbetrag von 280 kW, der durch die parallele Wasserstoffverbrennung bereitgestellt wird. Bei dem Kraftstoffsystem mit Verdampfer wird sogar das 27-Fache an Leistungsentnahme benötigt bei einem Wärmefehlbetrag von 270 kW. Bei dem Kraftstoffsystem mit Vormischung wird das 30-Fache an Leistungsentnahme benötigt bei einem Wärmefehlbetrag von nur noch 260 kW. Die Bereitstellung der zusätzlichen Wärme durch die parallele Wasserstoffverbrennung verursacht einen zusätzlichen Wasserstoffbedarf von $\dot{m}_{PHC} = 2,2$ bis $2,4 \text{ g/s}$. Dies entspricht 2 % des Brennkammer-Massenstroms \dot{m}_{BK} .

Von den 117 kW, die dem Kerosin-Kraftstoffsystem an Abwärme zur Verfügung stehen, werden 90 kW für die Erwärmung des Kraftstoffs benötigt. Um die überschüssigen 27 kW durch Rückführung in die Kraftstofftanks zu kühlen, benötigt die Niederdruckpumpe zusätzliche Leistung in einer Höhe von 0,14 kW. Dies entspricht 6 % der gesamten Pumpenleistungen des Kerosin-Kraftstoffsystems.

Die Abweichung der Leistungsbedarfe zwischen dem Kerosin- und den Wasserstoff-Kraftstoffsystemen übersteigt die Größenordnung der zuvor ermittelten Sensitivitäten um ein Vielfaches. Die Auswirkung fehlerbehafteter Annahmen auf das Vergleichsergebnis wird daher als unkritisch bewertet.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Der Fokus dieser Arbeit ist die Entwicklung einer Modellierung zur Abschätzung der Leistungs- und Wärmebedarfe von Kraftstoffsystemen für Fluggasturbinen, insbesondere in Abhängigkeit der durch die Systemauslegung zu bestimmenden Eintrittstemperaturen. Im Rahmen dieser Arbeit wurden ein Kerosin-Kraftstoffsystem und drei Wasserstoff-Kraftstoffsysteme modelliert. Die Modellierung der Kraftstoffsysteme erfolgte anhand von Komponenten- und Stoffmodellen, die auf Basis einer umfassenden Literaturrecherche für den Betriebspunkt eines Verkehrsflugzeugs im Reiseflug parametrisiert wurden. Die zugrunde liegenden Komponenten- und Stoffmodelle können flexibel in unterschiedlichen Anordnungen kombiniert werden, um alternative Kraftstoffsystem-Konzepte abzubilden und zu vergleichen.

Die Methodik dieser Arbeit wurde auf ein bekanntes Kraftstoffsystem aus der Literatur angewandt, um die Aussagekraft des Ansatzes zu bestätigen. Das Ergebnis dieser Validierung ergab nur eine eingeschränkte Übereinstimmung mit den Literaturdaten. Der Ursprung dieser Abweichung ist nicht abschließend geklärt. Im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse wurden die Wirkungsgrade der Verdichter und die Druckverluste im Hochdrucksystem der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme als einflussreiche Parameter identifiziert. Bei dem Kerosin-Kraftstoffsystem haben insbesondere der Wirkungsgrad der Hochdruckpumpe und der Niederdruckpumpen-Austrittsdruck einen erheblichen Einfluss auf die Modellierung der Gesamtleistung.

Im Rahmen einer zweidimensionalen Parameterstudie der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme wurde ein erheblicher Einfluss der Differenz zwischen Wärmeübertrager- und Brennkammer-Eintrittstemperatur auf den Leistungsbedarf der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme festgestellt. Der Wärmebedarf der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme ist weitestgehend proportional zur Brennkammer-Eintrittstemperatur. Ein Vergleich mit dem Kerosin-Kraftstoffsystem ergibt einen bis zu 30-Fach höheren Leistungsbedarf der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme. Zudem weisen die Wasserstoff-Kraftstoffsysteme einen um bis zu 280 kW höheren Wärmebedarf als durch Abwärme zur Verfügung steht.

