

ENTWURF UND MODELLIERUNG EINES DIREKTEM KRYOGENEM LH₂-TREIBSTOFFSYSTEMS FÜR DEN EINSATZ IN FLUGZEUGEN

Fynn Thilker^{1*}, Andreas Tramposch¹, Fabrice Giuliani²

¹FH Joanneum Graz Gesellschaft mbH, Alte Poststraße 149 8020 Graz Austria

²Combustion Bay One e.U., Schuetzenhofgasse 22 8010 Graz Austria, +43 316 22 89 80,
Fabrice.Giuliani@CBOne.at, <https://www.cbone.at>

Kurzfassung: Die Entwicklung effizienter und nachhaltiger Treibstoffsysteme für Flugzeugtriebwerke ist zu einem der wichtigsten Aspekte geworden, um das langfristige Ziel der Netto-Null-CO₂-Emissionen aus der Luftfahrt bis 2050 zu erreichen. Dies betrifft nicht nur die Auswahl des Kraftstoffs, sondern auch seine Lagerung und Verarbeitungsbedingungen. Dabei liegt die Modifizierung von herkömmlichem und bereits bestehendem System nahe, da dies nicht nur wirtschaftlicher, sondern auch Zeit und Ressourcen sparender ist. Frühere Studien zeigen, dass die Verwendung von flüssigem Wasserstoff (LH₂) aufgrund seiner hohen spezifischen Wärmekapazität im Vergleich zu Hochdrucksystemen eine längere Ausdauer für Luftfahrzeuge und eine effektive Motorkühlung bieten kann. Diese Arbeit ist Teil des LIQORNE (LIQuid hydrogen for airBORNE application) Projekts, das ein Wasserstoff-Flugzeugtankensystem mit direkter kryogener LH₂-Zufuhr untersucht. In diesem Zusammenhang wurde ein Systemmodell entwickelt, das sich darauf konzentriert, kontinuierlich LH₂ in den Motor zu speisen und überflüssigen Treibstoff und Motorwärme für die Gasifizierung und Verbesserung der Wasserstoffexpansion zurückzugewinnen. Dieser Ansatz hilft, das Risiko von Vereisung und Verdampfung in den Systemkomponenten zu kontrollieren und ermöglicht ein leichteres und kompakteres System. Durch die Implementierung eines kontinuierlichen Treibstoffumlaufs und die Integration eines Durchflussregelventils in der Nähe der Motorinjektion ist es realistisch, kürzere Vollgas-Reaktionszeiten zu erlangen. Das Potenzial dieser Architektur liegt in ihrer Effizienz und Flexibilität, da sie LH₂ nicht nur als Verbrennungstreibstoff verwendet, sondern auch den überflüssigen Treibstoff zur Kühlung, Tankdruckregelung und Heizung für optimale Expansion vor der Einspritzung nutzt.

Keywords: Kryogenes LH₂-Kraftstoffsystem, Thermisches Management von LH₂, Wasserstoffverbrennung, Modellentwurfssimulation, Kraftstoffrückgewinnung

1 Einleitung

Luftfahrtsysteme müssen zuverlässig sein und strenge Sicherheitsstandards einhalten. Dies steht nicht nur im Einklang mit den Grundsätzen der Design Organisation Approval (DOA), sondern wird auch von Luftfahrtbehörden wie der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA) festgelegt. Demnach müssen Treibstoffsysteme eine kontrollierte Treibstoffmenge mit korrektem Druck gewährleisten, um den Betrieb des Motors unter verschiedenen Betriebsbedingungen und Flugmanövern zu ermöglichen [1]. Kryogene

Wasserstofftanksysteme arbeiten bei niedrigerem Drücken und Temperaturen (Tabelle 1) als gasbetriebene Wasserstoffsysteme. Darüber hinaus haben Flüssigwasserstoff-Tanksysteme aufgrund der fast 860-fach höheren Dichte des Kraftstoffs bei Umgebungsdruck ein deutlich kleineres Volumen [2]. Obwohl die technischen Aspekte eines kompletten kryogenen Wasserstofftanksystems eine andere Komplexität mit sich bringen, verursacht durch die niedrigen System Temperaturen und der Möglichkeit eines abrupten Druckanstiegs, weist das System eine hohe Vielseitigkeit auf. In dieser Arbeit geht es um den Entwurf und die Simulation eines direkten kryogenen LH2-Treibstoffsystems für ein Mittelstreckenflugzeug, um die Risiken und Potenziale des Systemverhaltens abzuschätzen. Dazu wird in Simscape [3] eine Systemstruktur unter Berücksichtigung bestehender Flugzeugsysteme erstellt und das zeitabhängige Verhalten simuliert. Um das Systemvolumen richtig abschätzen zu können, werden einfache, auf praktischen Grenzen und analytischen Berechnungen basierende Konstruktionseigenschaften verwendet und mit der Datenbank für thermodynamische Eigenschaften von Realgasen CoolProp [4] kombiniert. Erste Ergebnisse und Annäherungen an das Systemverhalten der wichtigsten geometrischen Eigenschaften (Rohrlänge, Rohrfläche, Wärmeübertragung usw.) werden vorgestellt. Diese Arbeit schließt mit einem Ausblick und Potenzial für zukünftige Studien.

1.1 Thermodynamische Eigenschaften

Um detaillierte und genaue Simulationen durchführen zu können, ohne den Rechenaufwand zu erhöhen, werden die thermodynamischen Eigenschaften aus der CoolProp-Datenbank abgeleitet. Die Systemgrenzen werden in der Simscape-Umgebung implementiert und bilden die Grundlage für das Ergebnis des Systems. Diese Implementierung wird infolge eines Kraftstoffsystem-Block umgesetzt. Da der Systementwurf auf einem Niederdruckkonzept basiert, wird der flüssige Wasserstoff bei einem Umgebungsdruck von 0.101325 MPa gehalten. Um eine flüssige Phase zu gewährleisten, wird die Temperatur unter 20 K gehalten. Für die ersten Simulationen wird der Ausgangszustand des Systems um weitere 5 K reduziert, um eine höhere Temperaturtoleranz zu haben und ein plötzliches Verdampfen im Tanksystem zu vermeiden. Da diese Reduzierung zu hohen technischen Anforderungen für den Transport und die Betankung führt, wird die Notwendigkeit dieser Reduzierung analysiert, um praktikablere Annäherungen an die anfänglichen Tankbedingungen zu erreichen. Tabelle 1 zeigt die Anfangsbedingungen des Wasserstoffs im Tank.

Tabelle 1: Startbedingungen des LH2 im Tank System

Parameter	Wert	Einheit
<i>T</i>	15	K
<i>P</i>	0.101325	MPa
<i>Phase</i>	Flüssig	-
<i>ρ</i>	71.2788	kg(m ³) ⁻¹

Auf der Grundlage der CoolProp-Datenbank werden für Wasserstoff die folgenden grundlegenden Parameter (Tabelle 2) definiert, die die Grundlage der Simscape-Simulation für reale Gase bilden.

