MODELLBASIERTE ENTWICKLUNG KAPAZITIVER FÜLLMENGENMESSSYSTEME FÜR FLÜSSIGWASSERSTOFFTANKS IN FLUGZEUGEN

Kay Kochan[+], Valentin Weinig[+], Oliver Burkhardt[*], Jörn Unteutsch[*]
[+]Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, [*]Autoflug GmbH

Zusammenfassung

Die Nutzung von flüssigem Wasserstoff (LH2) als alternativer Flugzeugkraftstoff bietet großes Potenzial für eine umweltfreundlichere und nachhaltigere Luftfahrt. Für die Entwicklung zukünftiger Flugzeuggenerationen ist die präzise Füllmengenmessung in Flüssigwasserstofftanks daher ein relevanter Technologiebaustein. Die besonderen Herausforderungen beim Messen der Füllmenge resultieren aus den extrem niedrigen Temperaturen, den größeren Tankquerschnitten, der komplexen Tankisolierung, den thermodynamischen Vorgängen im Tank sowie den Anforderungen an Sicherheit und Zuverlässigkeit des gesamten Sensor- und Tanksystems.

Kapazitive Sensoren sind eine weitverbreitete Lösung für die Messung der Füllmenge in Kerosintanks großer Verkehrsflugzeuge. Das Messprinzip basiert auf der unterschiedlichen relativen Permittivität von Kerosin und Luft. Die elektrisch gemessene Kapazität eines Zylinderkondensators ergibt dabei eine, durch weitere Messgrößen kompensierte, proportionale Größe mit Bezug zur gespeicherten Kraftstoffmasse. Auch wenn die Unterschiede der relativen Permittivität zwischen flüssigem und gasförmigem Wasserstoff deutlich kleiner sind, lässt sich das Messprinzip grundsätzlich auch auf Flüssigwasserstofftanks übertragen. Im Sinne einer später angestrebten Luftfahrtzulassung ist aufgrund des hohen Technologiereifegrades das kapazitive Messprinzip daher die erste Wahl.

Dieser Konferenzbeitrag gibt einen Überblick über den Stand der Technik zur Messung der Füllmenge in Flüssigwasserstofftanks und beschreibt konventionelle Kraftstoffmengenmesssysteme in großen Verkehrsflugzeugen. Weiterhin werden ausgewählte Anforderungen an ein LH2-basiertes Kraftstoffmengenmesssystem erörtert. Ausgehend von den Anforderungen wird eine erste Basis-Architektur mit dem MATLAB® System Composer modellbasiert entwickelt.

Keywords

Luftfahrt; modellbasierte Entwicklung, flüssiger Wasserstoff, Kraftstoffsysteme, ATA 28

1. EINLEITUNG

Bis 2050 sollen die netto-CO_2-Emissionen der Luftfahrt auf null reduziert werden. Flüssiger Wasserstoff als Energieträger kann dabei einen entscheidenden Beitrag leisten. Die Speicherung des flüssigen Wasserstoffs (LH2) erfolgt dabei in großen Tanks im Heck des Flugzeuges.

In der Literatur wurden bereits Flüssigwasserstofftanks mehrfach beschrieben. Eine Beschreibung eines Kraftstoffmengenmesssystems (Fuel Quantity Indication System, FQIS) für Flüssigwasserstoff in Flugzeugen existiert derzeit nicht. Für die erfolgreiche und sichere Durchführung von Flugmissionen ist jedoch die Erfassung der Füllmenge dieser Tanks entscheidend.

Um diese Forschungslücke zu schließen, erforschen die Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg und die Autoflug GmbH im Luftfahrtforschungsprojekt PRECISE Füllmengenmesssysteme für Flüssigwasserstofftanks.

Im Rahmen des Forschungsprojektes soll beantwortet werden, wie entsprechende LH2-Kraftstoffmengenmesssysteme bei gleichbleibender oder kleinerer Messunsicherheit zu gestalten sind und welche modellbasierten Entwicklungswerkzeuge für die hier adressierte Systemkomplexität geeignet sind.

Dieser Beitrag geht dabei auf einige der ersten Ergebnisse der modellbasierten Entwicklung (MBSE) solcher Sensorsysteme ein. Zunächst wird im Stand der Technik mögliche Messverfahren für die Erfassung der Füllmenge aufgezeigt. Anschließend wird das FQIS der A321 als Referenz beschrieben. Die modellbasierte Entwicklung des Kraftstoffmengenmesssystems basiert auf einer Beschreibung eines LH2-Tanksystem aus der Literatur. Dieses Tanksystem besteht aus zwei kryogenen Tanks sowie einem entsprechenden Betankungs- und Kraftstoffversorgungssystem. Ausgewählte Anforderungen sowie eine daraus abgeleitete Systemarchitektur werden im Anschluss mit der MATLAB® Requirements Toolbox und dem System Composer umgesetzt.

2. STAND DER TECHNIK ZUR MESSUNG IN FLÜSSIGWASSERSTOFFTANKS

Für die Messung der Füllmenge in Flüssigwasserstofftanks wurden in der Literatur bereits mehrere Verfahren beschrieben und im Experiment erprobt. Die Verfahren lassen sich dabei in kontinuierliche Messverfahren und in Punktmessverfahren unterteilen. Im Folgenden werden einige der möglichen Messverfahren aufgezeigt und diskutiert.

CC BY-ND 4.0

doi: 10.25967/630173

Das kapazitive Messverfahren ist eines der gebräuchlichsten industriellen Verfahren zur Messung des Füllstandes in Tanks. In der Luftfahrt findet dieses Verfahren im Kraftstofftank vieler Verkehrsflugzeugen, z.B. im AIRBUS A320, A330, A350 und A380 sowie in der Boeing 737, 747, 787, eine Anwendung [1], [2], [3]. Das Messverfahren basiert auf dem Prinzip eines in Kraftstoff eingetauchten, typischerweise zylindrischen, Kondensators, vgl. BILD 1. Durch die unterschiedliche relative Permittivität des flüssigen Kraftstoffes und des darüberliegenden Gases ändert sich die Kondensatorkapazität, welche elektrisch gemessen werden kann. Auch eine Anwendung im flüssigen Wasserstoff ist möglich [4], [5], [6], [7]. Notwendig ist wie bei Kerosin-Tanks eine Kalibrierung der kapazitiven Messsonden auf die relative Permittivität des flüssigen und gasförmigen Wasserstoffs [8], [9].

BILD 1: Kapazitiver Füllmengensensor mit Flanschbefestigung ©Autoflug GmbH

Auch Ultraschallmessverfahren werden für die Messung der Füllmenge in Tanks eingesetzt. In der Luftfahrt ist ein Anwendungsbeispiel der Kraftstofftank der Boeing 777 [1] oder die Tanks des Water/Waste-Systems. Das Ultraschallverfahren misst die Höhe des Flüssigkeitsstandes über die Reflexion akustischer Wellen. Die Temperaturabhängigkeit des Reflexionskoeffizient und das Entstehen von Blasen durch Turbulenzen und flughöhenabhängiger Ausgasung stellte bereits in Flugzeugtanks eine Herausforderung dar. Ob dieses etablierte Messverfahren auch auf flüssigen Wasserstoff übertragbar ist, ist derzeit nicht bekannt.

Ein einfaches und robustes Verfahren zur Füllmengenmessung ist das Messen des Tankgewichts mittels einer Waage [8]. Da die Waage in den Kraftpfad eingebracht werden muss, gestaltet sich dieses Messprinzip in der Realisierung jedoch schwierig. Dies gilt insbesondere, wenn die Masse des Tanks und der Tanksysteme deutlich höher als die Masse des Wasserstoffs sind. In mobilen Systemen mit den entsprechenden Beschleunigungen und Vibrationen erhöhen sich die Fehlerquellen zusätzlich. Ebenfalls möglich ist es über eine Differenzdruckmessung an der Ober- und Unterseite des Tanks die Füllmenge zu ermitteln. Der Druck an der Unterseite des Tanks ist um den geodätischen Druck größer als an der Oberseite [8], [10]. Durch die geringe Dichte des Wasserstoffs folgt hieraus eine notwendige Sensitivität von ca. $0{,}7\ \mathrm{Pa/mm}$ für die Füllhöhe.

