



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Masterarbeit

Amin Hasu

Sensorik für die Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

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

Amin Hasu

**Sensorik für die Erfassung von
Füllständen in Flüssigwasserstofftanks
in Flugzeugen**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

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

in Zusammenarbeit mit:
ZAL Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung GmbH
Fuel Cell & Electrical Power Systems
Hein-Saß-Weg 22.
21129 Hamburg

Erstprüfer/in: Prof. Dr.-Ing. Kay Kochan
Zweitprüfer/in: Dr. Sebastian Altmann

Abgabedatum: 26.05.2022

Zusammenfassung

Amin Hasu

Thema der Bachelorthesis

Sensorik für die Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen

Stichworte

Kryotechnik, Füllstandsmessung, Wasserstoff, Messsysteme

Kurzzusammenfassung

Die vorliegende Masterarbeit befasst sich mit der Sensorik für die Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen. Das Ziel dieser Arbeit ist es ein geeignetes Messverfahren zur Füllstandsmessung eines kryogenen Wasserstofftanks in einem Flugzeug zu ermitteln. Hierfür wird zunächst ein Einblick in den Entwicklungsstand des Kraftstofftanks und möglicher Füllstandssensoren gegeben, dies ist erforderlich um ein passendes Messsystem zu ermitteln. Unter Berücksichtigung der Anforderungen werden Lösungsvarianten erarbeitet und nach der VDI 2225 bewertet. Der parallel supraleitende MgB_2 -Füllstandssensor ist mit seinem angewandten Messverfahren auf dem höchsten Entwicklungsniveau im Bereich der Füllstandsmessung von kryogenen Wasserstoff. Trotz alledem erfordert die Festlegung auf ein passendes Messsystem für den Betrieb in einem Flugzeug weitere Forschungs- und Entwicklungsarbeiten.

Amin Hasu

Title of the paper

Sensor technology for the detection of fuel level in liquid hydrogen tanks in aircraft

Keywords

cryogenics, level measurement, hydrogen, measurement systems

Abstract

This master thesis deals with sensor technology for the detection of liquid hydrogen tank levels in aircrafts. The aim of this thesis is to determine a suitable measurement method for level measurement of a cryogenic hydrogen tank in an aircraft. For this purpose, first an insight into the development status of the fuel tank and possible level sensors is given, this is necessary to determine a suitable measurement system. Taking the requirements into account, solution variants are developed and evaluated according to VDI 2225. The parallel superconducting MgB_2 level sensor with its applied measuring method is at the highest level of development in the field of level measurement of cryogenic hydrogen. Despite all this, the determination of a suitable measuring system for operation in an aircraft requires further research and development work.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	iii
Tabellenverzeichnis	iv
Symbolverzeichnis	v
Abkürzungsverzeichnis	vi
1 Einleitung	1
1.1 Problemstellung und Zielsetzung der Arbeit.....	1
2 Stand der Technik.....	3
2.1 Design eines Flüssigwasserstofftanks.....	4
2.1.1 Dimensionierung und Standort des Tanks	5
2.1.2 Werkstoffe.....	7
2.1.3 Tankisolierung.....	9
3 Theoretische Grundlagen	13
3.1 Messgerät - Sensor	14
3.1.1 Kapazitive Sensoren	16
3.1.2 Hochtemperatursupraleiter (HTSL) Sensoren.....	19
3.1.3 Surface Acoustic Wave (SAW)-Sensor	24
4 Methodischer Konstruktionsprozess.....	27
4.1 Anforderungen	28
4.2 Ermittlung von Funktionen und deren Strukturen	29
4.2.1 Gesamtfunktion.....	29
4.3 Lösungsfindung.....	31
4.4 Morphologischer Kasten.....	32
4.4.1 Lösungsauswahl und Lösungsbewertung	33

5	Konzeptentwicklung Messverfahren.....	36
5.1	Messsystem	36
5.2	Auswahl des Messsystems	38
6	Simulation des Messsystems	41
6.1	Simulation der Lösungsvarianten	41
6.1.1	Simulation - Parallel supraleitender MgB ₂ -Füllstandssensor.....	41
6.1.2	Simulation- Kapazitiver Sensor	42
7	Zusammenfassung und Ausblick.....	43
8	Literaturverzeichnis.....	45
Anhang	I
A.	Aufgabenstellung	I
B.	Anforderungsliste	III
C.	Simulation des Messsystems	V
C.1	Simulation - Parallel supraleitender MgB ₂ -Füllstandssensor.....	V
C.2	Simulation - Kapazitiver Füllstandssensor	VI
C.2.1	MATLAB App Designer Oberfläche - kapazitiv	VI
C.2.2	Simulation der Füllstandsmessung - kapazitiv	VI
C.2.3	Berechnungen der Gesamtkapazitäten.....	VII

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1: Airbus ZEROe Konzeptflugzeuge [3].....	1
Abbildung 2.1: Konzeptflugzeug FlyZero Narrowbody [13]	4
Abbildung 2.2: Prinzipielle Geometrie für einen Zylindertrank [2].....	6
Abbildung 2.3: Idealisierte Tankkonfiguration im Rumpf [13]	7
Abbildung 2.4: Tankmassen Verbundwerkstoffe vs. Aluminium [13].....	8
Abbildung 3.1: Übersicht Entwicklungsprozess eines Kraftstoffsystems [7]	13
Abbildung 3.2: Vereinfachte Darstellung eines Messprozesses nach [20]	15
Abbildung 3.3: Aufbau eines Sensors [26]	16
Abbildung 3.4: Ausführungsformen für kapazitive Sensoren [19].....	17
Abbildung 3.5: Beispiel für eine kapazitive Füllstandsmessung nach [19].....	19
Abbildung 3.6: Prinzip des extern beheizten MgB ₂ Füllstandssensor [24].....	21
Abbildung 3.7: Prinzip des parallel supraleitenden MgB ₂ -Füllstandssensors [25]	22
Abbildung 3.8: Prinzipieller Aufbau eines funkauslesbaren Sensorsystems [26].....	24
Abbildung 3.9: Schema eines kontaktlosen OFC-RFID-Tag-Sensoren [10].....	24
Abbildung 3.10: Schema für den Einsatz von SAW-Sensoren [10]	26
Abbildung 4.1: Arbeitsschritte nach VDI-Richtlinie 2221 [27]	27
Abbildung 4.2: Allgemeine Funktionsstruktur nach [18].....	29
Abbildung 4.3: Black Box des Messsystems [18]	30
Abbildung 4.4: Funktionsstruktur des Messsystems.....	30
Abbildung 4.5: Übersicht der Methoden zur Lösungsfindung [18]	32
Abbildung 6.1: Flussdiagramm MgB ₂ -Sensor nach [28]	42