Tabelle 2: LH2 Eigenschaften berechnet mit COOLPROP

Parameter	Wert	Einheit
u_{min}	-54.023	$\text{kJ}(\text{kg})^{-1}$
u_{max}	2716.2	$\text{kJ}(\text{kg})^{-1}$
u_{crit}	256.68	$\text{kJ}(\text{kg})^{-1}$
P_{min}	0.0081	MPa
P_{max}	1.5	MPa
P_{crit}	1.296	MPa
$n_{substanzen}$	58	-

Um ein Mehrphasensystem zu simulieren, werden zwei getrennte Parametersätze für Realgastabellen (Flüssig und Dampfförmig) auf der Grundlage des Druckbereichs und der gewünschten Phasen des Fluids erstellt. Auf diese Tabelle wird während der Simulation zurückgegriffen, um den aktuellen thermischen Zustand zu bestimmen. Daher definieren diese Realgasdaten die Grundlage des Modells und müssen mithilfe von Vergleichsdaten auch die Genauigkeit geprüft werden.

Für diese Simulation wird unter Berücksichtigung des Rechenaufwandes und der bisherigen Standardeinstellungen [5] eine Tabellengröße von 25x60 festgelegt. Sie können neu definiert werden, wenn die Dimensionen des Systems spezifischer sind, was zu einer höheren Präzision des Systemergebnisses führt. Die Entwicklung des Systemverhaltens hinsichtlich des Wärmeaustausches, Druckanstieg und Phasenwechsel für jede Systemkomponente wird im folgenden Abschnitt 2 erläutert und definiert.

1.2 Flugzeuganwendung und Flugszenarios

Mit Blick auf praktische Anwendungen wird ein geeigneter Flugzeugtyp und zwei Flugszenarios implementiert. Dazu wird ein Mittelstreckenflugzeug mit zwei Motoren und einer Flugzeit von 1 Stunde definiert. Flugzeugtypen wie die Piaggio P-180 [6] oder die Cessna 408 SkyCourier [7], die mit zwei Motoren von 625 kW bzw. 820 kW ausgestattet sind, bieten eine praktische Grundlage für die Annäherung an kleinere und größere Flugzeugtypen. Der Einfachheit halber wird ein Flugzeugtyp mit zwei Triebwerken mit einer Leistung von je 750 kW (1000 PS) gewählt, was zu einem maximalen Massenstrom von 0.03 kg/s pro Triebwerk führt. Unter Berücksichtigung der anfänglichen Dichte der Flüssigkeit im Tank, wie in Tabelle 1 dargestellt, ist ein Gesamttankvolumen von mindestens 3.03 m³ erforderlich. Je nach Flugzeugtyp werden die Kraftstofftanks aus strukturellen und leistungsbezogenen Gründen in den Flügel- und Rumpfsektionen untergebracht. In diesem Fall wird ein einzelner zylindrischer Tank mit einer Querschnittsfläche von 0.9326 m² aufgrund seiner strukturellen Vorteile gewählt [2], da das detaillierte Tankdesign den Rahmen dieser Arbeit sprengen würde. Um das Verhalten des Systems im Laufe der Zeit abzuschätzen, werden zwei Flugszenarios implementiert. Diese Szenarios steuern die Umgebungstemperatur und den Umgebungsdruck sowie die Betriebsphase (Taxiing (P1), Starten (P2), Reduzieren auf Reiseflug (P3), Reiseflug

(P4) und Landung (P5)) in Abhängigkeit von der Zeit. Folglich hängen die erforderlichen Triebwerkskraftstoffmassenströme und der Wärmeaustausch mit den Systemkomponenten vom aktuellen Betriebspunkt ab. Szenario 1 simuliert einen Reiseflug mit maximalem Triebwerkskraftstoffmassenstrom (0.03 kg/s) pro Triebwerk in einer Höhe von 10.000 ft. Dies führt zu einer konstanten Belastung der Systemkomponenten bei etwa 266.45 K und 0.07027 MPa auf der Grundlage der Internationalen Standardatmosphäre (ISA). Szenario 2 stellt einen typischen Flugbetrieb innerhalb einer Stunde dar. Das Szenario wird durch die Eingabe des Kraftstoffmassenstroms des Motors über die Zeit simuliert und ist in Abbildung 1 dargestellt. Die Umgebungseigenschaften, Temperatur und Druck, werden an das aktuelle Flugmanöver angepasst.

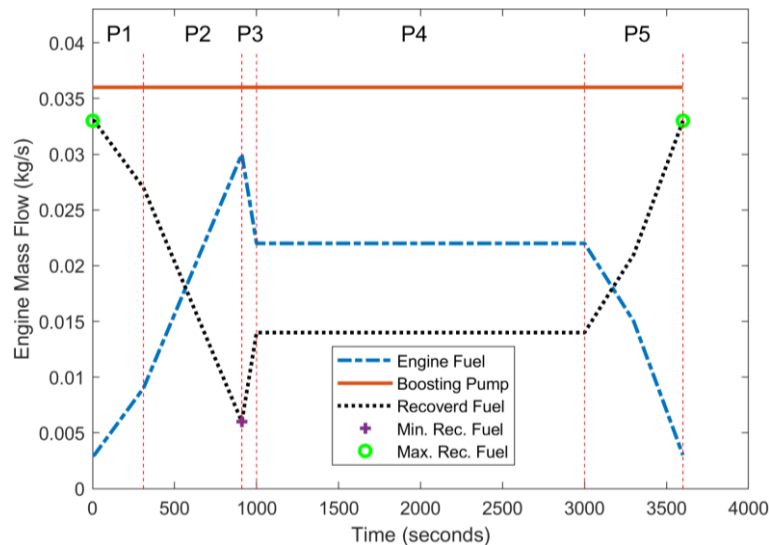


Abbildung 1: Masseströme (pro. Engine) für ein dynamisches Flugszenario für 1 Stunde Flugzeit

Da eine kontinuierliche Kraftstoffzirkulation für plötzliche Vollgas-Ansprechzeiten durch die Booster-Pumpe angewendet wird, werden zusätzlich 20 % des maximalen Triebwerkskraftstoffmassenstroms hinzugefügt. Dies gewährleistet einen Mindestrückgewinnungsmassenstrom von 0.006 kg/s pro Triebwerk. Daher wird von einem flüssigen Rückgewinnungsmassenstrom ausgegangen, der als Motorkraftstoff wiederverwendet werden kann. Dies dient als erste Annahme und wird in zukünftigen Analysen des Systems wieder aufgegriffen [8]. Abbildung 1 zeigt die Signaleingänge für Triebwerkskraftstoff, Kraftstoff Massenstromregler und rückgewonnenen Massenstrom für Szenario 2 in Bezug auf das aktuelle Flugmanöver.