Resistive Messverfahren können auf Basis supraleitender Materialien wie Magnesiumdiborid mit einer Sprungtemperatur von 39 K umgesetzt werden [11], [12], [13], [14]. Die Widerstandsänderung kann elektrisch gemessen werden. Der Vorteil gegenüber dem kapazitiven Verfahren ist das geringere Gewicht. Da die Sensoren aber mittels elektrischen Strom erwärmt werden müssen, wird eine zusätzliche, nicht unerhebliche, Wärmemenge in den Tank eingeleitet [5]. Die Erfassung des Temperaturunterschieds zwischen flüssigen und gasförmigen Wasserstoff mit Hilfe von Silizium-Dioden [15] ist die Basis für ein weiteres Verfahren. Hier wird die Temperaturabhängigkeit des pn-Übergangs der Diode genutzt, indem diese mit einem Strom von $10\ \mu\mathrm{A}$ beaufschlagt und der Spannungsabfall gemessen wird. Da unter stationären Bedingungen sich die Temperatur des flüssigen und gasförmigen Wasserstoffs annähern, wäre kein Temperaturunterschied messbar. Durch Erhöhung des Stromes erhöht sich die Eigenerwärmung, sodass durch den unterschiedlichen Wärmeübertragungskoeffizienten zum gasförmigen bzw. zum flüssigen Wasserstoff die unterschiedlich starke Abkühlung des Sensors gemessen werden kann. Nachteilig ist jedoch, dass das Verfahren die Füllhöhe nur an diskreten Punkten (1 Messpunkt pro Silizium-Diode) misst.

Ein faseroptisches Messprinzip lässt sich mittels in die Glasfaser eingebrachte Faser-Bragg-Gitter umsetzen. Faser-Bragg-Gitter sind Interferenzfilter, die das Licht bestimmter Wellenlängen in der Faser reflektieren. Durch die temperaturabhängige Längendehnung der Faser, verschiebt sich die Filterfrequenz der einzelnen Faser-Bragg-Gitter. Aus der Frequenzverschiebung kann dann auf die Temperatur an bestimmten diskreten Punkten entlang der Faser geschlossen und damit die Füllhöhe bestimmt werden. Vorteilhaft ist, dass bei diesem Verfahren keine elektrische Ströme in den Tank eingeleitet werden müssen. Weiterhin ist dieses faseroptische Verfahren auch kombinierbar mit Ansätzen für das Structural Health Monitoring des Tanks. Ebenfalls ein optisches Verfahren wird in [16] vorgeschlagen. Der Sensor selbst ist eine Kamera auf der Oberseite des Tanks. Die Grenzfläche zwischen flüssigen und gasförmigen Wasserstoff wird dann mittels drei Lichtpunktquellen beleuchtet. Die Kamera erfasst anschließend das vom Füllstand abhängige reflektierte Bild. Die Messgenauigkeit entsprach im Experiment 4.8 mm bei einem Messbereich von 124 mm bis 261 mm.

Das Helmholtz-Resonanzverfahren basiert auf Schallwellen [17]. An der Oberseite des Tanks wird hierbei ein Helmholtz-Resonator mit integriertem Lautsprecher eingebaut. Der Hals des Helmholtz-Resonators ist nach unten geöffnet und wird bis zum Tankboden geführt. Bei unterschiedliche Füllstände verkürzt oder verlängert sich der Hals des Helmholtz-Resonators und verändert damit seine Resonanzfrequenz. Die Resonanzfrequenz des elektromechanischen Systems wird anschließend über ein elektrisches Impedanz-Messverfahren am Lautsprecher gemessen. Die Autoren merken an, dass das Verfahren nicht universell einsetzbar ist, da eine Kalibrierung der Resonanzfrequenz im Verhältnis zur Füllhöhe immer notwendig ist und eine Anwendung nur unter statischen Bedingungen hinreichend genau ist. Weiterhin ist der verwendete Helmholtz-Resonator größer und schwerer als vergleichbare kapazitive Sensoren oder Sensoren auf Basis des resistiven Messprinzip mit Supraleiter.

Ein schwingungsbasiertes Messverfahren wurde in [18] patentiert und in [19] numerisch untersucht. Das Verfahren beruht auf einer Schwingungsanregung der Tankstruktur und der Messung der Schwingungsantwort. Aus der

CC BY-ND 4.0

Schwingungsantwort kann die Füllmenge bestimmt werden. Bei diesem Verfahren muss weder der Schwingungserreger noch der Beschleunigungssensor im Tank montiert werden. Das Verfahren zeigt jedoch in den ersten Studien nur eine geringe Empfindlichkeit. Weiterhin ist zu erwarten, dass die Querempfindlichkeit z.B. durch die Veränderung der Fluglage groß ist.

Für die Raumfahrt wurden Radiofrequenz-Messverfahren entwickelt und damit erfolgreich die Masse von flüssigem Wasserstoff und Sauerstoff unter Schwerkraftbedingungen [20] und die Masse des flüssigen Sauerstoffs auch unter Mikrogravitationsbedingungen [21] gemessen. Das Radiofrequenz-Messverfahren ist eine von der NASA entwickelte Technologie basierend auf zwei an der Oberseite des Tanks befestigte Radioantennen. Das Verfahren benötigt jedoch eine Datenbank mit den simulierten oder gemessenen Eigenfrequenzen bei verschiedenen Tankfüllständen.

Zusammenfassend zeigt sich, dass das kapazitive Messverfahren das etablierteste ist. Die alternativen Messverfahren haben teilweise eine nur sehr geringe Technologiereife.

3. KRAFTSTOFFMENGENMESSSYSTEME IN MODERNEN VERKEHRSFLUGZEUGEN

Die Kraftstoffmengenmesssysteme (Fuel Quantity Indication System, FQIS) sind in vielen Verkehrsflugzeugen ähnlich aufgebaut und unterscheiden sich häufig nur im Detail. Beispielhaft wird hier das FQIS des AIRBUS A321 skizziert. Das FQIS erfüllt die folgenden Aufgaben:

- Messung und Anzeige der Kraftstoffmasse und der Kraftstofftemperatur,
- Steuerung des automatischen Betankungsprozesses,
- Überwachung des Systems mittels Build-in Test Equipment (BITE) und
- die Kommunikation über eine ARINC 429 – Schnittstelle mit anderen Systemen.

Der Fuel Quantity Indication Computer (FQIC) führt die Kraftstoffmassenberechnungen durch und steuert das gesamte System mit Hilfe verschiedener Schnittstellen. Der FQIC hat zwei identische Kanäle. Jeder Kanal berechnet die Tankmengen und überwacht den Status des anderen Kanals. Wenn der erste Kanal ausfällt übernimmt der zweite Kanal [22]. Die zum System gehörenden Sensoren und deren prinzipielle Anordnung in den Tanks sind in BILD 2 skizziert. Unterschieden wird dabei zwischen den Sensoren für die Bestimmung der Kraftstoffmasse und der Sensoren für die Betankung, den Kraftstofftransfer und die Alarmmeldungen.

3.1. Sensorik zur Messung der Kraftstoffmasse

Zur kontinuierlichen Berechnung der Kraftstoffmasse M in Kilogramm muss das Kraftstoffvolumen V und die Kraftstoffdichte ρ bestimmt werden:

$$M = V \cdot \rho \tag{1}$$

Das Kraftstoffvolumen kann dabei bei Kenntnis der Tankgeometrie aus der Füllhöhe des Kraftstoffes bestimmt werden.

Das kapazitive Messprinzip ist das weitverbreitetste Verfahren zur Messung der Füllhöhe h in den Kraftstofftanks. In der A321 werden 14 kapazitive Füllstandsensoren in den Flügeltanks, 5 im Mitteltank und zwei in den ACT verwendet. Das Messprinzip basiert auf der unterschiedlichen relative Permittivität von Luft $\varepsilon_{r,\mathrm{Luft}}$ und Kraftstoff $\varepsilon_{r,\mathrm{Kraftstoff}}$. Der Sensor ist als Zylinderkondensator mit zwei ineinander gesteckten Rohren mit den Radien r_i und r_a ausgeführt und erstreckt sich über die gesamte Tankhöhe H. Mit der Dielektrizitätskonstante ε_0 ergibt sich eine füllhöhenabhängige Kapazität $C(h)$:

$$C(h) = \frac{2\pi\varepsilon_0}{\ln\left({}^{r_i}/_{r_a}\right)} \cdot \left(\varepsilon_{r,\mathrm{Luft}}(H-h) + \varepsilon_{r,\mathrm{Kerosin}}h\right) \tag{2}$$

Die relative Permittivität $\varepsilon_{r,\mathrm{Kraftstoff}}$ ist abhängig von der Kraftstoffsorte und der Kraftstofftemperatur. Zur Temperaturkompensation ist jeweils eine der Füllstandsonden mit einem Temperatursensor kombiniert.