Zukünftige Arbeiten könnten neben abweichenden Anordnungen der Komponenten der Wasserstoff-Kraftstoffsysteme weitere Betriebspunkte untersuchen. Fortgeschrittene Arbeiten könnten sich damit beschäftigen die Modellierung auf Gesamttriebwerksebene in Leistungsrechnungen zu integrieren und die Modellierung durch die Berücksichtigung von transienten Betriebszuständen zu erweitern. Dies würde die Entwicklung einer Regelstrategie für die einzelnen Kraftstoffsystemkomponenten erfordern.

Literaturverzeichnis

- [1] ABEDI, Hamidreza ; XISTO, Carlos ; JONSSON, Isak ; GRÖNSTEDT, Tomas ; ROLT, Andrew: Preliminary Analysis of Compression System Integrated Heat Management Concepts Using LH₂-Based Parametric Gas Turbine Model. In: *Aerospace* 9 (2022), Nr. 4, S. 216. <http://dx.doi.org/10.3390/aerospace9040216>. – DOI 10.3390/aerospace9040216
- [2] AVIATION KNOWLEDGE: *Power Plant PW1100G Presentation Airbus NEO Engine.* <https://www.aviationknowledge.in/2022/09/power-plant-pw1100g-presentation-airbus.html>. Version: 2022
- [3] BACIC MARKO , COULL JOHN: *Aircraft Engine Fuel System: Patent.* Rolls Royce Plc, 2024 (US 2024/0132227 A1). <https://www.lens.org/lens/patent/029-073-412-336-96X/frontpage>
- [4] BODIE, Mark ; RUSSELL, Greg ; McCARTHY, Kevin ; LUCAS, Eric ; ZUMBERGE, Jon ; WOLFF, Mitch: Thermal Analysis of an Integrated Aircraft Model. In: *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.* Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. – ISBN 978-1-60086-959-4
- [5] BRÄUNLING, Georg: *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme.* Berlin : Springer Vieweg, 2015 (VDI-Buch). – ISBN 978-3-642-34538-8
- [6] BREWER, G. D.: *Hydrogen aircraft technology.* Boca Raton : CRC, 1991 <http://www.loc.gov/catdir/enhancements/fy0731/90047972-d.html>. – ISBN 0-8493-5838-8
- [7] BUNTKOWSKY, Gerd ; THEISS, Franziska ; LINS, Jonas ; MIOSLAVINA, Yuliya A. ; WIENANDS, Laura ; KIRYUTIN, Alexey ; YURKOVSKAYA, Alexandra: Recent advances in the application of parahydrogen in catalysis and biochemistry. In: *RSC advances* 12 (2022), Nr. 20, S. 12477–12506. <http://dx.doi.org/10.1039/d2ra01346k>. – DOI 10.1039/d2ra01346k
- [8] COMISSION, European: *Hydrogen-powered aviation.* LU : European Union Publications Office, 2020. <http://dx.doi.org/10.2843/471510>. <http://dx.doi.org/10.2843/471510>
- [9] COMMISSION, European: *Flightpath 2050 - Europe's Vision for Aviation: Report of the High-Level Group on Aviation Research.* Luxembourg : Publications Office of the European Union, 2011. <http://dx.doi.org/10.2777/50266>. <http://dx.doi.org/10.2777/50266>. – ISBN 978-92-79-19724-6
- [10] DOMAN, David B.: Optimal Cruise Altitude for Aircraft Thermal Management. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 38 (2015), Nr. 11, S. 2084–2095. <http://dx.doi.org/10.2514/1.G000845>. – DOI 10.2514/1.G000845. – ISSN 0731–5090