2 Modell- und Simulationsdesign

Vor einer vergleichenden Studie zur Bestimmung der Machbarkeit kryogener Kraftstoffsysteme muss ein vorläufiges Modellschema entwickelt werden. Frühere Untersuchungen, wie die von Brewer (1991) [9] und Corchero & Montañés (2003) [10], verdeutlichen die technische Komplexität zwischen dem gelieferten Kraftstoffsystem und der optimalen Einspritztemperatur, die zwischen 150 K und 250 K liegt. Daher ist eine optimale Systemauslegung und -steuerung erforderlich. Die Priorität der Struktur liegt in ihrer Einfachheit, um das Volumen und das Verhalten des Systems zu approximieren. In Anbetracht des verwendeten Flugzeugtyps geht diese Modellstruktur von einem einfachen

Kraftstoffzufuhrsystem aus, das sich auf die Systemeigenschaften konzentriert. Des Weiteren kann eine Temperatur unter 273 K zu Vereisung und Wasserkondensation innerhalb des CC führen. Daher ist eine angemessene Wärme Wärmerückgewinnung aus dem CC erforderlich, um die Umwandlung von LH_2 in gasförmigen Wasserstoff bei Temperaturen zu ermöglichen, die für den des CC zu ermöglichen. Untersuchungen, wie die von Capitaio Patrao [11] durchgeführt wurden, verdeutlichen die Risiken und optimalen Konstruktionsüberlegungen für ein solches Verfahren. Die Entwicklung eines kryogenen Wasserstofftreibstoffsystems mit dem Ziel eines späten Treibstoff-Phasenwechsels erfordert ein hohes Maß an technischer Auslegung der Wärmeübertragung. Aufgrund verschiedener thermischer Einflüsse aus der Umgebung des Systems ist ein hoher Standard der Isolierung und der Systemeffizienz überflüssig. Dazu gehören auch die Betriebsdauer und die Anwendung, die zu plötzlichen Phasenwechseln wie Boil-off innerhalb des Tanksystems führen können.

Abbildung 2 zeigt das allgemeine Schema des Simulationsmodells mit seinen Systemkomponenten. Das Modell konzentriert sich auf die Kraftstoffzufuhr vom Tanksystem zur Brennkammer und basiert auf praktischen Flugzeuganwendungen, wie in den Abschnitten 1.2 und 1.3 beschrieben. Daher beginnt der Entwurf mit dem Prozessabschnitt 1, der den Schnittpunkt der Kraftstoffzufuhr zwischen dem Tank (T) und die Druckerhöhungspumpe (P). Der zweite Prozessabschnitt überträgt die kontinuierliche Kraftstoffmasse von der Druckerhöhungspumpe durch ein Rohr, das durch die Wärmeleitung der Umgebung beeinflusst wird. An diesem Punkt gilt ein grundlegendes Isolationsprinzip, das in Unterabschnitt 2.4 näher erläutert wird. Im weiteren Verlauf von Prozessabschnitt 3 wird der Kraftstoff in den gesteuerten Engine Fuel Flow Controller (EFFC) geleitet. Ein EFFC-Controller bestimmt die für die Motoren benötigte Kraftstoffmenge und kann mit einem Massenstromregelventil verglichen werden.

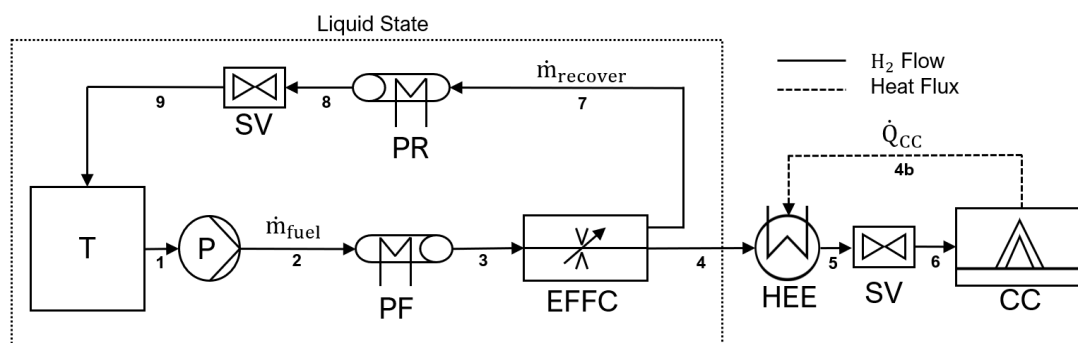


Abbildung 2: Modellschema für die Simulation von kryogenem Wasserstoff als Kraftstoff mit den Hauptkomponenten: Tank (T), Kraftstoffpumpe (P), Kraftstoffleitung (PF & PR), Kraftstoff Massestromregler (EFFC), Wärmetauscher Brennkammer (HEE), Sicherheitsventile (SV) und die Brennkammer (CC)

Der überflüssige Kraftstoff wird durch eine Rückführleitung (PR) zurückgeführt und durch ein nachfolgendes Sicherheitsventil (SV) gesteuert. Diese Prozessabschnitte sind in Abbildung 2 mit 7, 8 und 9 nummeriert und werden in den Abschnitten 2.4 und 2.5 näher erläutert.

Der kritische Prozessabschnitt ist in den Punkten 4-6 dargestellt. Durch den Verlust des Massenstroms kommt es zu Druck- und Temperaturschwankungen, die zu plötzlichen Systemüberlastungen führen können. Bei dem Durchfluss des flüssigen Kraftstoffs durch das Gehäuse der Brennkammer (CC) erhitzt sich der flüssige Wasserstoff auf die funktionierende Einspritztemperatur von mindestens 150 K [10]. Dies führt zu einem plötzlichen Druckanstieg und muss durch eine nachfolgende SV vor dem Eintritt in die CC kontrolliert werden.

Dieser Prozess wird durch die Wärmetauscher Brennkammer (HEE) und den übertragenen Wärmestrom \dot{Q}_{CC} des CC dargestellt.

Bei der Entwicklung der Schnittstelle zwischen praktischer Machbarkeit und Vereinfachung der Simulation wird jede Systemmodellkomponente mit einem Regler verbunden. Dieser Controller simuliert die angewandten Flugzeuggrenzen und Umweltauswirkungen für jedes System. Auf diese Weise werden Flexibilität und Genauigkeit für jedes Szenario gewährleistet. Die Funktionalität der einzelnen Systeme wird in den folgenden Unterabschnitten näher beschrieben.

2.1 Solver-Konfiguration

Zur Erstellung eines effizienten und genauen Modells gehört eine optimale Konfiguration des Simulations-Solvers. Jedes physikalische Netzwerk ist mit einem Kraftstoffsystem und einem konfigurierten Solver verbunden, der das Simulationsverhalten beeinflusst und die Grundlage des thermischen Verhaltens des Systems bildet. Aufgrund der Eigenschaften und Ziele des Systems müssen plötzliche und schnelle physikalische Änderungen des Kraftstoffes durch die gewählte Solver-Konfiguration stabilisiert werden.

Der Solver-Konfigurator von Simscape bietet mehrere Konfigurationen für physikalische Netzwerksimulationen. Für dieses Modell wird aufgrund der folgenden Eigenschaften eine lokale Solverkonfiguration gewählt [12]:

- Nur Aktualisierung zu jedem Zeitschritt
- Mehrere Festschrittsätze im Rest des Modells
- Backward-Euler-Methode wird für stabile Simulation bei hohen Zeitschritten angewendet

Solver mit variabler Schrittweite passen die Schrittgrößen des Systems während der laufenden Simulation automatisch an, um Lösungsfehler zu kontrollieren. Durch Verschärfung der Zeit- und Toleranzschritte können unphysikalische und ungenaue Ergebnisse vermieden werden. Bei der Implementierung weiterer und längerer Szenarien als 1 Stunde treten höhere Schrittzeiten auf, was zu instabilen Lösungen (Oszillation) führen kann. Die gesuchten Ergebnisse variieren langsam in Bezug auf die Zeit, was zu einem steifen System mit einem geeigneten impliziten Solver-Setup führt. Daher werden aktuelle Lösungen gesetzt und iterativ für den nächsten Zeitschritt mit einem algebraischen Gleichungslöser [13] gelöst.