Zur Bestimmung der Kraftstoffmasse muss zusätzlich die

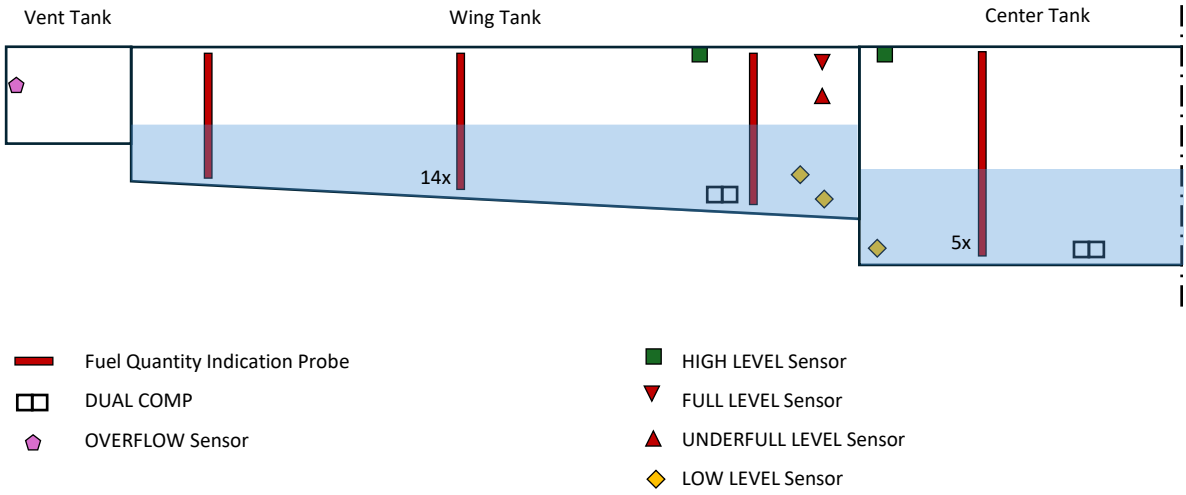

BILD 2: Prinzipdarstellung der Kraftstoff-Mengensensoren in einem AIRBUS A320

CC BY-ND 4.0

Kraftstoffdichte bestimmt werden. Die Kraftstoffdichte ändert sich mit der Temperatur und der Kraftstoffsorte um ca. 25% über den typischen Betriebsbereich eines Verkehrsflugzeuges [1]. Um die Dichte zu messen werden Kompensatoren eingesetzt.

Ein DUALCOMP Kompensator besteht aus zwei Kondensator-Sektionen. Jeder Kondensator besteht aus einer Reihe von parallelen Metallplatten, die voneinander elektrisch isoliert sind. Zwischen den Metallplatten fungiert der Kraftstoff als Dielektrikum. Anhand der bekannten geometrischen Eigenschaften des Kondensators wie der Fläche und des Plattenabstandes, kann der FQIC die relative Permittivität ε_{r} des Kraftstoffs bestimmen. Anschließend kann mittels Gleichung (3) die Dichte ρ des Kraftstoffs ermittelt werden.

$$\rho(\varepsilon_{\mathrm{r}}) = \frac{\varepsilon_{\mathrm{r}} - 1}{A + B(\varepsilon_{\mathrm{r}} - 1)} \tag{3}$$

Die Konstanten A und B sind vom Kraftstoff abhängig. Für Jet A sind diese etwa $A = 1.0 \pm 10\%$ und $B = 0.3658$. Mit Hilfe dieses Verfahrens kann die Dichte mit einer Unsicherheit von ca. $\pm 1{,}2\ \%$ berechnet werden [1].

Beim ULTRACOMP Kompensator ist jeweils zusätzlich ein Sensor zur Messung der Schallgeschwindigkeit (Velocimeter) und der Kraftstofftemperatur integriert. Das Velocimeter verwendet einen piezoelektrischen Wandler. Der Wandler sendet einen Ultraschallimpuls aus, der von einem Reflektor im Gehäuse reflektiert wird. Die Laufzeit zum Reflektor und zurück wird vom Wandler erfasst, der dann als Empfänger fungiert. Da die Schallgeschwindigkeit temperaturabhängig ist, wird zur Korrektur ein Platin-Widerstandsthermometer im ULTRACOMP eingesetzt. Der Vorteil dieses Messverfahrens ist, dass die Unsicherheit zur Bestimmung der Kraftstoffdichte auf $\pm 0{,}5\ \%$ sinkt. Der Nachteil des Verfahrens ist die Empfindlichkeit der Schallgeschwindigkeit gegenüber im Kraftstoff eingeschlossenen Luftblasen und die elektrischen Ladungen die im piezoelektrischen Wandler durch mechanische Schocks oder Temperatureffekte aufgebaut werden könnten.

Mit Hilfe der Dichte des Kraftstoffes, der Füllhöhe und der Tankgeometrie berechnet der FQIC die Kraftstoffmasse in Kilogramm.

Ein Problem dieser kapazitiven Sonden besteht darin, dass sie unter der Annahme arbeiten, dass die Dielektrizitätskonstante konstant über der Füllhöhe ist und die Kapazität der Sonde daher proportional zum Kraftstoffstand ist. Sammelt sich am Boden des Tanks jedoch Wasser, wird der Messwert durch die etwa 80-mal größere Dielektrizitätskonstante des Wassers verfälscht.

3.2. Sensorik für die Betankung, den Kraftstofftransfer und Alarmmeldungen

Für die Steuerung der automatischen Betankung und des Kraftstofftransfers, verfügen moderne Verkehrsflugzeuge über ein unabhängiges System zur Messung diskreter Kraftstoff-Füllstände. Ein Airbus A321 verfügt über zwei Fuel Level Sensing Control Units (FLSCUs) sowie eine dritte FLSCU, falls optionale Additional Center Tanks (ACT) verbaut sind. Die FLSCUs erfassen und verstärken die Sensorsignale und leiten diese an den FQIC weiter. Die Sensoren des FLSCU sind vollständig unabhängig vom Fuel Quantity Indication System und liefern keine kontinuierliche Anzeige der Kraftstoffmenge. Stattdessen melden die Sensoren wenn der Sensor nicht mehr im Kraftstoff eintaucht ist und ein bestimmter Füllstand erreicht wurde.

HIGH LEVEL Sensoren sind im Mitteltank, in beiden Flügeltanks sowie im optionalen ACT auf maximaler Füllhöhe installiert. Während der Betankung des Flugzeuges stoppen diese den automatischen Betankungsprozess durch das Schließen des entsprechenden Ventils. Der HIGH LEVEL Sensor im Mitteltank stoppt zudem den Transfer vom optionalen ACT zum Mitteltank.

Mehrere LOW LEVEL Sensoren sind in beiden Flügeltanks, im Mitteltanks sowie im optionalen ACT installiert. Beim Unterschreiten eines Mindestfüllstandes geben diese ein Signal an den FLSCU weiter. Tauchen die LOW LEVEL – Sensoren im Mitteltank und im ACT durch entsprechende Kraftstoffentnahme nicht mehr in den Kraftstoff ein, beenden diese den automatischen Kraftstofftransfer vom Mitteltank zu den Flügeltanks bzw. vom ACT zum Mitteltank. Die LOW LEVEL Sensoren in den Flügeltanks warnen die Piloten beim Unterschreiten der Kraftstoffmindestmenge für eine sichere Landung. Hierzu sind in den Flügeltanks jeweils 4 LOW LEVEL – Sensoren installiert. Jeweils zwei Sensoren melden ein Unterschreiten von 1500 kg [22]. Die verbleibenden Sensoren melden ein Unterschreiten der Füllmenge von 750 kg.

Für die Steuerung des Kraftstofftransfer vom Mitteltank zu den Flügeltanks werden FULL LEVEL und UNDERFULL LEVEL Sensoren eingesetzt. Der Kraftstofftransfer wird gestartet, wenn der UNDERFULL LEVEL Sensor aus dem Kraftstoff auftaucht. Der Kraftstofftransfer wird wieder gestoppt, wenn der FULL LEVEL Sensor wieder in den Kraftstoff eintaucht. Die Differenz zwischen FULL LEVEL und UNDERFULL LEVEL sind ca. 200 kg Kraftstoff [22].

Im Belüftungstank ist darüber hinaus ein OVERFLOW Sensor eingebaut. Das Signal dieses Sensors schließt das Kraftstoffrücklaufventil vom Triebwerk, wenn der Flügeltank in den Belüftungstank (Vent Tank) überläuft.

CC BY-ND 4.0

4. MODELLBASIERTE ENTWICKLUNG EINES LH2-FÜLLMENGENMESSSYSTEMS

Das integrale Prozessmodell zur Entwicklung von Flugzeugsystemen ist der ARP4754 - Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems beschrieben [23]. Der Entwicklungsprozess umfasst folgende Schritte:

- die Entwicklung von Systemfunktionen und die Zuordnung dieser Funktionen zu Systemkomponenten,
- die Entwicklung einer Systemarchitektur,
- die Zuordnung der Anforderungen zu den Systemkomponenten
- und die Systemimplementierung.