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1: Technische Daten Airbus A320neo / FlyZero Narrowbody [11]	5
Tabelle 4.1: Prinzip des morphologischen Kastens	33
Tabelle 4.2: Auswahl relevanter Lösungsvarianten	33
Tabelle 4.3: Gewichtungsmatrix	34
Tabelle 4.4: Bewertungsmatrix für die Nutzwertanalyse	35
Tabelle 4.5: Bewertungssystem der Nutzwertanalyse [18]	35
Tabelle 5.1: Morphologischer Kasten Messeinrichtungen und Messsystem	36
Tabelle 5.2: Überprüfung der Anforderungen	38
Tabelle 5.3: Gewichtung der Anforderungen	39
Tabelle 5.4: Bewertungsmatrix der Lösungsvarianten	39

Symbolverzeichnis

<u>Formelzeichen</u>	<u>Benennung</u>	<u>Einheit</u>
A	Querschnitt / Fläche	m ²
c	Schallgeschwindigkeit	m/s
C	Kapazität	F
D	Durchmesser	mm
d	Dicke	mm
F	Kraft	N
f	Frequenz	Hz
H	Länge / Höhe; Maximalfüllstand	M
h	Füllstand	mm
I	Stromstärke	A
k	Korrekturfaktor	
L	Abstand	mm
l	Länge	mm
m	Masse	kg
p	Druck	PA
q	Massenstrom	Kg/s
R	elektrischer Widerstand	Ω
r	Radius	mm
T	Temperatur	K
t	Zeit	s
U	Spannung	V
V	Volumen	m ³
ρ	Dichte	$\frac{g}{cm^3}$

Abkürzungsverzeichnis

HTSL	Hochtemperatur Supraleiter
IDT	Interdigitalwandler
LH ₂	Liquid Hydrogen (flüssiger Wasserstoff)
LHe	Liquid Helium (flüssiges Helium)
LiNbO ₃	Lithiumniobat
OFC	Orthogonal Frequency Coded
RF	Radiofrequenz
RFID	Radio Frequency IDentification
SAW	Surface Acoustic Wave

1 Einleitung

Im Rahmen dieser Masterarbeit wurde in Zusammenarbeit mit dem ZAL Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung ein geeignetes Messsystem zur Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen ermittelt.

1.1 Problemstellung und Zielsetzung der Arbeit

Der heutige Flugzeugbau verfügt über eine nie zuvor dagewesene Effizienz. Damit einhergehend werden große Schritte in Richtung unserer globalen Klimaschutzverpflichtungen in Bezug auf Kohlenstoffemissionen gemacht, indem die heutzutage hergestellten Flugzeuge zunehmend mit alternativen Brennstoffen betrieben werden.

Stellen Sie sich nun vor es wäre möglich die Kohlenstoffemissionen gänzlich zu eliminieren. Um diese Vorstellung verwirklichen zu können, wurde von Airbus das Forschungsprojekt ZeroE ins Leben gerufen.



Abbildung 1.1: Airbus ZEROe Konzeptflugzeuge [3]

Der Firma Airbus ist es im Rahmen des Projektes ZEROe gelungen drei Flugzeugkonzepte zu entwickeln, welche eine Vision für die nächste Generation von Verkehrsflugzeugen in den Marktsegmenten Regional-, Schmalrumpf-, und Flugzeugen mittlerer Größe darstellen (vgl. Abbildung 1.1). Diese Flugzeuge verfügen über ähnliche Fähigkeiten wie die heutigen Flugzeuge und gleichzeitig sind sie im

Stände, die Kohlenstoffemissionen während des Fluges gänzlich zu eliminieren, indem sie mit Flüssigwasserstoff angetrieben werden.

Nach der Bewertung der Machbarkeit aller kohlenstofffreien Energiequellen kam man zu der Erkenntnis, dass grüner Flüssigwasserstoff der vielversprechendste kohlenstofffreie Treibstoff für Verkehrsflugzeuge ist. Jener grüne Wasserstoff wird aus 100 % erneuerbaren Energien hergestellt und in flüssigem Zustand unter kryogenen Temperaturen gespeichert. Dieser Wasserstoff bietet dem Luftverkehr die Chance auf langfristiges Wachstum, ohne dabei wie bisher die Atmosphäre zu schädigen.

Die Anpassung der kryogenen Tanktechnologie für Verkehrsflugzeuge stellt die Luftfahrttechnik vor einige große Herausforderungen im Design- und Fertigungsprozess. Das Treibstoffsystem wird sehr viel komplexer sein als bei einem herkömmlichen Kerosin-Flugzeug, weil es aufgrund der Erwärmung des Wasserstoffs zum sogenannten Boil-off kommt, was die Änderung des Aggregatzustands von flüssig zu gasförmig beschreibt.

Die Erfassung der korrekten Füllmenge der Wasserstofftanks ist daher ein entscheidender Technologiebaustein. Dass es sich dabei um einen Füllstandssensor mit hoher Auflösung und guter Reproduzierbarkeit handeln soll, ist für die genaue Kontrolle des LH₂-Niveaus von essenzieller Wichtigkeit. Im Rahmen dieser Masterarbeit soll ein geeignetes Messverfahren zur Füllstandsmessung eines kryogenen Wasserstofftanks in einem Flugzeug ermittelt werden.

2 Stand der Technik

Im folgenden Abschnitt wird der Entwicklungsstand und die Einschränkungen während der Konstruktion eines Kraftstofftanks für kryogenen Wasserstoff für die Anwendung in Flugzeugen dargestellt.

Neben dem Airbus Projekt ZEROe hat auch das Aerospace Technology Institute (ATI) im Rahmen des Projektes FlyZero drei Konzeptflugzeuge entwickelt, die mit flüssigem Wasserstoff betrieben werden sollen. [11] Ziel dieser Projekte ist es, das Potenzial der kohlenstofffreien Flugtechnologie zu verstehen und zu demonstrieren. Das Design und die Integration von Tankstrukturen sind dabei entscheidend für die Leistung zukünftiger Wasserstoffflugzeuge.