Mit zunehmender Komplexität des Systems müssen die Solver-Konfigurationen angepasst werden. Das Hinzufügen zukünftiger physikalischer Netzwerke erfordert eine Anpassung der globalen und lokalen Solver, um realistische und genaue Ergebnisse zu erzielen.

2.2 Tank

Wendet man die Flugzeugcharakteristiken, das Flugszenario, die Fluideigenschaften und die Solver-Konfigurationen auf das Tanksystem an, so ergibt sich ein Teilsystem welches aus dem Tank selbst, dem Kraftstoffsystem, Solver-Konfigurator und dem Sicherheitsventil zusammensetzt.

Bei kryogenen Speichersystemen kann der Energieverlust, der durch das Verdampfen von Flüssigkeiten entsteht, durch eine verbesserte Wärmedämmung erheblich reduziert werden

[14]. Forscher wie S. Ghafri [15] und S. Perez [16] haben die Boil-Off-Eigenschaften solcher kryogener Speichersysteme untersucht. Durch die Implementierung einer hohen Isolierung im Tanksystem sind sogar Temperaturen bis zu 20 K bei Umgebungsdruck möglich. Da die detaillierte Entwicklung der Isolierung des Tanks nicht in den Rahmen dieser Arbeit fällt, besteht das Hauptziel darin, die maximal akzeptierte Wärme für das gegebene System abzuschätzen. Daher wird ein konstanter Tankwandtemperatur (TWT) implementiert. Für die erste Simulation wird der TWT-Wert auf 15 K gesetzt, um ein Verdampfen zu verhindern und das Verhalten der Pumpe, der Rohrleitung und des rückgewonnenen Kraftstoffs anzunähern. Nach der Erstellung erster praktikabler Lösungen wird der TWT-Wert angepasst, um eine angewandten Isolierungstechnologie zu simulieren. Die Ergebnisse werden dann mit dem Boil-Off-Modell "BoilFAST" [17] verglichen, welches auf der Annahme überhitzter Dämpfe beruht, wie sie bei Nicht-Gleichgewichtsmethoden üblich sind.

Zusätzlich wird ein analytischer Ansatz verwendet, der auf der Annahme einer konstanten Masse und Temperatur für das überhitzte Gas im Tank beruht und dem idealen Gasverhalten folgt. Nach dem Boyle'schen Gesetz ist das Gasvolumen des überhitzten Gases umgekehrt proportional zu seinem Druck. Diese Beziehung wird durch die folgende ideale Gasgleichung ausgedrückt (Gleichung 1):

$$\frac{P}{dT} = \frac{V_{initial}}{dV} \quad (1)$$

Da kein Tanksystem vollständig gefüllt werden kann, wird ein Anfangsgasvolumen $V_{initial}$ von $0,3 \text{ m}^3$ angesetzt. Dabei steht P für den Druck in MPa im Tank. Bei geschlossenem Sicherheitsventil dringt der zurückgewonnene Kraftstoff in den Tank ein und beeinflusst die Temperatur im Inneren des Tanks. Dabei soll eine flüssige Phase einen Tankdruck von 1 MPa für ein sicheres System aufrechterhalten. Wird dieser Wert überschritten, öffnet sich das Sicherheitsventil des Tanks und verhindert eine Überlastung des Systems (gesteuert durch den SV-Controller). Der Flüssigkeitsstand wird von den Simulationssystemen überwacht und beträgt für das erste Szenario 0 m nach einer Zeitdauer von 3600 Sekunden.

2.3 Kraftstoffpumpe

Kraftstoffpumpen sind eine der wichtigsten Komponenten für die Kraftstoffversorgung in Flugzeugen. In diesem Fall ist es das Ziel, die notwendige Pumpleistung und deren thermodynamische Auswirkung auf das Gesamtsystem zu approximieren. Gemäß dem definierten Szenario verlässt ein kontinuierlicher Massenstrom von 0.072 kg/s den Tank im Prozessabschnitt 1 und wird anschließend durch die Leitung PF in die Prozessabschnitte 2-3 gepumpt. Dabei wird ein Regler der Kraftstoffkreiselpumpe implementiert, welcher die Fördereigenschaften bestimmt.

Eigenschaften wie Wellendrehzahl und Einlass-/Auslassdurchmesser basieren auf praktischen Beispielen, wie sie in [6] und [7] aufgeführt sind und wird durch eine benutzerdefinierte Eigenschaftstabelle realisiert. Daher wird eine grundlegende thermische Nachbildung erstellt und in das System integriert. Die angewandte Funktion für die Druckzunahme ist abhängig vom Referenzkopfvektor, der eine Funktion der Referenzkapazität ist. Diese beiden Funktionen sind wie folgt definiert [18]:

$$\Delta p = \rho g \Delta H_{ref} (q_{ref}) \left(\frac{\omega}{\omega_{ref}} \right)^2 \left(\frac{D}{D_{ref}} \right)^2 \quad (2)$$

$$q_{ref} = \frac{\dot{m}}{\rho} \frac{\omega}{\omega_{ref}} \left(\frac{D_{ref}}{D} \right)^3 \quad (3)$$

Dabei stehen ω , ω_{ref} und ΔH_{ref} für die Wellenwinkelgeschwindigkeit, die Bezugswellendrehzahl und den Bezugshöhenvektor der Pumpenkennlinie. Der Parameter D steht für den Laufraddurchmesser des Systems. Für Berechnungen nach dem Affinitätsgesetz wird D durch den Bezugslaufraddurchmesser geteilt und entspricht dem Skalierungsfaktor für den Laufraddurchmesser.

Bei einer konstanten Dichte und einem konstanten Massendurchsatz beruhen die Gleichungen ausschließlich auf den geometrischen Eigenschaften der Pumpe. Im Laufe der Simulationsentwicklung werden diese Pumpenparameter für einen effizienten Kraftstoffkreislauf angepasst. Wenn die Simulation über den Tabellenbereich hinausgeht, werden die Werte entweder extrapoliert oder auf den nächstgelegenen Punkt interpoliert. Was die Simulationsdynamik betrifft, so beginnt die Pumpe mit einer Durchflussrate von 0 kg/s und weist ein Überschwingen von 13 % auf, das durch die Referenzeigenschaften [18] verursacht wird, bevor sie nach 20 Sekunden konvergiert. Dieses Überschwingen beeinflusst in erheblichem Maße das thermodynamische Verhalten, wie in Abschnitt 3 beschrieben. Eine detaillierte Anpassung der Pumpeneigenschaften kann solche Nebeneffekte abmildern.

2.4 Kraftstoffleitungen

Die Übertragung des LH₂ vom Tank zum Motor erfordert Rohre, die eine wichtige Komponente für die Wärmeübertragung zwischen der Umgebung und der Flüssigkeit sind. Daher besteht das Hauptziel der Simulation in Bezug auf den Flüssigkeitstransport darin, die maximale Wärme zu berechnen, die die Komponenten an die Flüssigkeit abgeben dürfen. Möglicherweise muss die Kombination aus optimaler Isolierung und geometrischen Eigenschaften in praktikabler Übereinstimmung bleiben. Die integrierten Rohrsysteme (PF & PR) basieren auf dem Simscape-Block "3-Phase Pipe (2)" [19]. Durch die Anwendung von geometrischen und Wärmeübertragungseigenschaften steht das Fluid in direktem Wärmeaustausch mit der Wand.