- [11] EASA: *TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: PW1100G-JM Series Engines.* <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/engine-cs-e/easaime093-pw1100g-jm-series-engines>. Version: 2018
- [12] EATON FUEL SYSTEMS DIVISION: *Main Gear Fuel Pumps.* https://www.eaton.com/content/dam/eaton/products/pumps/aerospace-fuel-pumps/documents/eaton-main-gear-fuel-pump-brochure-tf600-52_en-us.pdf. Version: 2008
- [13] EATON FUEL SYSTEMS DIVISION: *Fuel Boost Pump Type 8410 and Canister Type 8411.* <https://www.eaton.com/content/dam/eaton/products/pumps/aerospace-fuel-pumps/documents/eaton-type8410-fuel-boost-pump-a320-datasheet-ds600-8a-en-us.pdf>. Version: 2013
- [14] EBRAHIMI, Alireza ; ROLT, Andrew ; JAFARI, Soheil ; ANTON, Jon H.: A review on liquid hydrogen fuel systems in aircraft applications for gas turbine engines. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 91 (2024), S. 88–105. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.10.121>. – DOI 10.1016/j.ijhydene.2024.10.121. – ISSN 03603199
- [15] GAS TURB GMBH: *GasTurb.* <https://www.gasturb.com/>. Version: 2021
- [16] GERMAN, Brian J.: Tank Heating Model for Aircraft Fuel Thermal Systems with Recirculation. In: *Journal of Propulsion and Power* 28 (2012), Nr. 1, S. 204–210. <http://dx.doi.org/10.2514/1.B34240>. – DOI 10.2514/1.B34240. – ISSN 0748–4658
- [17] GLOECKNER, Peter: The Influence of the Raceway Curvature Ratio on Power Loss and Temperature of a High-Speed Jet Engine Ball Bearing. In: *Tribology Transactions* 56 (2013), Nr. 1, S. 27–32. <http://dx.doi.org/10.1080/10402004.2012.725123>. – DOI 10.1080/10402004.2012.725123. – ISSN 1040–2004
- [18] GLOECKNER, Peter ; MARTIN, Matthias ; FLOUROS, Michael: Comparison of Power Losses and Temperatures between an All-Steel and a Direct Outer Ring–Cooled, Hybrid 133-mm-Bore Ball Bearing at Very High Speeds. In: *Tribology Transactions* 60 (2017), Nr. 6, S. 1148–1158. <http://dx.doi.org/10.1080/10402004.2016.1262930>. – DOI 10.1080/10402004.2016.1262930. – ISSN 1040–2004
- [19] GÜLICH, Johann F.: *Kreiselpumpen.* Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2013. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-40032-2>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-40032-2>. – ISBN 978–3–642–40031–5
- [20] HUETE, J. ; NALIANDA, D. ; PILIDIS, P.: Propulsion system integration for a first-generation hydrogen civil airliner? In: *The Aeronautical Journal* 125 (2021), Nr. 1291, S. 1654–1665. <http://dx.doi.org/10.1017/aer.2021.36>. – DOI 10.1017/aer.2021.36. – ISSN 0001–9240
- [21] JACKSON, Scott: *Systems Engineering for Commerical Aircraft: A Domain-Specific Adaptation.* 2. Ashgate Publishing, 2015. – ISBN 9781138045293
- [22] JAFARI, Soheil ; BOUCHAREB, Ahmed ; NIKOLAIDIS, Theoklis: Thermal Performance Evaluation in Gas Turbine Aero Engines Accessory Gearbox. In: *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power* 5 (2020), Nr. 3, S. 21. <http://dx.doi.org/10.3390/ijtpp5030021>. – DOI 10.3390/ijtpp5030021