Für die weiteren Untersuchungen bezieht sich der Umfang dieser Arbeit auf das Konzept der Schmalrumpfflugzeuge (Airbus Turbofan u. FlyZero Narrowbody, vgl. Abbildung 2.1). Die Forschungsarbeiten zu diesem Konzept sind am weitesten fortgeschritten, und gleichzeitig ist es der größte und wettbewerbsfähigste Bereich der kommerziellen Luftfahrt. Die Anforderungen an das Konzeptflugzeug von Airbus als auch von ATI wurden so festgelegt, dass es als Referenzflugzeug zum Airbus A320neo dienen soll.

Das Vorgehen der schriftlichen Ausarbeitung wurde mit dem Hintergrundgedanken gewählt, dass zu Anfang ein Überblick über den Aufbau und die Funktionalität der Flüssigwasserstofftanks gegeben wird. Die Einarbeitung in das Thema Speicherung von Flüssigwasserstoff in Flugzeugen soll ein besseres Verständnis für die darauf folgende Messsystemauswahl ermöglichen.

Die Daten über die Herstellung kryogener Kraftstoffspeicher im Luftfahrtbereich sind sehr begrenzt. Airbus hat nur wenige Informationen zum derzeitigen Entwicklungsstand veröffentlicht. Vieles unterliegt strenger Geheimhaltung, dadurch gestaltet sich die Recherche nach vergleichbaren technischen Standards äußerst schwierig. Auf Grund dessen wird sich im Folgenden überwiegend auf die Veröffentlichungen des ATI bezogen.

2.1 Design eines Flüssigwasserstofftanks

Die Konstruktion des Treibstofftanks für flüssigen Wasserstoff wird komplexer sein als bei einem herkömmlichen Kerosin-Flugzeug. Der wichtigste Aspekt während der Konstruktion des Tanks ist neben der Sicherheit die Kontrolle über den Druck und die Temperatur im Tank. Kryogener Wasserstoff wird bei einer Temperatur von ca. 20 K bzw. -253°C gelagert, dabei muss ein enger Temperaturbereich aufrechterhalten werden, um ein Verdampfen zu verhindern. Die Speicherung des Wasserstoffs im flüssigen Zustand wird durch die hohe Dichte und den relativ gering benötigten Tankdruck bestimmt. Die erforderliche Masse des Kraftstoffs ist dabei etwa drei Mal geringer als die von herkömmlichem Düsentreibstoff, jedoch ist das Speichervolumen aufgrund der deutlich geringeren Dichte etwa viermal größer. Der Tank wurde in Übereinstimmung mit den geltenden CS-25-Vorschriften entwickelt, und gewährleistet das gleiche Maß an Sicherheit und Integrität wie ein herkömmlicher Kraftstofftank.

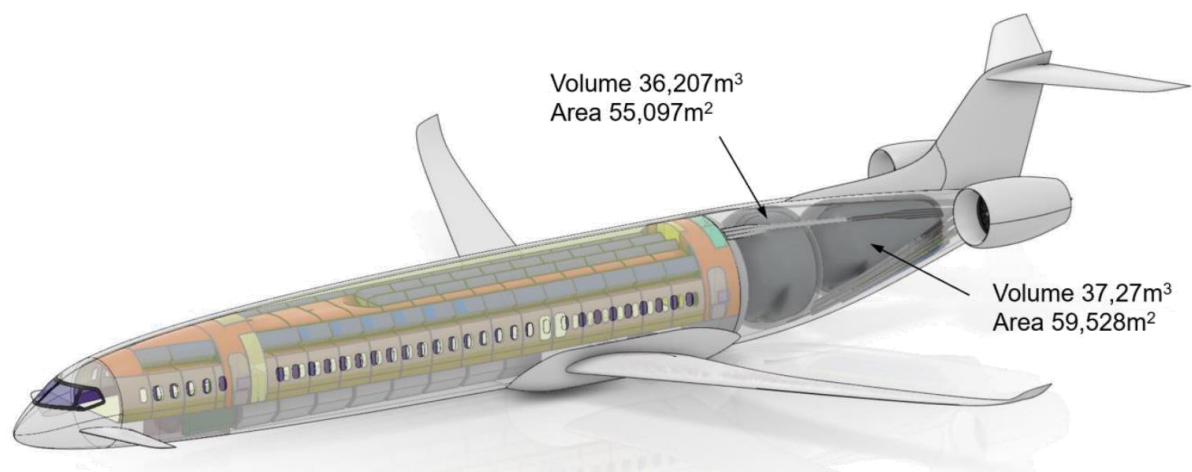


Abbildung 2.1: Konzeptflugzeug FlyZero Narrowbody [13]

Der Kraftstoff wird am Boden bei kryogenen Temperaturen in den Tank gefüllt, dafür wird er zunächst gespült und abgekühlt. Bei einem Betriebsdruck, etwas über den Atmosphärendruck, von ca. 1,5 bar wird sichergestellt, dass keine Luft in den Tank eindringt und eine ausreichende Netto-Saughöhe für die Kraftstoffpumpe gewährleistet wird. Die Tankkonfiguration wurde so definiert, dass die Anforderungen an Gewicht, Platz und thermischen Leistungen innerhalb des Rumpfes erfüllt werden.

2.1.1 Dimensionierung und Standort des Tanks

Das Konzeptflugzeug von ATI ist für eine Reichweite von ca. 4450 km ausgelegt und übertrifft damit das Referenzflugzeug um 1250 km bei derselben Anzahl an Sitzplätzen, Reisegeschwindigkeit und Flughöhe (vgl. Tabelle 2.1). [11]

Technische Daten	A320neo	FlyZero Narrowbody
Länge	37,60 m	44,80 m
Spannweite	35,80 m	39,30 m
Höhe	12,50 m	10,60 m
Max. Startgewicht	73,5 t	70,7 t
Max. Reisegeschwindigkeit	840 km/h	840 km/h
Max. Flughöhe	11.000 m	11.000 m
Reichweite	3.200 km	4.450 km

Tabelle 2.1: Technische Daten Airbus A320neo / FlyZero Narrowbody [11]

Die Treibstoffspeicherung erfolgt dabei in zwei großen, isolierten Tanks, deren Dimensionierung maßgeblich von ihrer Bauform und dem Verhältnis von Oberfläche zu Volumen abhängt (vgl. Abbildung 2.2). Die Tankoberfläche muss minimiert werden, um den Wärmeeintrag in den Tank und damit das Verdampfen des Wasserstoffs zu reduzieren. Aufgrund dessen ist eine kugelförmige Tankform am effizientesten. Kugelförmige Tanks sind am besten geeignet, um auf Druckbelastungen zu reagieren, jedoch ist das Volumen durch den verfügbaren Raum im Rumpf begrenzt. Zylindrische Tanks mit geringen Seitenverhältnissen oder Tanks, welche an die Rumpfform angepasst werden, bieten ebenfalls einen angemessenen thermischen und gravimetrischen Wirkungsgrad, weshalb diese für die Konzeptflugzeuge ausgewählt wurden.