Ein implementierter Rohr-Wärmerегler berücksichtigt die Eigenschaften des gewählten Flugszenarios, d. h. Höhendruck und Temperatur. In Verbindung mit der aufgebrachten Isolierung (IP), die den Wärmeübergang von der Außenseite zur Innenseite des Rohrs regelt und verschiedenen thermischen Einflüssen ausgesetzt ist, dient das thermische Verhalten der Rohre als primäre Komponente zur Kontrolle der Stabilität des Gesamtsystems. Die Grundlagen des Rohrsystems, einschließlich der Druck- und Temperaturwerte sowie der Wärmekoeffizienten und der Wärmeleitfähigkeit, werden in [19] genauer beschrieben.

2.5 Kraftstoff Massestromregler

Mit einem kontinuierlichen Massendurchfluss von 0.072 kg/s gelangt der LH₂ über den in Abbildung 6 dargestellten Prozessabschnitt 3 in den Engine Fuel Flow Controller (EFFC). Das

benutzerdefinierte Flugszenario bestimmt den für das Triebwerk erforderlichen Massendurchfluss und führt daher den überflüssigen Kraftstoff zurück in das Tanksystem (Prozessabschnitt 7). Im Interesse der Simulationsvereinfachung wird ein isentropes Arbeitsleistungsmodell implementiert, um den spezifischen Massendurchsatz [20] zu erhalten. Diese Methode ist zwar idealisiert, dient aber dazu, zusätzliche thermodynamische Nebeneffekte zu vermeiden, insbesondere Temperatur- und Druckänderungen, die durch den EFFC-Simulationsblock eingeführt werden. Es ist wichtig zu betonen, dass die Temperatur- und Druckschwankungen, die sich aus den Änderungen des Massendurchsatzes ergeben, in diesem Rahmen dennoch berücksichtigt werden.

2.6 Wärmetauscher

Um eine optimale Verbrennungs-Einspritztemperatur für den Motorkraftstoffstrom zu erreichen, wird der flüssige Wasserstoff durch das Motorgehäuse geleitet und durch den Wärmestrom des Abgases erhitzt. Ziel ist es, den Wirkungsgrad zu erhöhen und den Phasenübergang von LH_2 zu gasförmigem Wasserstoff für die Einspritzung zu erleichtern, ohne dass ein Boil-off-System erforderlich ist. Die Abwärmenutzung ist bereits eine gut umgesetzte Methode und erreicht das Potenzial mit herkömmlicher Organic Rankine Cycles von etwa 15 % [21].

Da kein Simscape-Wärmetauscherblock für Zweiphasennetze zur Verfügung steht, wird eine analytische Näherung mit miteinander verbundenen Systemmodulen angewandt. Das bedeutet, dass ein Satz aktueller Fluideigenschaften vom System erfasst und für die externe Berechnung der Wärmeübertragung verwendet wird. Durch die Berechnung der thermodynamischen Eigenschaften des Kraftstoffs am Auslass werden die vom Wärmetauscher-Controller an das Simulationssystem zurückgegebenen Parameter für die folgenden Simulationen verwendet. Für die analytische Berechnung basieren mehrere Parameter wie Wärmeübergangskoeffizient, Prandtl-Zahl, spezifische Wärme bei konstantem Druck und geometrische Kenngrößen auf den Funktionen von [22] in Kombination mit der CoolProp-Datenbank. Ziel dieses Simulationsblocks ist es, den Wärmestrom zu bestimmen, der für eine kontrollierte Kraftstoffausdehnung in der Nähe des Einspritzpunkts erforderlich ist, um einen plötzlichen Druckanstieg zu vermeiden und eine optimale Verbrennung zu erreichen. Auf der Grundlage dieses Wertes werden die geeigneten geometrischen Eigenschaften des Motorgehäuses mit den darin enthaltenen Kühlrohren definiert.

2.7 Brennkammer

Das implementierte Brennkammersystem stellt die vereinfachte Komponente innerhalb des Simulationsmodells dar und hat in erster Linie die Aufgabe, den Kraftstoffverbrauch und die für den Wärmestrom des Wärmetauscher Blocks wesentlichen Parameter zu generieren. Da die Konstruktion der Brennkammer selbst außerhalb des Rahmens dieser Arbeit liegt, werden nur die thermischen Eigenschaften betrachtet. Bei einem typischen Turboprop-Triebwerk ist die Temperatur an der Abgasebene typischerweise 250 K bis 350 K höher als die Umgebungstemperatur, was für eine industrielle Anwendung eine beträchtliche Abwärme darstellt [23]. Zur Bestimmung der thermischen Eigenschaften wird eine grundlegende Dimension des Verbrennungsmotors mit den folgenden Kenndaten verwendet:

Tabelle 3: Brennkammer Kennwerte für die Simulation des Wärmeüberganges in dem Wärmetauscher

Parameter	Wert	Einheit
Therm. Leistung	3	MW
T_{max}	1850	K
T_{min}	1500	K
T_{cruise}	1700	K
α_{engine}	150	$W(m^2K)^{-1}$
λ_{engine}	15	$W(m K)^{-1}$

Dies führt zu einem Simulationsmodell, mit einem Motorsteuerungsblock und dem Wärmestromtransfer mit Prozessabschnitt 4b. Ähnlich wie das Rückgewinnungsrohr verfügt auch das Motorsystem über ein Sicherheitsventil. Dieses Ventil sorgt für ein sicheres System, indem es den Druck kontrolliert.

3 Erwartungen und Diskussion des Modells

3.1 System Größe

Hochdruck-Wasserstoffsysteme erfordern technisch komplexe Komponenten wie Rohre, Pumpen und Tanks. Mit einer Dichte von 71.279 kg/m^3 bei 20 K und Umgebungsdruck ist die Dichte von LH_2 mehr als 800-fach höher als die von gasförmigem Wasserstoff [4] bei Umgebungsbedingungen. Daher ist bei gasförmigen Systemen ein größeres Volumen für eine gleiche Kraftstoffmasse erforderlich. Aktuelle Wasserstofftanks an Bord arbeiten mit bis zu 70 MPa, erreichen aber nur eine maximale Dichte von 39.1 kg/m^3 [24]. Um das Risiko von Hochdrucküberlastungssystemen zu verringern, empfehlen Sun et al. [25] einen Speicherdruck von 50-55 MPa, der den besten Kompromiss mit der Kosteneffizienz darstellt.

Die Umstellung auf flüssigen Wasserstoff, ohne den Druck auf 70 MPa zu erhöhen, erfordert Speichertemperaturen unter 20 K. Um die Temperatur- und Druckbereiche aufrechtzuerhalten, müssen die Systemkomponenten optimal thermisch kontrolliert werden. Durch den Einsatz von Isolierungstechniken wie der Vakuumrohrisolierung können hohe Isolierungseffizienzen erzielt und Wärmelecks minimiert werden, was jedoch das Gewicht, die Größe und die Kosten der Komponenten erheblich erhöht [26]. In nachfolgenden Arbeiten, wie z.B. [8] und [27], werden die Ergebnisse des Systems verglichen und analysiert, um das Bauteildesign zu verbessern. Dies gibt einen Ausblick auf die Machbarkeit und Volumenreduzierung des Systems im Vergleich zu früheren Gashochdrucksystemen.