Ergänzt wird der integrale Prozess durch Risikoanalysen, der Nachverfolgung und Validierung von Anforderungen, der Koordinierung von Zertifizierung und Regularien sowie der Verifikation des Systemdesigns. Im Rahmen dieses Entwicklungsprozesses müssen viele Daten erhoben und ausgewertet werden und mit vielen Beteiligten abgestimmt werden.

Modellbasierte Ansätze (MBSE) bieten bei der Lösung solcher komplexen Aufgabenstellungen große Vorteile und verkürzen die Entwicklungszeit. Beispiele für die modellbasierte Systementwicklung von Kraftstoffsystemen in Helikoptern findet man in [24] oder für konventionelle Kraftstoffsysteme von Verkehrsflugzeugen in [25]. Eine funktionale Risikoanalyse für das Kraftstoffsystem eines konventionellen Flugzeuges wurde in [26] durchgeführt.

Für die Modellierung komplexer Flugzeugsysteme stehen dabei eine Vielzahl verschiedener Werkzeuge zur Verfügung. In [27] wurden verschiedene modellbasierte Werkzeuge verglichen. Dabei hat sich gezeigt, dass der MATLAB® System Composer unter den dort untersuchten Kandidaten der geeignetste ist. Im Rahmen des Projektes PRECISE soll daher für die modellbasierte Systementwicklung ebenfalls der MATLAB® System Composer erprobt und auf den Anwendungsfall LH2-Füllmengenmesssystem angewendet werden. Der vom System Composer ermöglichte Workflow für modellbasiertes Systems Engineering (MBSE) beginnt mit dem Erfassen der Anforderungen und Anwendungsfälle in der MATLAB® Requirements Toolbox. Anschließend erfolgt iterativ der Entwurf einer Architektur und die Implementierung von Funktionen mithilfe von Verhaltensmodellen. Auf dieser Basis können Analysen und Vergleichsstudien durchgeführt werden, um das Architekturdesign zu optimieren.

4.1. Referenztank

Für die zielgerichtete Erforschung eines Sensorsystems spielen die Integrationsbedingungen in der Flugzeugstruktur eine entscheidende Rolle. Die Lagerung des flüssigen Wasserstoffs erfordert ein komplett neues Tanksystem, das die thermischen und mechanischen Randbedingungen erfüllt. Diese sind bspw. der Arbeitsdruck im Tank von ca. 1,7bar [28], sowie die niedrigen Temperaturen des flüssigen Wasserstoffs ($20\,°K$). Weiterhin verfügen die Tanks über ein Druckregelsystem, um den Innendruck auch bei Kraftstoffentnahme oder schlagartigem Kondensieren eingeschlossener Gasblasen beim Schwappen des flüssigen Wasserstoff im Tank konstant zu halten.

Die Tankgeometrie ist von mehreren Faktoren abhängig. Diesbezüglich sind zwei wesentliche Einflussgrößen zu berücksichtigen. Einerseits stellt die Einbauposition im Rumpf eine entscheidende Komponente dar. Andererseits sind die spezifischen Anforderungen, die sich aus der Flugmission und der Flugzeugkonfiguration ableiten, von essenzieller Bedeutung. Das FlyZero Projekt beschreibt diverse Vorentwürfe potenzieller wasserstoffbetriebener Flugzeuge. Dieses beinhaltet verschiedene Konzepte für unterschiedliche Flugmissionen [29]. Das hier beschriebene Konzept eines Regionalflugzeuges wird als Referenz für das PRECISE Projekt herangezogen. Der Flugzeugvorentwurf enthält zwei unabhängige Tanks die im hinteren Rumpfsegment eingebaut sind [30].

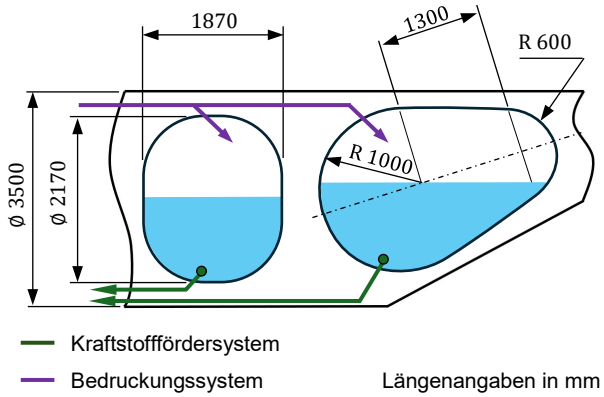

BILD 3: Skizze der Tanks und deren Anordnung im hinteren Rumpfsegment

Im Referenzbeispiel aus BILD 3 wird der flüssige Wasserstoff in einem gestauchten zylinderförmigen Tank (tabloid tank) und in einem kegelförmigen Tank (tapered tank) gelagert, die im hinteren Rumpfsegment eingebaut sind. Die Tanks bestehen aus drei Hauptkomponenten: der inneren Schale, der Isolierung und der äußeren Schale [29]. Da bei einem Kraftstofftransfer zwischen den Tanks große Wärmemengen in den Tank eingebracht werden würden, wird auf ein Kraftstofftransfer-System verzichtet. Außerdem werden die Tanks direkt befüllt und die Entnahme erfolgt direkt aus den Tanks.

Tabelle 1: Eigenschaften der Tanks

Parameter	zylindrischer Tank (tabloid tank)	kegelförmiger Tank (tapered tank)
Innenlänge	1,87 m	2,9 m
Innendurchmesser	2,17 m	2 m bzw. 1,2 m
Volumen	7,3 m³	5,22 m³
LH2 Masse	460 kg	329 kg

Die Eigenschaften der beiden Tanks sowie die gewählte Isolierung sind in den Tabellen 1 und 2 dargestellt. Der Innendurchmesser und die Innenlänge wurden aus der veröffentlichten LH2-Masse abgeschätzt [31]. Die Isolierung der Tanks stellt einen entscheidenden Faktor bei der Lagerung von flüssigem Wasserstoff dar. Aufgrund der derzeit

CC BY-ND 4.0

verfügbaren technischen Möglichkeiten kann der Wärmeaustausch zwischen der inneren Tankschale und der Umgebung noch nicht vollständig unterbunden werden. Dieser kontinuierliche Wärmeaustausch führt im Inneren des Tanks zu einer Erhöhung des Innendrucks, was wiederum eine Zunahme der Temperatur zur Folge hat. Dies hat zur Konsequenz, dass ein geringer Anteil der flüssigen Phase in den gasförmigen Zustand übergeht. Dieser Effekt wird als Boil-Off-Effekt bezeichnet [32].

Daher ist eine geeignete Isolierung von essenzieller Bedeutung bei der Dimensionierung von kryogenen Tanks. In Anlehnung an die Referenz [30] wurde für das PRECISE-Projekt eine Kombination aus Multi-Layer-Insulation (MLI) und Foam gewählt. Der Foam erfüllt dabei die Funktion, das Vakuum zwischen innerer und äußerer Tankschale aufrechtzuerhalten, sollte es zu einer Delamination einzelner Schichten in der MLI kommen [29].

Tabelle 2: Eigenschaften der Isolierung der Tanks nach [29]

Parameter	MLI
Dicke	20 mm (MLI) + 15 mm (Foam)
Wärmeleitfähigkeit	0,0001 W/mK
Dichte	24 kg/m³

Die Materialauswahl fällt aufgrund der thermischen und mechanischen Beanspruchung auf zwei Werkstoffe. Zum einen eine Aluminiumlegierung der 2000er Serie [33] und zum anderen aus Gewichtsgründen CFK [31]. Ein Aluminiumtank könnte aus zwei Halbschalen gefertigt werden, wobei die Füllstandsensoren direkt beim Zusammenfügen der beiden Halbschalen integriert werden könnten. Ein CFK-Tank könnte mit einer Öffnung in der Tankschale gewickelt werden, um die Sensoren in den Tank zu integrieren.

4.2. Anforderungen an die Füllmengensensorsysteme in Flüssigwasserstofftanks

Die Anforderungen und Herausforderungen bei der Entwicklung von Füllstandsensoren für LH2-Tanks resultieren vor allem aus den physikalischen Eigenschaften von flüssigem Wasserstoff als auch aus den Vorschriften und Regularien der Luftfahrt. Zum aktuellen Zeitpunkt existieren jedoch keine behördlichen Regularien für die Kraftstoffmengen-Messung in Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen. Es wird daher in erster Linie auf die bestehenden Vorschriften für Kerosintanks zurückgegriffen und diese entsprechend erweitert. Weiterhin fehlt im Projektkonsortium ein potenzieller Integrator sowie Betreiber für ein solches Füllmengensensorsystem, sodass die Anforderungen dieser Interessengruppen nur abgeschätzt werden konnten.