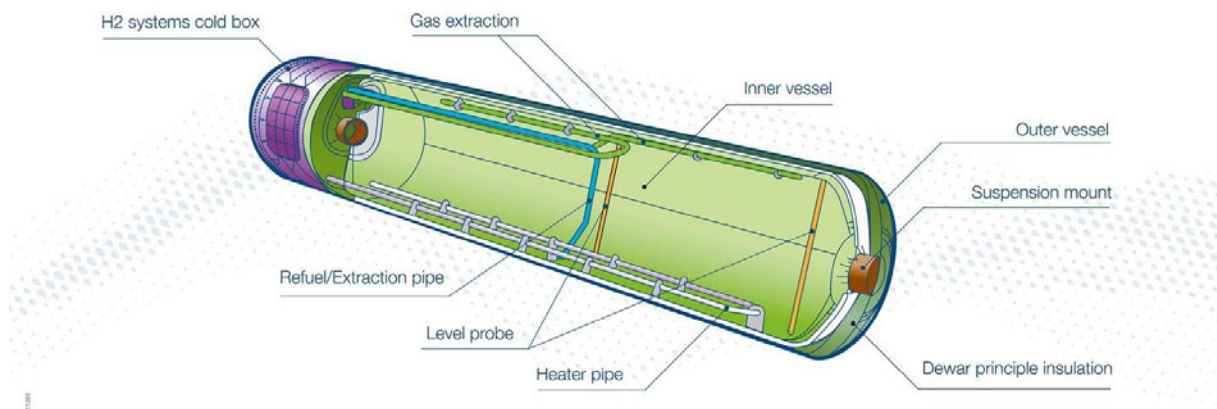


Abbildung 2.2: Prinzipielle Geometrie für einen Zylindertrank [2]

Das Innenvolumen des Tanks wird über den Kraftstoffbedarf für die vorgeschriebene Reichweite bestimmt. Dabei muss ein zusätzlicher Mindesttreibstoffanteil vorhanden sein, um Verluste durch Verdampfen, Leckage oder Volumenverluste durch interne Komponenten zu decken. Zur Auslegung des Tankvolumens müssen der Auslegungsbetriebsdruck und der Entlüftungsdruck ebenfalls berücksichtigt werden (vgl. Abschnitt 2.1.3). Ein Temperaturanstieg während der Ruhephase am Boden führt zu einer Erhöhung des Drucks, der entlüftet werden muss, um Schäden am Tank zu vermeiden. In den Tankanforderungen wurde dennoch festgelegt, dass der Tank diesem Druck standhalten muss und eine Entlüftung in die Atmosphäre, außer bei einem Notfall, komplett untersagt ist. Darüber hinaus geben die Zulassungsvorschriften ein Mindestmaß an Treibstoff für Notfälle vor, um z. B. Umleitungen oder Notlandungen zu ermöglichen.

Zur Kalkulation des benötigten Tankinnenvolumens wurde ein Sicherheitsfaktor als Prozentsatz des nutzbaren Kraftstoffvolumens ermittelt und eingeführt, welcher alle Verluste und Sicherheitsmaßnahmen berücksichtigt. Dieser Faktor macht die Berechnung des Tankinnenvolumens sehr einfach:

$$\text{Innenvolumen} = \text{nutzbares Kraftstoffvolumen} \times (1 + \text{Sicherheitsfaktor}) [13]$$

Die benötigte Menge an LH₂ macht es unmöglich, den Treibstofftank in die Tragflächen des Flugzeuges zu integrieren. Der verfügbare Platz in der Flugzeugstruktur erfordert einen Kraftstofftank, der an die Rumpfform angepasst wird. Die Unterbringung des Kraftstoffs in zwei separaten Tanks, im hinteren Teil des Flugzeuges

(vgl. Abbildung 2.3) hat sich unter Berücksichtigung der Leistung, der Sicherheit und des Volumens am vorteilhaftesten ergeben. Gründe dafür sind z. B. die langen Kraftstoffleitungen bei einer Platzierung des Tanks im vorderen Teil des Rumpfes oder der zusätzliche Luftwiderstand bei externen Tanks unter den Tragflächen.

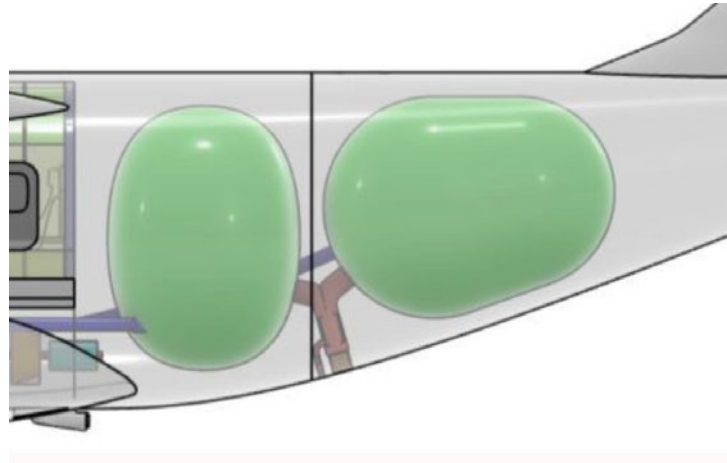


Abbildung 2.3: Idealisierte Tankkonfiguration im Rumpf [13]

Das Sicherheitsteam von FlyZero hat in ihren Anforderungen zwei getrennte Tanks vorgeschrieben, um besondere Risiken zu vermeiden und die Verfügbarkeit von Treibstoff zu gewährleisten. Die Tanks versorgen die Triebwerke unabhängig voneinander, dabei müssen sie sich auch gegenseitig mit Kraftstoff versorgen, damit im Falle eines Ausfalls ein Tank drei Viertel der aktuellen Kraftstoffkapazität während des Fluges bereitstellen kann. Während der Forschung hat sich zusätzlich herausgestellt, dass dieser Aufbau eine Verringerung des Gesamtlärms des Flugzeuges ermöglichen kann.