3.2 Temperatur und Druck Entwicklung

Im folgenden Abschnitt 3.2 werden erste Simulationsergebnisse und Interpretationen in Hinsicht der Temperatur und Druck Entwicklung, sowie der Systemisolierung dargestellt.

3.2.1 Kraftstoffleitungen

Für eine umfassende Systemanalyse wird das Worst-Case-Szenario mit maximalem und minimalem Schub sowie der schlechtesten Komponentendämmung (Szenario 2 aus Unterabschnitt 1.2 Abbildung 1) angewendet. Abbildung 3 veranschaulicht die ersten Ergebnisse der PR-Rohre für diesen speziellen Fall.

Die verwendeten Flugzeuggrenzen sind ebenfalls in Abschnitt 1.2 aufgeführt. Für die Rohreigenschaften wird ein typisches Treibstoffrohr aus einer Aluminiumlegierung 5052-0 mit einer Länge von 5 und einem hydraulischen Durchmesser von 0.01 Metern angenommen. Die Wärmeleitfähigkeit der Wand beträgt, bezogen auf das Material des Rohres, 390 W/(m K). Um eine geeignete Isolationstechnik und -dimensionierung abzuschätzen, muss die maximale Wandtemperatur für das Rohr PF, bei der der Wasserstoff in seiner flüssigen Phase verbleibt, ermittelt werden. Dabei schätzte das Simulationsmodell eine Wandtemperatur von 220 K als kritisch zwischen Flüssig- und Mischphase für die schlechteste Komponentenisolierung ein.

Zuvor zeigte das Simulationsmodell einen Temperatur- und Druckanstieg im Rohr PF von 15.0094 K auf 20.3 K und 0.101325 MPa auf 0.138 MPa. Der Wasserstoff behält seinen flüssigen Zustand mit 100 %, was zu einer Misch- und Dampfqualität von 0 % führte. Obwohl diese Ergebnisse in Abbildung 3 nicht visuell dargestellt sind, können sie für ein umfassendes Verständnis aus den Anfangsbedingungen der PR abgeleitet werden.

Durch den Start der Pumpe steigt die Temperatur innerhalb von 7 Sekunden von anfänglichen 15 K auf 27.4 K, was einen abrupten Phasenübergang von 100 % Flüssigkeit zu einem 82-prozentigen Mischanteil mit 18 % überhitztem Dampf bewirkt. Sobald sich die Pumpe bei ihrem kontinuierlichen Massendurchsatz von 0.072 kg/s um 20 Sekunden stabilisiert hat, sinkt die Temperatur auf 20.4 K, wodurch die Kondensation von Wasserstoff eingeleitet wird.

Bei einer dynamischen Änderung des Massenstroms des zurückgewonnenen Wasserstoffs (Abbildung 1) bei PR erreicht der Druck bei 910 Sekunden Flugzeit seinen Höhepunkt und erreicht ein Maximum von 0.163 MPa. Zu diesem Zeitpunkt ist der maximal erforderliche Massentreibstoffdurchsatz des Triebwerks mit 0.03 kg/s festgelegt. Wenn der umgewandelte Kraftstoff während des Startvorgangs auf 0.012 kg/s abnimmt, kondensiert die Flüssigkeit erneut, bis der Massendurchsatz des Triebwerks auf 75 % reduziert ist.

Während des Reiseflugs bleibt der Mischflüssigkeitsanteil konstant, bis ein Druckabfall und ein Anstieg des Massendurchsatzes eintreten. Die Temperatur des Rohrs PR ist direkt proportional zur inneren Energie. Bei dem angegebenen Flugmanöver sinkt die innere Energie von 420 auf 40 kJ/kg bei steigendem Massenstrom. Folglich führt das Zusammenspiel von Auslassdruck, innerer Energie und Phasenverhältnis zu einem Rückgang der Auslasstemperatur auf 20.4 K, während die Einlasstemperatur während des gesamten Reiseflugs konstant bei 20.3 K bleibt. Die Durchführung des Landemanövers führt zu einem Anstieg des zurückgewonnenen Massenstroms, was einen weiteren Anstieg der inneren Energie und folglich einen weiteren Temperaturanstieg der Auslasstemperatur zur Folge hat. Dieser Effekt führt zu einem Dampfanteil, so dass der rückgewonnene Kraftstoff wieder einen überhitzten Anteil von 18 % erreicht.

Der Auslassdruck wird durch den Tankdruck bestimmt. In den ersten Simulationsläufen werden Druckabfall und Boil-off nicht berücksichtigt, was darauf hindeutet, dass der anfängliche Tankdruck von 0.101325 MPa vorgegeben ist. Im weiteren Verlauf der Simulation

wird eine innere Berechnungsschleife eingeführt, um den Druckabfall aufgrund des Flüssigkeitsausflusses und den Druckanstieg, der durch das Verdampfen der Flüssigkeit verursacht wird, zu berücksichtigen.

Die erzielten Ergebnisse zeigen ein ausgeprägtes thermisches Verhalten, das unterschiedliche Phasenanteile in der Rohr-PR unter dem Einfluss von Temperatur-, Druck- und inneren Energieänderungen erkennen lässt. Eine umfassende Interpretation wird jedoch in diesem Stadium durch die unvollständige Definition der Komponenten erschwert. Die Berechnungen stützen sich auf Tabellen mit Fluideigenschaften unter Verwendung realer Gasdaten, und der nächste Schritt besteht in der Überprüfung der angewandten Eigenschaften, die in der kommenden Arbeit [8] behandelt wird.