- [23] KABELAC, Stephan ; KIND, Matthias ; STEPHAN, Peter: *VDI-Wärmeatlas*. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2013. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-19981-3>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-19981-3>. – ISBN 978-3-642-19980-6
- [24] KADYK, Thomas ; WINNEFELD, Christopher ; HANKE-RAUSCHENBACH, Richard ; KREWER, Ulrike: Analysis and Design of Fuel Cell Systems for Aviation. In: *Energies* 11 (2018), Nr. 2, S. 375. <http://dx.doi.org/10.3390/en11020375>. – DOI 10.3390/en11020375
- [25] LEACHMAN, Jacob W. (Hrsg.) ; JACOBSEN, Richard T. (Hrsg.) ; LEMMON, Eric W. (Hrsg.) ; PENONCELLO, Steven G. (Hrsg.): *Thermodynamic Properties of Cryogenic Fluids*. Cham : Springer International Publishing, 2017 (International Cryogenics Monograph Series). <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-57835-4>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-57835-4>. – ISBN 978-3-319-57833-0
- [26] LEADER, Mark: *CEARUN*. <https://cearun.grc.nasa.gov/>
- [27] LINKE-DIESINGER, Andreas: *Systeme von Turbofan-Triebwerken: Funktionen der Triebwerkssysteme von Verkehrsflugzeugen*. Berlin and Heidelberg : Springer Vieweg, 2014. – ISBN 978-3-662-44569-3
- [28] MAWID, M. ; ARANA, C. ; SEKAR, B.: An engineering analysis tool for high performance combustors and fuel systems. In: *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998
- [29] MAZAHERI, K. ; MORAD, M. R. ; SHAKERI, A. R.: A parametric study using two design methodologies for pressure jet and swirl injectors. In: *2012 IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2012. – ISBN 978-1-4577-0557-1, S. 1–9
- [30] MCBRIDGE, Bonnie ; ZEHE, Michael ; GORDON, Sanford: NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species. In: *NASA* (2002)
- [31] MCCUNE, M.: Initial test results of 40,000 horsepower fan drive gear system for advanced ducted propulsion systems. In: *29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993
- [32] OUTCALT, Stephanie ; LAESECKE, Arno ; FREUND, Malte B.: Density and Speed of Sound Measurements of Jet A and S-8 Aviation Turbine Fuels. In: *Energy & Fuels* 23 (2009), Nr. 3, S. 1626–1633. <http://dx.doi.org/10.1021/ef800888q>. – DOI 10.1021/ef800888q. – ISSN 0887-0624
- [33] PALMER CHLOE J , WHURR JOHN R: *Fuel delivery system for delivering hydrogen fuel to a fuel injection system in a complex cycle gas turbine engine: Patent*. Rolls Royce Plc, 2024 (US 12006871 B2). <https://www.lens.org/lens/patent/031-765-269-801-388/frontpage>
- [34] PATRAO, Alexandre C. ; JONSSON, Isak ; XISTO, Carlos ; LUNDBLADH, Anders ; GRÖNSTEDT, Tomas: Compact heat exchangers for hydrogen-fueled aero engine intercooling and recuperation. In: *Applied Thermal Engineering* 243

- (2024), S. 122538. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.122538>. – DOI 10.1016/j.applthermaleng.2024.122538. – ISSN 13594311
- [35] PATRAO, Alexandre C. ; XISTO, Carlos ; JONSSON, Isak ; LUNDBLADH, Anders: *ENABLEH2: D2.4 - Final report on heat management system.* <https://ec.europa.eu/research/participants/documents/downloadPublic?documentIds=080166e5f6b47829&appId=PPGMS>
- [36] ROMPOKOS, Pavlos ; KYRITSIS, Vasileios ; MOUROUZIDIS, Christos ; ROUMELIOTIS, Ioannis: Assessment of a Liquid Hydrogen Conditioning System for Retrofitting on Kerosene Designed Turbofan. In: *Volume 1: Aircraft Engine*, American Society of Mechanical Engineers, 2024. – ISBN 978-0-7918-8792-9
- [37] SCHOLZ, Dieter: Cryoplane - Final technical report: Liquid Hydrogen Fuelled Aircraft - System Analysis. In: *Airbus Deutschland GmbH* (2003). https://www.fzt-haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2004_02_26_Cryoplane.pdf
- [38] SCHWARZ, Simon Frederick; P. Frederick; Pickford: *Air-Oil, Heat Exchangers with minimum Bypass Flow Pressure Loss.* <https://patentimages.storage.googleapis.com/08/fc/73/f4fac1a0f7fb25/US20150361891A1.pdf>. Version: 2013. – US Patent Application
- [39] SCIATTI, F. ; TAMBURRANO, P. ; PALMA, P. de ; DISTASO, E. ; AMIRANTE, R.: Detailed simulations of an aircraft fuel system by means of Simulink. In: *Journal of Physics: Conference Series* 2385 (2022), Nr. 1, S. 012033. <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/2385/1/012033>. – DOI 10.1088/1742-6596/2385/1/012033. – ISSN 1742-6588
- [40] SCIATTI, Francesco ; DI DOMENICO, Vincenzo ; TAMBURRANO, Paolo ; DISTASO, Elia ; AMIRANTE, Riccardo: An Innovative Cryogenic Heat Exchanger Design for Sustainable Aviation. In: *Energies* 18 (2025), Nr. 5, S. 1261. <http://dx.doi.org/10.3390/en18051261>. – DOI 10.3390/en18051261
- [41] SCIATTI, Francesco ; DI DOMENICO, Vincenzo ; ZAGARIA, Lazzaro ; ADEYEMI, Dami ; TAMBURRANO, Paolo ; PLUMMER, Andrew R. ; SELL, Nathan ; DISTASO, Elia ; AMIRANTE, Riccardo: Preliminary Design and Modelling of a Hydrogen-Powered Aircraft Fuel System. In: *BATH/ASME 2024 Symposium on Fluid Power and Motion Control*, American Society of Mechanical Engineers, 2024. – ISBN 978-0-7918-8819-3
- [42] SETHI, Vishal ; SUN, Xiaoxiao ; NALIANDA, Devaiah ; ROLT, Andrew ; HOLBORN, Paul ; WIJESINGHE, Charith ; XISTO, Carlos ; JONSSON, Isak ; GRONSTEDT, Tomas ; INGRAM, James ; LUNDBLADH, Anders ; ISIKVEREN, Askin ; WILLIAMSON, Ian ; HARRISON, Tom ; YENOKYAN, Anna: Enabling Cryogenic Hydrogen-Based CO₂-Free Air Transport: Meeting the demands of zero carbon aviation. In: *IEEE Electrification Magazine* 10 (2022), Nr. 2, S. 69–81. <http://dx.doi.org/10.1109/MELE.2022.3165955>. – DOI 10.1109/MELE.2022.3165955. – ISSN 2325-5897
- [43] SHAFFER, Bryce: *Air Squared Develops World's First Small-Scale Positive Displacement Cryogenic Pump.* https://www.prweb.com/releases/air_squared_