2.1.2 Werkstoffe

Für die Untersuchungen des Tankmaterials wird die in der Raumfahrt verwendete kryogene Temperaturspeicherlösung für flüssigen Wasserstoff stark berücksichtigt. Die Raumfahrtindustrie verwendet schon seit langem Wasserstoffantriebe, dabei ist das am häufigsten verwendete Material für den Treibstofftank eine Aluminiumlegierung. Für die Tankwände kommen aber auch Verbundwerkstoffe oder Hybride aus mehreren Materialien in Betracht. Zur Nutzung von Verbundwerkstoffen, unter kryogenen Bedingungen, sind die Daten über die Eigenschaften und das Verhalten nur begrenzt. Die NASA hat bereits Untersuchungen zur Verwendung von

faserverstärktem Verbundwerkstoff durchgeführt, wobei es noch einige Herausforderungen zu bewältigen gibt. Die Materialauswahl für Verkehrsflugzeuge kann allerdings nicht direkt aus der Raumfahrt übernommen werden, da in der Luftfahrt eine Lebensdauer von bis zu 70.000 Flugzyklen oder 25 Jahren angestrebt wird, wobei der Kraftstofftank während der gesamten Lebensdauer des Flugzeugs Thermischen- und Druckbelastungen ausgesetzt ist. In der Raumfahrtindustrie werden Trägerraketen im Vergleich meist für nur einen Flug konzipiert. Außerdem muss die geringe Viskosität und die kleine Atomgröße von Wasserstoff beachtet werden, wodurch er besonders anfällig für Leckagen ist. Die Leckagerate von flüssigem Wasserstoff ist etwa 100-mal so hoch wie die vom JP4-Düsentreibstoff.

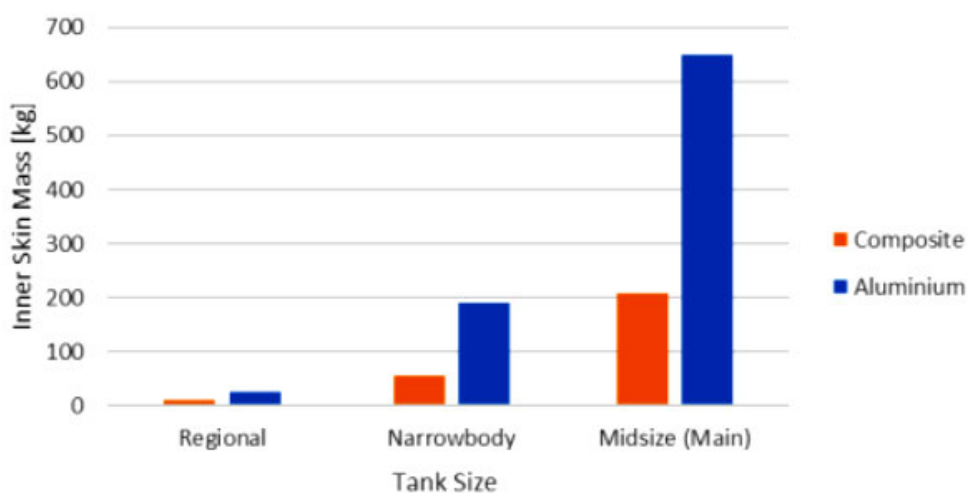


Abbildung 2.4: Tankmassen Verbundwerkstoffe vs. Aluminium [13]

In Abbildung 2.4 wird der Gewichtsunterschied für eine Tankinnenwand aus Aluminium und Verbundwerkstoffen dargestellt. Aufgeführt werden die berechneten Gewichte für die Wand und ihre Isolierung der drei Konzeptflugzeuge von FlyZero. Der Einsatz von Verbundwerkstoffen würde bei dem Narrowbody das Gewicht einer einzigen Wand um ca. 140 kg reduzieren. Die Gewichtseinsparung für die gesamte Tankkonstruktion würde über die Lebensdauer des Flugzeugs erhebliche Kosten- Nachhaltigkeitsvorteile erzielen, jedoch sind für die Verwendung von Verbundwerkstoffen als auch von Aluminium zunächst weitere Forschungen und Materialtests für kryogene Effekte als auch für Wasserstoffversprödung erforderlich, um sichere und zuverlässige Produkte entwickeln zu können. Airbus hat zu diesen Forschungszwecken spezielle

Entwicklungszentren errichtet, mit dem Ziel die Auswirkungen von Wasserstoff während der kommerziellen Lebensdauer des Flugzeugs zu verstehen.

Derzeitige Forschungsergebnisse über das Verhalten von Verbundwerkstoffen bei kryogenen Temperaturen nehmen zu und es wird davon ausgegangen, dass die Matrix um die Fasern herum bei niedrigen Temperaturen schrumpft und dadurch ihre Zugfestigkeit erhöht wird. Außerdem wurde festgestellt, dass die Zugfestigkeit von Verbundwerkstoffen höher als die von Aluminiumlegierungen ist, so dass dünnere Wände das Volumen der Tankhülle verringern könnten. Ein Nachteil ist jedoch die Anfälligkeit für Mikrorisse, die durch das Schrumpfen der Matrix oder durch ein schlechtes Legeverhalten während der Herstellung entstehen. Diese Mikrorisse wachsen durch zyklische Belastung und Kälteeinwirkung zu größeren und ernsthaften Schwachstellen im Material.

Nach einer Untersuchung der möglichen metallischen Werkstoffe wird zunächst die Aluminiumlegierung AL2219 mit einem Härtegrad von T87 als Ausgangsmaterial für die Konstruktion von Metalltanks verwendet. Um sicherzustellen, dass die Anforderungen an die Funktionalität der Komponenten für ein System mit flüssigem und gasförmigem Wasserstoff erfüllt werden können, wurde mit den gegebenen Daten zu den Aluminiumeigenschaften eine Abschätzung der Lebensdauer sowie eine Bewertung der Schadenstoleranzen und Dauerhaftigkeit der Struktur nach den Vorschriften der CS-25 durchgeführt. Es wurde festgestellt, dass bei einem Flugzeugtank besonders die thermischen Beanspruchungen beim Befüllen und Entleeren des Tanks die Lebensdauer beeinflussen werden.

2.1.3 Tankisolierung

Die Anforderungen an die Tankisolierung sind aufgrund der kryogenen Temperaturen besonders hoch. Die Konstruktion und die Materialien, die zur thermischen Isolierung des Tanks verwendet werden, sind äußerst wichtig, um die Verdampfung des Wasserstoffs zu verhindern. Um eine so niedrige Temperatur aufrechtzuerhalten, muss die Isolierung den Wärmeeintrag in den Tank minimieren und zusätzlich sollte die Oberflächentemperatur des Tanks oberhalb der Oberflächenfrosttemperatur liegen, um potenzielle Sicherheitsrisiken an Bord zu vermeiden. Gefordert wird eine

Isolierung, die leicht, effektiv und zuverlässig ist. Demzufolge dürfen kleinere Störungen nicht zum Komplettausfall der Isolierung führen.