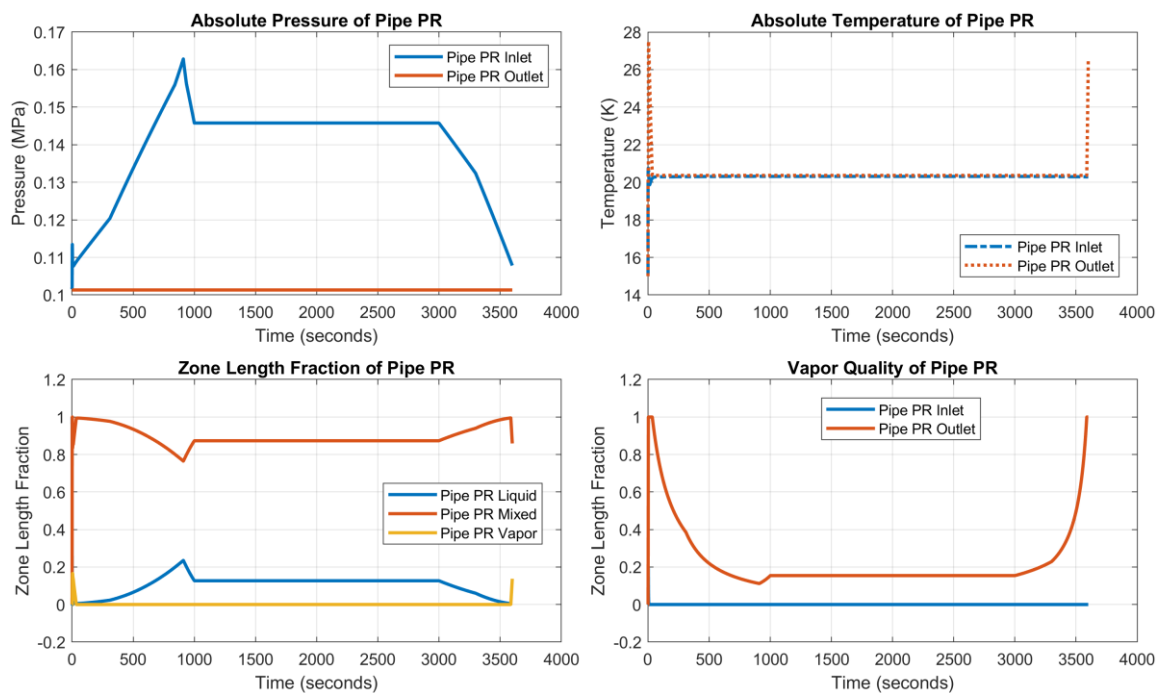


Abbildung 3: Simulationsergebnisse des Systems Verhaltens in der Kraftstoffleitung PR für den Ein- und Auslass für das dynamische Flugszenario 2

3.3 Wärmeaustausch und Isolation Methoden

Einer der wichtigsten Aspekte dieses Simulationsmodells ist die Abschätzung des richtigen Wärmeaustauschs für die Abwärme, das Abkühlen des Tanks oder die Rohrinsolierung. Der erste Schritt ist die Ermittlung des maximalen Wärmestroms, der das System effizient und stabil hält. Die Ergebnisse von Lye et al. [26] zeigen, dass zwei Dämmmethoden, Vakuum und Schaum, zu deutlich unterschiedlichen Leistungen und Investitionskosten führen können. Vakuumisoliationsrohre (VIR) scheinen im Vergleich zur Polyurethandämmung eine bessere Temperaturverteilung aufzuweisen. Darüber hinaus zeigt die praktische Erfahrung mit kryogenen Isolationssystemen, dass Schaumstoffdämmung eine erhöhte Anfälligkeit für strukturelles Versagen aufgrund von Rissbildung, die durch Umwelteinflüsse und niedrige Flüssigkeitstemperaturen verursacht wird. Daher müssen zusätzliche Isolierungstechniken erforscht werden, da VIR zwar effizient, aber kostenintensiv sind und zu einem höheren Systemgewicht und -volumen beitragen. Kryogene Wasserstoffspeicher sind mit komplexen thermischen Problemen konfrontiert, die durch das Verdampfen der Flüssigkeit verursacht

werden. Verschiedene Methoden, wie die kontrollierte Beheizung und Isolierung des Tanks, tragen dazu bei, den Druckanstieg in Grenzen zu halten. Obwohl dieses Phänomen nicht vollständig Teil dieser Arbeit ist, werden erste analytische Näherungen dazu beitragen, ein funktionierendes kryogenes Wasserstofftanksystem zu vervollständigen. Daher müssen weitere numerische Simulationen und einfache Experimente durchgeführt werden. Dies wird Teil der folgenden Arbeiten [27] und [28] sein.

4 Zusammenfassung und Ausblick

Um diese Arbeit in auf die wichtigsten Erkenntnisse aufzugliedern, wurden folgende Punkte zusammengefasst:

- Flüssigwasserstoffsysteme bergen ein hohes Risiko der Systemüberlastung durch plötzlichen Druckanstieg und Phasenwechsel. Daher muss das Systemverhalten durch Kontrollsysteme, wie z. B. Druckablassventile, gesteuert und gesichert werden.
- Erste Ergebnisse zeigen, dass eine maximale Wandtemperatur von 220 K des PF, des in dieser Arbeit vorgestellten Szenarios 2, einen Flüssigkeitsanteil von 100 % für den Motorkraftstoffstrom gewährleistet.
- Die Implementierung von Isolationssystemen ist ausschlaggebend für die Umsetzung eines flüssigen Phasenzustandes und muss mithilfe von Simulationsabbildung und experimenteller Daten auf benötigte Proportionen untersucht werden.
- Die Druckentwicklung im Tank zeigt, dass das System auch ohne vollständig zurückgewonnenen flüssigen Kraftstoff in den Grenzen von 0.5 und 1.5 MPa bleibt.
- Das erstellte Modell bestätigt die Machbarkeit der Systemarchitektur und unterstreicht die Notwendigkeit einer hohen Isolierung, um abrupte Phasenwechsel im PR zu verhindern.
- Die nächsten Schritte, wie eine detaillierte Systemanalyse, einschließlich Sensitivitätsstudien und Vergleiche mit numerischen Methoden, werden dazu beitragen, die Genauigkeit des Modells zu verifizieren.

4.1 Ausblick

Aufgrund des parametrischen Modelldesigns können verschiedene Studien durchgeführt werden, um den optimalen Betriebspunkt zu finden und sich an verschiedene Anwendungen anzupassen, z. B. in großer Höhe oder unter anormalen Umweltbedingungen. Dies eröffnet auch die Möglichkeit, dieses System außerhalb des Luftfahrtsektors zu implementieren, wo die Ressourcen und Anforderungen unter ähnlichen Bedingungen liegen. Darüber hinaus kann eine detaillierte Analyse spezifischer Systemkomponenten mit Hilfe von Computational Fluid Dynamics (CFD) [27] oder der Finite-Elemente-Methode (FEM) dazu beitragen, die erzielten Ergebnisse zu verbessern und zu vergleichen. In Anbetracht der praktischen Durchführbarkeit dienen das Modell und die Ergebnisse als digitaler Zwilling für einen vorläufigen Iron-Bird in einem frühen Stadium. Experimentelle Daten aus diesem Iron-Bird werden zeigen, ob und in welchem Ausmaß ein Effizienzgewinn erzielt werden kann.

Durch die Integration dieses Systems in bestehende flugzeuggestützte Anwendungen können die Investitionskosten und die Entwicklungszeit erheblich reduziert werden, was es sowohl für Kommerzielle als auch für private Anwendungen erschwinglich und attraktiv macht.

5 Konklusion

Das Simulationsmodell hat einen funktionierenden Kraftstoffsystemzyklus gezeigt, der im Vergleich zu früheren Studien [29], [2] und [14], sowie analytischen Berechnungen [22] eine erste vielversprechende Lösung darstellen. Systemkomponenten wie Rohre, Wärmetauscher und Tanks müssen aufgrund der höheren thermischen Auswirkungen und Risiken genauer analysiert werden. Der entscheidende Aspekt bei der Datenvalidierung ist der Vergleich mit experimentellen und numerischen Lösungen für alle Komponenten, die noch Optimierungspotenzial haben.

6 Anerkennung

Die in diesem Artikel vorgestellten Forschungsarbeiten wurden durch eine Förderung der Österreichischen Forschungsförderungsgesellschaft (FFG) und des Bundesministeriums für Klimapolitik, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie unter dem Förderkennzeichen FO999902781 ermöglicht.