Für die Erfassung der Anforderungen wurde seitens des Projektpartners Autoflug GmbH die Anforderungsmanagementsoftware DOORS eingesetzt. Seitens der HAW Hamburg wurde mit der MATLAB® Requirements Toolbox gearbeitet. Ein Datentransfer zwischen beiden Software-Lösungen ist über das ReqIF (Requirements Interchange Format) möglich. ReqIF ist ein standardisiertes Meta-Modell und ist durch ein XML-Schema definiert. RIF/ReqIF-Dateien enthalten sowohl die Anforderungen als auch die zugehörigen Metadaten. Ein Auszug aus der Anforderungsliste ist in BILD 4 dargestellt.

Im Folgenden werden einige der wesentlichen identifizierten Anforderungen beschrieben.

4.2.1. Präzision und Messgenauigkeit

Die Genauigkeit des FQIS ist ein kritischer Faktor für die Sicherheit des Flugzeuges. Ursachen für Messfehler in konventionellen Flügeltanks sind zum Beispiel eine fehlerhafte Erfassung der Kraftstoffdichte, Fehler in Bezug auf die Tankgeometrie, zufällige Sensorfehler [34] oder nichtmessbarer Kraftstoff zwischen zwei Sensoren im Flügel [35].

In der European Technical Standard Order (ETSO) C55a werden Kraftstoffsensoren in drei Klassen eingeteilt. Die ETSO-C55a Amendment 17 [36] fordert eine Messgenauigkeit kleiner $\pm$ 0,75 % für die Klasse 1, kleiner $\pm$ 2 % für die Klasse 2 und kleiner $\pm$ 3 % für die Klasse 3 des vollen Messbereichs [36]. Die ETSO fordert damit eine höhere Genauigkeit als der SAE Standards Fuel and Oil Quantity Instruments AS405D aus dem Jahr 2012.

Index	Summary	Description	Rationale
Requierments_kapa...			
1	Messgenauigkeit des FQIS		
1.1	Genauigkeit des Sensors	Die Messgenauigkeit des FQIC muss +/- ...	ETSO- C55a Appendix 1
1.2	Rechner	Der Rechner soll so designt werden, dass...	MIL-G-26988 Rev. G 3.6.2.2
1.3	Kompensation der Eigenschaften des Wasserstoffs	Änderungen der Eigenschaften des Wass...	MIL-G-26988 Rev. G
1.4	Korrektur der Fluglage	Die durch die Fluglage beeinflusste Füllst...	MIL-G-26988 Rev. G 3.5.3
2	Ausgabe des FQIS		CS 25.1337 (b)
2.1	Nullwert des FQI	Wenn die verbleibende Kraftstoffmenge ...	CS 25.1337 (b) (1)
2.10	High Level Sensor	Das FQIS muss das Erreichen des maxima...	
2.2	Zusammenfassung von Tankbereichen	Tanks mit verbundenen Auslässen und L...	CS 25.1337 (b) (2)
2.3	Kraftstoffmasse aller Tanks	FQIC provide(s) to the flight crew a full-ti...	CS 25.1305 (a) (2) (i)
2.4	Kraftstoffmasse pro Tank	Is (are) capable of indicating to the flight ...	CS 25.1305 (a) (2) (ii)
2.5	Meldung des FQIS-Zustandes inkl. Alarme	Provide(s) fuel quantity and availability in...	CS 25.1305 (a) (2) (iii)
2.6	Meldung unsicherer Betriebsbedingungen	Information concerning unsafe system o...	CS 25.1309 (c)
2.7	Alarme im Cockpit	FQIS provide(s) a low fuel level cockpit al...	CS 25.1305 (a) (2) (iv)
2.8	Unabhängkeit von der Fluglage	Die gewöhnliche Fluglagen dürfen die M...	
2.9	Nicht-Nutzbare Kraftstoffmenge	Die nicht nutzbare Kraftstoffmenge darf ...	CS-25 CS25.959 1.7

BILD 4: Ausgewählte Anforderungen erfasst in der MATLAB® Requirements Toolbox

CC BY-ND 4.0

Für zukünftige große Verkehrsflugzeuge ist entsprechend [37] eine Toleranz von 2 % der angezeigten Kraftstoffmenge plus 1 % des Vollskalenwerts während stabiler Flugbedingungen innerhalb des normalen Flugbereichs akzeptabel. Dabei soll niemals die verfügbare Kraftstoffmasse bei einem leeren Tank überschätzt werden. Eine Möglichkeit dies zu erreichen, wäre die Integration eines negativen Offsets in die Füllmengenberechnung. Kommerziell verfügbare Füllstandsensoren erreichen heute absolute Fehler von $\pm 1{,}5\ \mathrm{mm}$ [38].

Zusätzlich muss das System in der Lage sein, Änderungen der physikalischen Eigenschaften des Wasserstoffs sowie der Fluglage zu kompensieren [39].

4.2.2. Anzeigen und Ausgaben

In der CS-25 Certification Specification for Large Aeroplanes sind die Anforderungen an die Anzeigen und Ausgaben des Systems beschrieben. Das FQIS muss den Piloten kontinuierlich die verfügbare Kraftstoffmenge in Litern oder einer äquivalenten Einheit anzeigen (CS 25.1337 (b)). Die Anzeige ist dabei so zu kalibrieren, dass im Horizontalflug nur die nutzbare Kraftstoffmenge angezeigt wird. Die Piloten sind weiterhin zu alarmieren, wenn potenziell unsichere Betriebsbedingungen eintreten, wie z.B. abnormaler Kraftstofftransfer zwischen den Tanks, Kraftstoff-Leckagen oder eingeschlossene Kraftstoffmengen durch fehlerhafte Kraftstoffpumpen oder Kraftstoffleitungen (vgl. CS 25.1309 / CS 25.1305).

Ein Alarm ist ebenfalls bei zu niedriger Kraftstoffmenge notwendig (CS 25.1305). Maßgeblich ist hierbei die Kraftstoffmenge, die für einen 30 minütigen Weiterflug unter Reiseflugbedingungen notwendig ist. Hierbei gilt, dass der Alarm und die Kraftstoffmengenanzeige nicht durch denselben einzelnen Fehler negativ beeinflusst werden darf. Es ist daher sicherzustellen, dass die Kraftstoffmengenanzeige und der Alarm nicht gleichzeitig ausfallen und falsche Werte liefern. Beide Systeme müssen unabhängig voneinander funktionieren, damit im Falle eines Fehlers mindestens eines der beiden weiterhin korrekt arbeitet.

4.2.3. Sicherheit und Zuverlässigkeit

In CS 25.1309 wird gefordert, dass Equipment und Systeme so entworfen werden, dass eine katastrophale Fehlerbedingung extrem unwahrscheinlich ist und nicht durch einen einzelnen Fehler verursacht werden kann. Gefährliche Fehlerbedingungen müssen extrem abwegig sein. Die Systemkomponenten sollten daher eine ausreichende Zuverlässigkeit und Redundanz aufweisen. Marktübliche kapazitive Füllstandsensoren erreichen heute eine mittlere Zeit zwischen zwei Fehlern (MTBF) von 1.000.000 Flugstunden. Ein Füllstandsensor in Kombination mit einem Kompensator erreicht eine MTBF von 750.000 Flugstunden [38].

Weiterhin hat die Verhinderung einer Explosion des Kraftstofftanks höchste Priorität (vgl. CS 25.981). Hierfür ist eine Sicherheitsanalyse erforderlich, um potenzielle Gefahren zu identifizieren und zu minimieren. Zum Beispiel ist die minimale Energie für die Zündung eines Wasserstoff-Luft-Gemisch nur $0{,}02\ \mathrm{mJ}$ und damit deutlich kleiner als bei anderen Kraftstoffen. Eine mögliche Zündquelle resultiert z.B. aus elektrostatischen Entladungen bei gleichzeitiger Leckage.

4.2.4. Elektrische Systemintegration

Bei der Betankung eines Flugzeuges erfolgt die elektrische Stromversorgung über Batterie oder über eine Bodenstromversorgung. Das FQIS sollte daher über die Gleichstrom-Versorgung angeschlossen werden [37]. Zudem müssen etwaige Schwankungen der elektrischen Leistungsversorgung vertragen werden. Auch die elektrischen Verbindungen sind so auszulegen, dass katastrophale Fehler extrem unwahrscheinlich sind und nicht durch einen einzelnen Fehler verursacht werden können (vgl. CS 25.1709).