Nach einer Reihe von Studien zieht das ATI zum derzeitigen Entwicklungsstand im Gegensatz zu Airbus noch die Schaumstoffisolierung für die Konzeptflugzeuge in Betracht und testet diese ausgiebig. Airbus hat ein Tankkonzept vorgestellt, das aus einer Innen- und einer Außenwand mit dazwischenliegendem Vakuum und einer speziellen mehrschichtigen Isolierung (MLI) besteht (vgl. Abbildung 2.2).

Die Befestigung der Schaumstoffisolierung am Tank kann mechanisch oder mit einem Klebstoff erfolgen. Die für die Raumfahrt entwickelten Schaumstoffe sind relativ einfache Lösungen, die sowohl an die Innen- als auch auf die Außenseite der Tankwand geklebt werden können. Informationen zum Verhalten des Schaumstoffes und des Klebstoffs über die längere Lebensdauer in der kommerziellen Luftfahrt sind jedoch nicht bekannt. Die externen Tanks der Raumfähre führten zu einer Begrenzung der maximalen Nutzungszeit auf wenige Monate.

Für die Entscheidung zwischen einer Schaumstoffisolierung und einer Vakuumisolierung hat die Tankform und insbesondere der Tankdurchmesser einen großen Stellenwert, weil die Größe des Durchmessers einen Einfluss auf den thermischen und gravimetrischen Wirkungsgrad hat. Es wurde eine Methode zur Dimensionierung der Schaumstoffisolierung entwickelt, welche die Druck- und Temperaturentwicklung während des Flugs und die Anforderungen an die Ruhezeiten am Boden berücksichtigt. Zur Berechnung wurde der maximal zu erwartende Betriebsdruck des Tanks auf 2 bar festgelegt und ein Abstand von 350 mm zwischen der Außenfläche und dem Rumpf beachtet, welcher zum Einbau und zu Wartungszwecken benötigt wird. Außerdem hat die Isolierung keine variable Leistung und muss so ausgelegt werden, dass sie der zu höchst erwartenden Wärmezufuhr standhält.

Die konzipierten Tanks mit einer Schaumstoffisolierung konnten den Anforderungen an der festgelegten Ruhezeit von zehn Stunden nach Beendigung des Tankvorgangs nicht erfüllen. Eine Dimensionierung mit einer geeigneten Dicke der Schaumstoffisolierung für den hinteren Tank war aufgrund der zu gering zulässigen

Wärmeableitung nicht möglich, dies kann auf die angepasste Tankform an den Rumpf zurückgeführt werden, wodurch er ein größeres Verhältnis von Oberfläche zu Volumen hat. Die Anpassung der Isolierung des vorderen Tanks würde die Dicke auf ca. 600 mm erhöhen und somit die angepasste Tankgröße den zugewiesenen Raum im Rumpf übersteigen. Dadurch wurde festgestellt, dass Tanks, die auf einen maximalen Betriebsdruck von 2 bar ausgelegt sind, eine Vakuumisolierung benötigen.

Vakuumisolierungen sind den Schaumstoffisolierungen zwar thermisch überlegen, jedoch sind sie komplexer, schwerer und möglicherweise auf zusätzliche Systeme zur Aufrechterhaltung des Vakuums an Board angewiesen. Reine Vakuumsysteme haben eine sehr effektive Isolierung, benötigen aber eine verstärkte Außenwand, um den Druckunterschied zwischen der Außenseite und dem inneren Vakuum zu widerstehen und eine Verformung zu vermeiden. Zur Minimierung der Wärmeübertragung und Konvektion wird der Vakuumphraum mit einer speziellen, mehrschichtigen Isolierung gefüllt. Die Verwendung eines Vakuums, kombiniert mit einer MLI, hat sich als sehr wirksam erwiesen, um den Tankinhalt vor einer Erwärmung durch Strahlung zu schützen. Die Isolierleistung des Systems ist um mehrere Größenordnungen besser als die eines Schaumstoffs. Durch die Dimensionierung des Tanks mit einem Vakuumsystem mit MLI konnte festgestellt werden, dass der konstruierte Tank sowohl die Anforderungen an die vorgeschriebene Kraftstoffmasse und Ruhezeit erfüllt als auch in die eingeschränkte Rumpfgröße passt. Aufgrund der sehr geringen Wärmeleitfähigkeit der Vakuum- und MLI-Schichten ist die Gesamtwandstärke relativ dünn und die Verdampfungsrate sehr gering. Der Abstand zwischen Innen- und Außenwand des Vakuumbehälters wird dabei konstant mit 12,5 mm angenommen. Die Simulation hat gezeigt, dass die Kraftstofftanks überdimensioniert konzipiert wurden. Durch eine Anpassung auf die exakt geforderte Kraftstoffmasse, kann eine Reduzierung des Gewichtes um 670 kg und eine Ruhezeit von 72 Stunden erreicht werden. Dadurch ergibt sich eine insgesamt kompakte Tankgröße. Das Gesamtgewicht des Tanks zwischen einem Schaumstofftank und einem Vakuumtank, beläuft sich auf ca. 1,3 Tonnen, jedoch ist der Schaumstofftank 2,44 m länger als der Vakuumtank.

Es besteht die Notwendigkeit einen Vergleich zwischen Schaumstofftanks und Vakuumtanks auf Flugzeugebene zu vollziehen, da die Nettoauswirkungen auf das Betriebsleergewicht so beurteilt werden können. Die Masse der Flugzeugzelle darf dabei nicht aus den Augen gelassen werden, da diese verlängert werden müsste, um die Schaumstofftanks unterzubringen. Eine zusätzliche Risikoanalyse der Isolationssysteme hat ergeben, dass die Vakuumisolierungen einen höheren technologischen Reifegrad als Schaumstoffisolierungen haben. Ausschlaggebend dafür ist das unbekannte Langzeitverhalten für Schaumstoffe und Klebstoffe, weshalb Vakuum zum derzeitigen Entwicklungsstand bevorzugt wird.