- develops_world_s_first_small_scale_positive_displacement_cryogenic_pump/prweb11680560.htm. Version: 2014
- [44] SIMON, B. ; BRINES, G. ; ORLOV, V.: Joint cryogenic engine study. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 19 (1994), Nr. 7, S. 617–623. [http://dx.doi.org/10.1016/0360-3199\(94\)90221-6](http://dx.doi.org/10.1016/0360-3199(94)90221-6). – DOI 10.1016/0360-3199(94)90221-6. – ISSN 03603199
- [45] SUN, Hao ; GUO, Yingqing ; ZHAO, Wanli: Co-simulation of Aircraft Engine Fuel and Oil System. In: *2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, IEEE, 2019. – ISBN 978-1-7281-5535-7, S. 404–408
- [46] TACCONI, Jacopo ; GRECH, Nicholas: Advanced Hydrogen Cycles to Help Decarbonize the Aviation Industry. Part 1: Development of Simulation & Modeling Toolsets. In: *Volume 1: Aircraft Engine*, American Society of Mechanical Engineers, 2023. – ISBN 978-0-7918-8693-9
- [47] VANLANDINGHAM, Aaron: Environmental and economic impact of transort aircraft using sustainable aviation fuel or liquid-hydrogen as alternative fuels. (2024). https://etda.libraries.psu.edu/files/final_submissions/29930
- [48] XU, Boliang ; LIU, Qi ; ZHU, Zuchao ; GAO, Yongcao ; LI, Chuancang ; ZHANG, Yuanding: Influence of the Rotation Speed on the Internal Flow Characteristics of an Aircraft Fuel Gear Pump. In: *Processes* 12 (2024), Nr. 3, S. 576. <http://dx.doi.org/10.3390/pr12030576>. – DOI 10.3390/pr12030576
- [49] ZHAO, Yuhao ; ZI, Yanyang ; CHEN, Zhenyi ; ZHANG, Mingquan ; ZHU, Yuanhang ; YIN, Jianshu: Power loss investigation of ball bearings considering rolling-sliding contacts. In: *International Journal of Mechanical Sciences* 250 (2023), S. 108318. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2023.108318>. – DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108318. – ISSN 00207403
- [50] ZHOU, Jianbo ; HE, Dongjing ; ZHANG, Rui ; ZHAO, Weidong: Research on the Performance of a Centrifugal Aviation Fuel Pump Based on Response Surface Methodology. In: *Processes* 11 (2023), Nr. 11, S. 3055. <http://dx.doi.org/10.3390/pr11113055>. – DOI 10.3390/pr11113055