Die elektrischen Schnittstellen des FQIS müssen eine hohe dielektrische Festigkeit aufweisen und kompatibel mit den Avionik-Systemen des Flugzeugs sein (vgl. CS 25.1703). Zudem ist die Minimierung des Stromverbrauchs ein wichtiger Aspekt, um die Betriebskosten zu senken und die Umweltbelastung zu reduzieren.

4.2.5. Materialen und Umweltverträglichkeit

Konventionelle kapazitive Füllstandsensoren und Kompensatoren werden vor allem aus Rohren gefertigt, die aus Aluminium oder Verbundwerkstoffen hergestellt werden [34], [38].

Korrosion entsteht an wasserstoffberührenden Teilen durch die niedrigen Temperaturen sowie die Wasserstoffversprödung. Die Versprödung ist ein Prozess, bei dem vor allem hochfeste Stähle und Verbundwerkstoffe [40] ihre Duktilität verlieren. Die ISO 21028-1:2016 gibt Anforderungen für die Kerbschlagfestigkeit von metallischen Werkstoffen für Verwendung unter – 80°C an [41]. Aluminium weist dabei bereits eine hinreichende Kerbschlagfestigkeit auf.

Auch Polymere treten mit Wasserstoff in Wechselwirkung. Zum Beispiel können Polymere durch die Absorption des gasförmigen Wasserstoffs quellen, sodass die Abmessungen von Bauteilen zunehmen und sich Risse bilden könnten. Ebenfalls können sich die mechanischen Eigenschaften durch die Wasserstoffverunreinigung verschlechtern.

Unabhängig von den Umgebungsbedingungen im Tank müssen die verwendeten Materialien der REACH-Verordnung entsprechen.

4.3. Entwurf einer ersten Systemarchitektur

Abgeleitet aus den Anforderungen sowie aus der Referenzarchitektur des AIRBUS A321 wird eine erste Systemarchitektur entwickelt. Da zum aktuellen Projektstand keine vollständigen Informationen vorliegen, wird im Rahmen des Projektes ein heuristischer Ansatz für den Systementwurf verfolgt. Zum Einsatz kommt hierbei der MATLAB® System Composer.

Im MATLAB® System Composer können Systeme mittels miteinander interagierenden Komponenten aufgebaut werden. Die Interaktionen werden durch Verknüpfungen, welche durch Input/Output-Beziehungen oder durch physikalische Verknüpfung ohne Richtungsbezug, modeliiert. Komponenten und Verknüpfungen können wiederum Stereotypen, wie z.B. das Komponentengewicht, zugeordnet werden. Die Stereotypen können anschließend skriptbasiert in MATLAB® zu weiteren Analysen ausgelesen werden. Jede

CC BY-ND 4.0

Komponente kann wiederum aus mehreren Sub-Komponenten bestehen, sodass komplexe Systemzusammenhänge hierarchisch aufgebaut werden können. Eine Korrelation und Verknüpfung zwischen Funktionsarchitektur und logischer/physikalischer Architektur ist möglich.

Der System Composer bietet ebenfalls die Möglichkeit die Anforderungen aus der MATLAB® Requirements Toolbox mit einzelnen Komponenten oder Verknüpfungen zu verbinden. In der Requirements Toolbox kann dann wiederum der Implementierungsstatus einzelner Anforderungen nachverfolgt werden. Der System Composer bietet ebenfalls die Möglichkeit verschiedene Varianten der Komponenten einzubinden. Im weiteren Projektverlauf ist es daher möglich, z.B. verschiedene Messverfahren in der Architektur abzubilden und zu analysieren.

Das BILD 5 zeigt eine erste physikalische Architektur des LH2-Füllmengenmesssystems auf der obersten Systemebene mit zwei exemplarisch eingeblendeten Anforderungen aus der MATLAB® Requirements Toolbox (#67, #77). Auf der obersten Ebene besteht die Architektur aus den beiden Tanks, je zwei elektronischen Tankeinheiten (Remote Data Concentrator), dem Avionik Netzwerk und zwei IMA Rechnern.

Jede Tankeinheit (Remote Data Concentrator) ist verbunden mit jeweils zwei Füllstandsensoren, zwei LOW LEVEL Sensoren (vgl. CS 1305), jeweils ein Kompensator für den flüssigen und ein Kompensator für den gasförmigen Wasserstoff (vgl. Kapitel 4.2.1 Präzision und Messgenauigkeit). Darüber hinaus ist jede Tankeinheit mit einem HIGH LEVEL Sensor verbunden. Zum jetzigen Arbeitsstand wurde noch keine Fehlerbaumanalyse durchgeführt, sodass die Anzahl der Sensoren nur eine Annahme ist. Der Ausfall einer einzelnen Komponente kann aber bereits nicht mehr zum Totalausfall führen (vgl. CS 25.1309). In der Basis-Systemarchitektur basieren zunächst alle Sensoren auf dem kapazitiven Messprinzip, da diese in Kerosintanks bereits die geforderte Zuverlässigkeit (vgl. Kapitel 4.2.1 Präzision und Messgenauigkeit) erfüllen. Weiterhin können diese kapazitiven Sensoren zu großen Teilen aus Aluminium gefertigt werden und erfüllen damit die Anforderungen zur Materialverträglichkeit (vgl. Kapitel 4.2.5 Materialien und Umweltverträglichkeit). Die Elektroden des kapazitiven Sensors müssen weiterhin elektrisch isoliert werden und einen festen Abstand einhalten. Hierzu werden üblicherweise Abstandsringe, hergestellt aus Polymeren, eingesetzt. Zum jetzigen Zeitpunkt des Projektes wurden zur Wasserstoffverträglichkeit geeigneter Kunststoffe noch keine Untersuchungen durchgeführt. Die elektrischen Spannungen zur Messung der Kapazitäten sind entsprechend Kapitel 4.2.4 Elektrische Systemintegration zu begrenzen.

Jeder Tank verfügt über zwei getrennte Tankeinheiten (Remote Data Concentrator), um beim Ausfall einer Tankeinheit weiterhin Sensorinformationen aus dem entsprechendem Tank zu erhalten (vgl. Kapitel 4.2.3. Sicherheit und Zuverlässigkeit). Die elektronischen Tankeinheiten dienen der Spannungsversorgung der Sensoren, der Analog-Digital-Wandlung der Messsignale sowie die Übertragung der Messsignale über das Avionik Netzwerk. Die Tankeinheiten werden in unmittelbarer Nähe des Tanks platziert und