Die Isolierung könnte durch ein aktives Kühlsystem erweitert werden. Derzeit sind die Konzeptflugzeuge mit einem passiven Isolationssystem ausgestattet. Die kryogenen Temperaturen werden allein durch die Tankisolierung während der Dauer des Fluges, der Ruhezeit am Boden und nicht geplanten Verzögerungen gesteuert, weshalb keine zusätzliche Energiezufuhr erforderlich ist. Ein Ausfall der Isolierung würde schwere Folgen haben, weshalb die Realisierbarkeit eines aktiven Kühlsystems für den kommerziellen Flug gegenwärtig erforscht wird. Ein erster Überblick zeigt, dass aufgrund des Energieverbrauchs und der Systemmasse aktuelle Technologien zu unausgereift sind.

Aktive Kühlsysteme verwenden kryogene Kühlgeräte, um die Temperatur des Systems zu senken, indem der flüssige Wasserstoff in einen thermodynamischen Kreislauf versetzt wird. Durch die entzogene Wärme, welche an die äußere Umgebung abgegeben wird, könnten Verdampfungsverluste stark verringert oder vollständig beseitigt werden. Folge dessen könnten längere Ruhezeiten und ein optimaler Flugbetrieb ermöglicht werden. Forschungen zu aktuellen Technologien werden durchgeführt, um das derzeitige Gewicht und Volumen des Systems zu reduzieren und die Notwendigkeit und die Vorteile aktiver Kühlsysteme zu untersuchen. [13]

3 Theoretische Grundlagen

Die Füllstandsmessung von flüssigem Wasserstoff in einem Kryotank kann in sehr unterschiedlichen Messanordnungen mit einer Vielzahl von Technologien erfolgen. Das Ergebnis der Messung gibt eine Angabe über die Höhe- bzw. Entfernung oder ein Anwesenheitssignal des Treibstoffes an.

Um einen möglichst verlust- und störungsfreien Betrieb der Füllstandserkennung zu gewährleisten, ist für die gezielte Auswahl einer passenden Technologie zunächst ein Grundlagenwissen über den Aufbau und die Funktionsweise eines Messsystems erforderlich. Des Weiteren müssen die wesentlichen Kennwerte des Tanks (Tankgröße, Entnahmemenge, etc.) bekannt sein. Der gesamte Systementwurfs- und Entwicklungsprozess des Kraftstoffsystems wird in Abbildung 3.1 dargestellt.

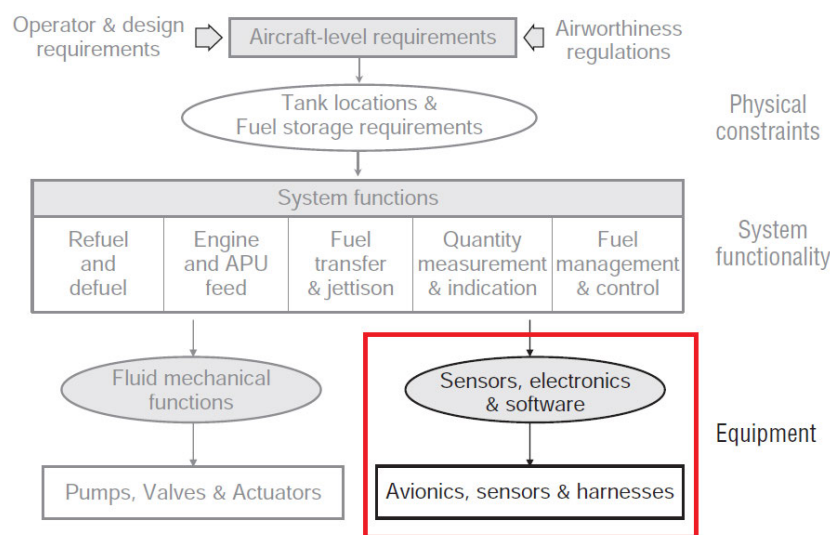


Abbildung 3.1: Übersicht Entwicklungsprozess eines Kraftstoffsystems [7]

Im folgenden Abschnitt wird auf die theoretischen Grundlagen der Messtechnik, sowie der Funktionsprinzipien möglicher Sensortechnologien zur Füllstandsmessung von Flüssigwasserstofftanks eingegangen. Angaben zum Kryotank, wie zum Beispiel die Form, Platzierung oder das Wandmaterial, wurden bereits in Abschnitt 2 beschrieben.

Messen wird nach DIN 1319-1 als „Ausführen von geplanten Tätigkeiten zum quantitativen Vergleich der Messgröße mit einer Maßeinheit“ [8] definiert. Um eine physikalische Größe messen zu können, ist ein Messsystem, welches aus Messgerät, Mensch und Umwelt besteht, erforderlich.

3.1 Messgerät - Sensor

Die Grundfunktion von Sensoren - begrifflich identisch mit (Mess-)Fühlern und (Messwert-)Aufnehmern – ist die Aufnahme und Umformung von physikalischen, chemischen oder biologischen Messgrößen in elektrische Messsignale [8]. In der Abbildung 3.2 wird der Messprozess vereinfacht dargestellt.

Die erfassten Messwerte des Sensors können dabei von der tatsächlichen physikalischen Größe abweichen, was zu einem fehlerbehafteten Messprozess führt. Unterschiedliche Störgrößen können das Messergebnis während des Messprozesses beeinträchtigen, wodurch Messabweichungen verursacht werden. Der Grund für eine fehlerhafte Messung können zum Beispiel wechselnde Umwelteinflüsse (z.B. Druck- oder Temperaturschwankungen) oder auch Fehler im elektrischen System des Messsystems sein (z.B. Versorgungsspannungsschwankungen). Messabweichungen werden hauptsächlich in zwei Klassen unterschieden:

- Systematische Messabweichungen: Die Ursache der Abweichung und die Art der Einwirkung können prinzipiell festgestellt und dadurch kompensiert werden. Die Fehler erzeugen Abweichungen stets in eine Richtung, d.h. in der Regel andauernd zu hohe oder zu niedrige Messwerte. Systematische Messabweichungen können beispielsweise durch ein falsch justiertes Messgerät verursacht werden.
- Zufällige Messabweichungen: Die Abweichungen der Messwerte sind im Einzelnen nicht erfassbar, da sie aus teilweise unvorhersehbaren und unbekanntem Ursachen stammen. Durch die statistische Fehlerrechnung kann der Messwert mithilfe einer genügend großen Anzahl von Einzelmesswerten mathematisch korrigiert werden. Als Ursachen zufälliger Messabweichungen kommen in der Regel nicht beherrschbare Einflüsse der Messgeräte oder nicht beherrschbare Einflüsse aus der Umgebung vor. [8,17]