7 Referenzen

- [1] Agency, European Union Aviation Safety. "CS-25, Subpart E - Powerplant." Technical report no. EASA. 2023. DOI <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easyaccess-rules/online-publications/easy-access-rules-largeaeroplanes-cs-25?page=33>.
- [2] Verstraete, Dries. "The Potential of Liquid Hydrogen for long range aircraft propulsion." Ph.D. Thesis, Cranfield University. 2009.
- [3] Inc., The MathWorks. "Simscape Toolbox: 9.4 (R2023b)." (2023). URL <https://www.mathworks.com>.
- [4] Bell, Ian H., Wronski, Jorrit, Quoilin, Sylvain and Lemort, Vincent. "Pure and Pseudo-pure Fluid Thermophysical Property Evaluation and the Open-Source Thermophysical Property Library CoolProp." Industrial & Engineering Chemistry Research Vol. 53 No. 6 (2014): pp. 2498– 2508. DOI 10.1021/ie4033999. URL <http://pubs.acs.org/doi/pdf/10.1021/ie4033999>, URL <http://pubs.acs.org/doi/abs/10.1021/ie4033999>.
- [5] MATLAB. Two-Phase Fluid Properties (2P). The MathWorks Inc., Natick, Massachusetts (2023).
- [6] Pilot's Operating Handbook and Airplane Flight Manual.
- [7] Cessna 408 SkyCourier Specification Manual.
- [8] Thilker, F., Tramosch, A. and Giuliani, F. "Model Analysis of a Direct Cryogenic LH2 Fuel Aircraft System for Airborne Applications." AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition, Las Vegas (2024, submitted ID:4033144).
- [9] Brewer, G. Hydrogen aircraft technology. CRC Press (1991).
- [10] Corchero, Montañés J. L., G. "An approach to the use of hydrogen in actual commercial aircraft engines." In 16th International symposium on airbreathing engines (ISABE) (2003).

- [11] Capitaó Patrao, Alexandre, Jonsson, Isak, Xisto, Carlos, Lundbladh, Anders, Lejon, Marcus and GrÅnstedt, Tomas. "The heat transfer potential of compressor vanes on a hydrogen fueled turbofan engine." *Applied Thermal Engineering* Vol. 236 (2024): p. 121722. DOI <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.121722>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431123017519>.
- [12] MATLAB. Making Optimal Solver Choices for Physical Simulation. The MathWorks Inc., Natick, Massachusetts (2023).
- [13] MATLAB. Important Concepts and Choices in Physical Simulation. The MathWorks Inc., Natick, Massachusetts (2023).
- [14] Zhang, Fisher T. S. Ramachandran P. V. Gore J. P., J. and Mudawar, I. "A Review of Heat Transfer Issues in Hydrogen Storage Technologies." Technical Report No. 12. 2005. DOI <https://doi.org/10.1115/1.2098875>.
- [15] Al Ghafri, Saif Z. S., Swanger, Adam, Jusko, Vincent, Siahvashi, Arman, Perez, Fernando, Johns, Michael L. and May, Eric F. "Modelling of Liquid Hydrogen Boil-Off." *Energies* Vol. 15 No. 3 (2022). DOI 10.3390/en15031149. URL <https://www.mdpi.com/1996-1073/15/3/1149>.
- [16] Perez, Fernando, Al Ghafri, Saif Z.S., Gallagher, Liam, Siahvashi, Arman, Ryu, Yonghee, Kim, Sungwoo, Kim, Sung Gyu, Johns, Michael L. and May, Eric F. "Measurements of boil-off gas and stratification in cryogenic liquid nitrogen with implications for the storage and transport of liquefied natural gas." *Energy* Vol. 222 (2021): p. 119853. DOI <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.119853>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S036054422100102X>. 10 Copyright © 2024 by ASME
- [17] Resources, Fluid Science &. "BoilFAST (2023)." (2023). URL <https://www.fsr.ecm.uwa.edu.au/software/boilfast/>.
- [18] MATLAB. Centrifugal Pump (2P). The MathWorks Inc., Natick, Massachusetts (2023).
- [19] MATLAB. 3-Zone Pipe (2P). The MathWorks Inc., Natick, Massachusetts (2023).
- [20] MATLAB. Flow Rate Source (2P). The MathWorks Inc., Natick, Massachusetts (2023).
- [21] Di Battista, D., Fatigati, F., Carapellucci, R. and Cipollone, R. "An improvement to waste heat recovery in internal combustion engines via combined technologies." *Energy Conversion and Management* Vol. 232 (2021): p. 113880. DOI <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2021.113880>.
- [22] VDI-Gesellschaft Verfahrenstechnik und Chemieingenieurwesen. VDI Heat Atlas. Springer Verlag (2010).
- [23] P.P Wlsh, P. Fletcher. Gas Turbine Performance. Blackwell Science (1998).
- [24] Yanxing, Zhao, Maoqiong, Gong, Yuan, Zhou, Xueqiang, Dong and Jun, Shen. "Thermodynamics analysis of hydrogen storage based on compressed gaseous hydrogen, liquid hydrogen and cryo-compressed hydrogen." *International Journal of Hydrogen Energy* Vol. 44 No. 31 (2019): pp. 16833–16840. DOI

- <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.04.207>. URL
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360319919316404>.
- [25] Bai-gang Sun and Dong-sheng Zhang and Fu-shui Liu. "Analysis of the cost-effectiveness of pressure for vehicular high-pressure gaseous hydrogen storage vessel." *International Journal of Hydrogen Energy* Vol. 37 No. 17 (2012): pp. 13088–13091. DOI <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2012.04.126>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360319912010191>. 12th CHEC.
- [26] Lim, Chong Lye, Adam, Nor Mariah and Ahmad, Kamarul Arifin. "Cryogenic pipe flow simulation for liquid nitrogen with vacuum insulated pipe (VIP) and Polyurethane (PU) foam insulation under steady-state conditions." *Thermal Science and Engineering Progress* Vol. 7 (2018): pp. 302–310. DOI <https://doi.org/10.1016/j.tsep.2018.07.009>.
- [27] Andreas Tramposch, Fabrice Giuliani, Fynn Thilker. "Design and Parameter Study of a LH2 Aircraft Fuel System based on Computational Fluid Dynamics Simulations." *AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition, Las Vegas (2024, submitted ID:4031072)*. [27] Tramposch, A., Angermayr, M., Kirschnek, P. and Burger, J. "Computational Fluid Dynamics Simulation of condensation rates of humid air in aircraft LH2 fuel system boil-off lines." *AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition, Las Vegas (2024, submitted, Control ID: 4043841)*.
- [28] Tramposch, A., Angermayr, M., Kirschnek, P. and Burger, J. "Computational Fluid Dynamics Simulation of condensation rates of humid air in aircraft LH2 fuel system boil-off lines." *AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition, Las Vegas (2024, submitted, Control ID: 4043841)*.
- [29] Millis, Marc G., Robert T. Tornabene, Mark D. Guynn Thomas M. Tomsik, John M. Jurns and Overbeke, Thomas J. Van. "Hydrogen Fuel System Design Trades for High-Altitude Long-Endurance Remotely Operated Aircraft." Technical report no. NASA. 2009