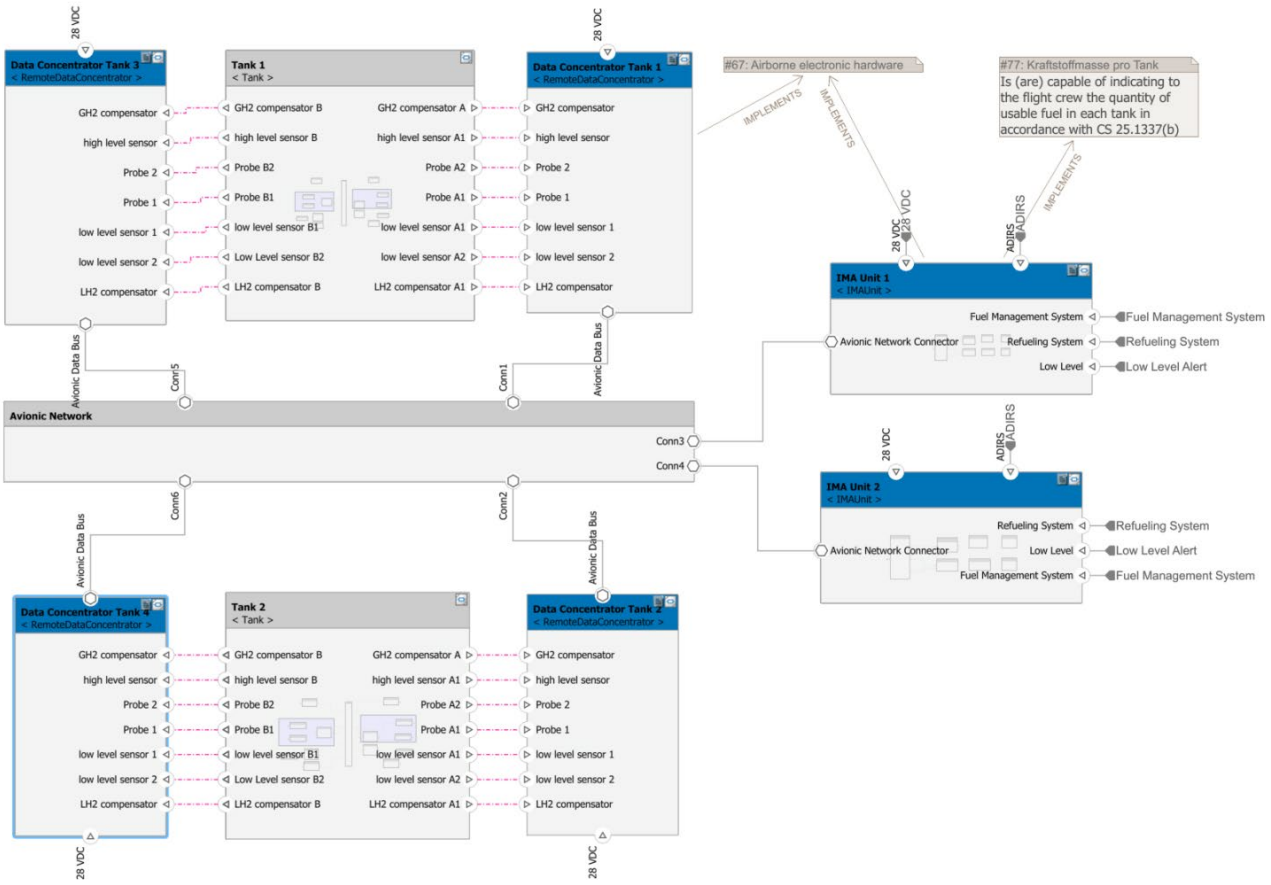

BILD 5: oberste Ebene der physikalische Architektur des LH2-Füllmengenmesssystems

CC BY-ND 4.0

verfügen weiterhin über geeignete Schutz- und Testschaltungen. Die Tankeinheiten können bei entsprechender Rechenkapazität auch Teile der Berechnungsfunktionen des FQIC übernehmen.

Die wesentlichen Berechnungen werden auf zwei verschiedenen IMA - Rechnern parallel gehostet. Die Berechnung der Füllmenge in Kilogramm, die Ausgabe der Meldungen und Warnungen an das ECAM/EICAS sowie Kraftstoffmanagementsystem und das Betankungssystem erfolgt parallel von beiden Rechnern. Weiterhin verfügt der Rechner über Testfunktionen, um z.B. den jeweiligen andern Rechner zu überwachen.

4.4. Implementierung der Systemelemente

MATLAB® System Composer bietet auch die Möglichkeit das Verhalten der einzelnen Subsysteme mittels Simulink® zu modellieren und somit modellbasiert auch Funktionen des Systems zu entwickeln und anschließend das Gesamtsystem zu simulieren.

Beispielhaft sei dies gezeigt an der Berechnung der Permittivität und der Dichte des Wasserstoffs. Die Funktion wird zur Bestimmung der Füllmenge in Kilogramm benötigt und könnten in den Tankeinheiten oder in den IMA Units integriert werden.

Die Berechnungen basieren auf der Kapazitätsmessung der Kompensatoren für LH2 und GH2. Der LH2-Kompensator ist dabei im unteren Bereich des Tanks zu montieren, sodass dieser immer in den flüssigen Wasserstoff eintaucht. Der GH2-Kompensator ist im oberen Bereich des Tanks einzubauen, sodass dieser immer von gasförmigen Wasserstoff umgeben ist. Wenn die Kompensatoren als Zylinderkondensator ausgeführt sind, folgt aus der elektrisch gemessenen Kapazität C die relative Permittivität ε_r des gasförmigen bzw. flüssigen Wasserstoffs mit

$$\varepsilon_\mathrm{r}(C) = C \cdot \frac{\ln\,(r_\mathrm{i}/r_a)}{2 \cdot Pi \cdot \varepsilon_0 \cdot H}. \tag{4}$$

In dieser Gleichung ist die Höhe des Kompensators H und die Radien der äußeren r_a und inneren r_i Elektrode enthalten. Die Dichte des gasförmigen oder flüssigen Wasserstoffs kann anschließend über die Clausius-Mossotti-Gleichung

$$\rho(\varepsilon_\mathrm{r}) = \frac{\varepsilon_\mathrm{r} - 1}{\varepsilon_\mathrm{r} + 2} \cdot \frac{M_\mathrm{m}}{P_\mathrm{m}} \tag{5}$$

mit der molaren Masse $M_m = 2{,}01588 \cdot 10^3\ \mathrm{kg/mol}$ und der molaren Polarisierbarkeit $P_\mathrm{m} = 2{,}0372 \cdot 10^{-9}\ \mathrm{m^3/mol}$ für Parawasserstoff berechnet werden. Für Orthowasserstoff setzt man $P_\mathrm{m} = 2{,}0279 \cdot 10^{-9}\ \mathrm{m^3/mol}$ an.

Für die Funktionsimplementierung wurden die Gleichung (4) und (5) durch ein einfaches Simulink® Modell in das Modell der Systemarchitektur integriert. Im weiteren Projektverlauf soll mit Hilfe der implementieren Funktionen die verknüpften Anforderungen verifiziert werden.

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Diese Studie hat gezeigt, dass Füllstandsensoren für die Erfassung der Füllmenge in Kilogramm sowie spezifischer Füllstände grundsätzlich allein auf Basis des kapazitiven Messverfahrens auch in LH2-Tanks möglich sind. Aussagen zur Genauigkeit des Verfahrens konnten bisher noch nicht getroffen werden. Weitere Messprinzipien sind ebenfalls einsetzbar, sie weisen aber einen deutlich geringen Technologiereifegrad auf.

Die im Rahmen des Projektes erprobten Werkzeuge zur modellbasierten Entwicklung mittels MATLAB® System Composer bis hin zur Implementierung des Verhaltens einzelner Komponenten in Simulink® eröffnet die Möglichkeit im weiteren Projektverlauf das System vollständig bis zu einem gewissen Detailierungsgrad abzubilden. Die bisher erarbeiteten Anforderungen sollen im weiteren Projektverlauf anhand der Hauptmerkmalsliste für mechatronische Systeme gemäß VDI/VDE 2206 – Entwicklung mechatronischer Systeme überprüft und erweitert werden. Weiterhin sollen auch verschiedene Varianten der Systemarchitektur sowie alternative Messprinzipien integriert werden, um so Vergleichsstudien durchführen zu können.

6. DANKSAGUNG

Das Projekt PRECISE - Modellbasierte Entwicklung und experimentelle Erprobung von Sensortechnologien für Tanks mit kryogenen Wasserstoff wird gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Klima im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramm 6.3. Die Projektpartner sind die AUTOFLUG GmbH als Industriepartner und die Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.

[1] R. Langton, Clark, Chuck, und Hewitt, Martin / Richards, Lonnie, *Aircraft Fuel Systems*, 1. Auflage. in Aerospace Series. Wiley & Sons Ltd, 2009.

[2] „Aerospace fuel measurement and management systems“, Eaton. Zugegriffen: 26. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.eaton.com/us/en-us/products/fuel-systems-emissions-components/aerospace-fuel-solutions/systems-overview.html

[3] Valerie Rappe, „Fuel Gauging Systems - Ametek SFMS“, What is the Aircraft Fuel Gauging System? Zugegriffen: 23. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.ameteksfms.com/pressreleases/articles/2021/july/fuel-gauging-systems

[4] W. A. Olsen, „A Survey of Mass and Level Gauging Techniques for Liquid Hydrogen“, in *Advances in Cryogenic Engineering*, Boston. doi: https://doi.org/10.1007/978-1-4757-0528-7_42.

[5] K. Matsumoto, M. Sobue, K. Asamoto, Y. Nishimura, S. Abe, und T. Numazawa, „Capacitive level meter for liquid hydrogen“, *Cryogenics*, Bd. 51, Feb. 2011, doi: 10.1016/j.cryogenics.2010.11.005.

[6] M. G. Millis, R. T. Tornabene, J. M. Jurns, M. D. Guynn, T. M. Tomsik, und T. J. VanOverbeke, „Hydrogen Fuel System Design Trades for High-Altitude Long-Endurance Remotely- Operated Aircraft“, E-16800, März 2009. Zugegriffen: 27. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://ntrs.nasa.gov/citations/20090013674

[7] G. L. Mills, B. Buchholtz, und A. Olsen, „Design, fabrication and testing of a liquid hydrogen fuel tank for a

CC BY-ND 4.0

long duration aircraft“, *AIP Conf. Proc.*, Bd. 1434, Nr. 1, S. 773–780, Juni 2012, doi: 10.1063/1.4706990.

[8] W. Johnson, „Liquid Hydrogen and other Cryogenic Instrumentation Experience at NASA Glenn“, gehalten auf der Energy & Mobility Technology, Systems and Value Chain Conference & Expo, 31. August 2023. [Online]. Verfügbar unter: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20230012808/downloads/Instrumentation%20Experience_v2.pdf

[9] „Demaco Level Sensor and Level Controller“, Demaco Cryogenics. Zugegriffen: 23. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://demaco-cryogenics.com/products/level-controller-level-sensor/

[10] V. G. KG, „Liquid hydrogen level measurement - hydrogen tanker transport“, VEGA. Zugegriffen: 23. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.vega.com/en-us/industries/energy/hydrogen/hydrogen/hydrogen-tanker-with-liquid-hydrogen

[11] K. Kajikawa *u. a.*, „Proposal of a New Type of Superconducting Level Sensor for Liquidhydrogen with MgB2 Wires“, *Phys. Procedia*, Bd. 36, S. 1396–1401, Jan. 2012, doi: 10.1016/j.phpro.2012.06.311.

[12] M. Takeda, Y. Matsuno, I. Kodama, und H. Kumakura, „CHARACTERISTICS OF MGB2 SENSOR FOR DETECTING LEVEL OF LIQUID HYDROGEN“, *AIP Conf. Proc.*, Bd. 985, Nr. 1, S. 933–939, März 2008, doi: 10.1063/1.2908691.

[13] Kazuma Maekawa, Yuuki Miyake, Minoru Takeda, und Hiroaki Kumakura, „Sloshing Measurements inside a Liquid Hydrogen Tank with External-Heating-Type MgB2 Level Sensors during Marine Transportation by the Training Ship Fukae-Maru“, *State-of-the-Art Sensors Technology in Japan 2018*, 30. Oktober 2018. Zugegriffen: 23. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.mdpi.com/1424-8220/18/11/3694

[14] K. Maekawa, M. Takeda, Y. Matsuno, S. Fujikawa, T. Kuroda, und H. Kumakura, „Fundamental Study of Tank with MgB2 Level Sensor for Transportation of Liquid Hydrogen“, *Phys. Procedia*, Bd. 67, S. 1164–1168, Jan. 2015, doi: 10.1016/j.phpro.2015.06.181.

[15] P. J. Dempsey und R. Fabik, „Using Si Diodes To Detect H2 Liquid/Vapor Interfaces“, LEW-15860, Nov. 1994. Zugegriffen: 23. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://ntrs.nasa.gov/citations/19940000628

[16] M. Futamura, T. Oikawa, S. Miura, und H. Okamoto, „All-optical non-contact level sensor for liquid hydrogen“, *J. Phys. Conf. Ser.*, Bd. 2545, Nr. 1, S. 012033, Juli 2023, doi: 10.1088/1742-6596/2545/1/012033.

[17] A. Nakano und T. Nishizu, „Experimental study of liquid level gauge for liquid hydrogen using Helmholtz resonance technique“, *Cryogenics*, Bd. 77, S. 43–48, Juli 2016, doi: 10.1016/j.cryogenics.2016.04.011.

[18] Thomas Meyerhoff (Taufkirchen), Helge Geisler (Hamburg), Lionel Zoghaib (Blagnac), Gerrit Schramm (Taufkirchen), Kevin Crosby (Kenosha, WI), „Filling level monitoring device for a fluid gas container, hydrogen tank and aircraft comprising such hydrogen tank“, 11988542

[19] V. Weinig, „Modellbasierte Entwicklung eines nicht-invasiven Füllmengenmessverfahrens für Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen“, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Hamburg, Studentische Projektarbeit, Juni 2024.

[20] G. Zimmerli, M. Asipauskas, J. Wagner, und J. Follo, „Propellant Quantity Gauging Using the Radio Frequency Mass Gauge“, in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi: 10.2514/6.2011-1320.

[21] G. Zimmerli, K. Vaden, M. Herlacher, D. Buchanan, und N. Van Dresar, „Radio Frequency Mass Gauging of Propellants“, in *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Jan. 2007. doi: 10.2514/6.2007-1198.

[22] Lufthansa Technik, „Training Manual A318/A319/A320/A321 - ATA 28 Fuel System“. Zugegriffen: 19. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.studocu.com/ph/document/philippine-state-college-of-aeronautics/aircraft-maintenance-technology/320-fuels/91158212

[23] „ARP4754B: Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems - SAE International“. Zugegriffen: 27. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.sae.org/standards/content/arp4754b/

[24] H. Zhao, W. K. Wu, X. M. Hu, Y. Q. Guo, C. Zhang, und G. X. Hao, „A SysML-centric integration framework for helicopter fuel system development“, *J. Phys. Conf. Ser.*, Bd. 2472, Nr. 1, S. 012040, Mai 2023, doi: 10.1088/1742-6596/2472/1/012040.

[25] C. Pessa, M. Cifaldi, E. Brusa, D. Ferretto, K. M. N. Malgieri, und N. Viola, „Integration of different MBSE approaches within the design of a control maintenance system applied to the aircraft fuel system“, in *2016 IEEE International Symposium on Systems Engineering (ISSE)*, Okt. 2016, S. 1–8. doi: 10.1109/SysEng.2016.7753138.

[26] C. Stigliani, D. Ferretto, C. Pessa, und E. Brusa, „A Model Based Approach to Design for Reliability and Safety of Critical Aeronautic Systems“, gehalten auf der INCOSE Italia Conference on Systems Engineering, 2016. Zugegriffen: 26. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.semanticscholar.org/paper/A-Model-Based-Approach-to-Design-for-Reliability-of-Stigliani-Ferretto/ae6c76509eae8ffec181a35dbb1a59fcb3f7cfeb

[27] N. Kuelper, T. Bielsky, J. Broehan, und F. Thielecke, *Model-based Framework for Data and Knowledge-Driven Systems Architecting Demonstrated on a Hydrogen-Powered Concept Aircraft*. 2023.

[28] Nathalie Zajaczkowski, Stephanie Contaut, Mohamed Aly, und Andrew Masson, „Cryogenic Hydrogen Fuel System Technical Report“, FZO-PPN-REP-0024, 2022.

[29] Andrew Rolt und Jon Huete Anton, „Report to Fly Zero on LH2 Tank Design“, Cranfield University, FZ_SoW_0009, Jan. 2022.

[30] S. Beddoes, „Regional Aircraft Concept Report“, Aerospace Technology Institute, FZO-AIN-REP-0008, März 2022.

[31] David Debney, „Zero-Carbon Emission Aircraft Concepts“, Aerospace Technology Institute, FZO-AIN-REP-0007, März 2022. Zugegriffen: 2. September 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.ati.org.uk/wp-content/uploads/2022/03/FZO-AIN-REP-0007-FlyZero-Zero-Carbon-Emission-Aircraft-Concepts.pdf

[32] S. Ghafri *u. a.*, „Modelling of Liquid Hydrogen Boil-Off“, *Energies*, Bd. 15, S. 1149, Feb. 2022, doi: 10.3390/en15031149.

[33] R. D. Keys, T. F. Kiefer, und F. R. Schwartzberg,

CC BY-ND 4.0

„Determination of low-temperature fatigue properties of structural metal alloys Final report, Jul. 1964 - Aug. 1965“, NASA-CR-67818, Okt. 1965. Zugegriffen: 2. September 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://ntrs.nasa.gov/citations/19660001322

[34] AUTOFLUG, „Fuel Gauge Transmitter“. Zugegriffen: 22. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.autoflug.com/wp-content/uploads/2020/02/AUTOFLUG_FGT_multifunct_EN_2-2020-web.pdf

[35] „AIR1184B: Capacitive Fuel Gauging System Accuracies - SAE International“. Zugegriffen: 22. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.sae.org/standards/content/air1184b/

[36] *European Technical Standard Order C55a - FUEL AND OIL QUANTITY INSTRUMENTS*, 2022. [Online]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/download/etso/CS-ETSO_C55a_A1_amd17.pdf

[37] „AIR5691B: Guidance for the Design and Installation of Fuel Quantity Indicating Systems (FQIS) - SAE International“. Zugegriffen: 21. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.sae.org/standards/content/air5691b/

[38] Safran, „Aircraft Fuel Systems Capabilities“. Zugegriffen: 27. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: https://www.safran-group.com/download/media/370959

[39] *MIL-G-26988G: GAGE, LIQUID QUANTITY, CAPACITOR TYPE TRANSISTORIZED, GENERAL SPECIFICATION FOR*, MILITARY SPECIFICATION.

[40] Z. Sápi und R. Butler, „Properties of cryogenic and low temperature composite materials – A review“, *Cryogenics*, Bd. 111, S. 103190, Okt. 2020, doi: 10.1016/j.cryogenics.2020.103190.

[41] *DIN EN ISO 21028-1:2017-01, Kryo-Behälter - Zähigkeitsanforderungen an Werkstoffe bei kryogenen Temperaturen - Teil 1: Temperaturen unter -80 °C*. doi: 10.31030/2461739.

CC BY-ND 4.0