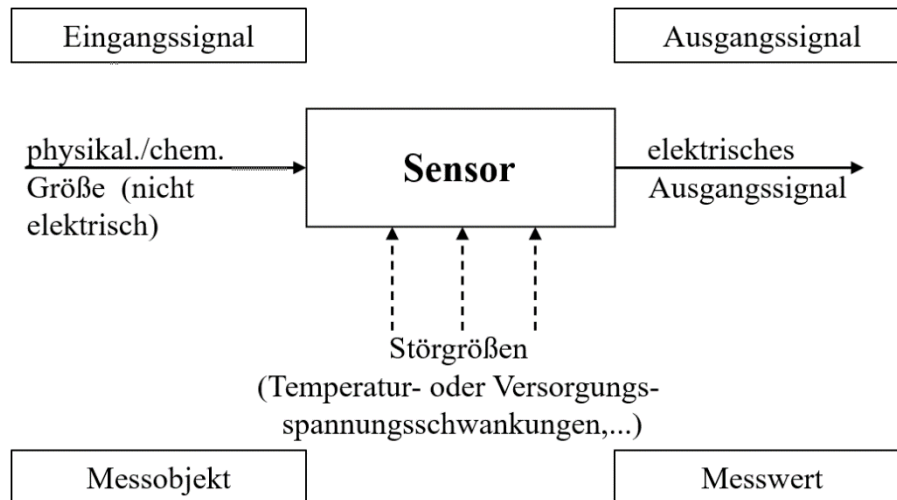


Abbildung 3.2: Vereinfachte Darstellung eines Messprozesses nach [20]

Die Komplexität des Messsystems wird von der Messaufgabe bestimmt. Der Messwert eines einfachen Systems kann mit dem direkten Messverfahren unmittelbar über den Bezugswert derselben Messgröße vom Messmittel abgelesen werden (z.B. eine Längenmessung). Die meisten Messobjekte können jedoch nur indirekt gemessen werden. Dabei wird der Messwert anhand der physikalischen Zusammenhänge auf andere Größen zurückgeführt und aus diesen ermittelt.

Aufgrund der Größenvielfalt und den komplexen Funktionsprinzipien werden Sensoren nach unterschiedlichen Kriterien eingeteilt werden. Einfache Sensorelemente werden mit einer integrierten aktiven Messschaltung ausgestattet, welche die erhaltenen Messsignale in ein normiertes, analoges Messsignal verstärken. Darüber hinaus können in einem Mikrocontroller die normierten Analogsignale in ein digitales Signalformat umgesetzt und verarbeitet werden, welche im Anschluss über einen Buskoppler für eine digitale Bus-Schnittstelle angepasst werden. Diese komplexeren Sensoren werden auch als intelligente Sensoren (engl.: smart sensors) bezeichnet (vgl. Abbildung 3.3). [26]

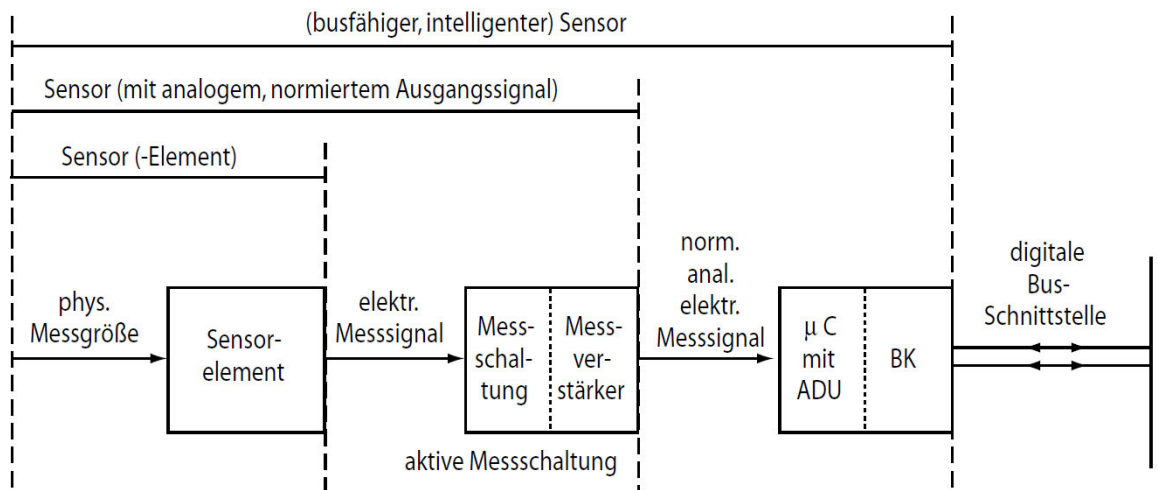


Abbildung 3.3: Aufbau eines Sensors [26]

Es gibt eine Vielzahl von Methoden zur Kraftstoffmessung, von aufeinanderfolgenden diskreten Füllstandsmessungen mit mehreren Sensoren, bis hin zu kontinuierlichen Messungen mit einer Reihe von Sensoren, die über die gesamte Tiefe des Tanks reichen. Im Folgenden werden nur die Verfahren beschrieben, die für die Füllstandsmessung von Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen in Frage kommen. Die Bestimmung für das Verfahren zur Füllstandserkennung erfolgt durch die Anforderungen an das Messsystem (vgl. Abschnitt 4.1) im Abschnitt 5.2.

3.1.1 Kapazitive Sensoren

Die Messung mit kapazitiven Sensoren basiert auf der Veränderung der elektrischen Kapazität durch eine Änderung des Flüssigkeitsstands. Kapazitive Sensoren können für Schüttgüter und auch für Flüssigkeiten als Grenzscharter oder auch als kontinuierliche Lösung eingesetzt werden. Durch die vergleichsweise einfach zu realisierende Messung ist das Prinzip der kapazitiven Niveausonde weit verbreitet, wobei der Erfolg ebenfalls mit ihrer Kompatibilität und der Langlebigkeit in der relativ feindlichen Umgebung des Kraftstofftanks zusammen hängt. Selbst Messungen durch nichtleitende Materialien sind dabei möglich, wodurch z.B. Flüssigkeiten durch Kunststoffwandungen hindurch erfasst werden können.

Der Kondensator bildet die technische Grundlage für die Funktion kapazitiver Sensoren. In der Praxis werden hauptsächlich einfache Bauformen, wie zum Beispiel

Plattenkondensatoren, Zylinderkondensatoren oder Stabkondensatoren, verwendet (vgl. Abbildung 3.4).

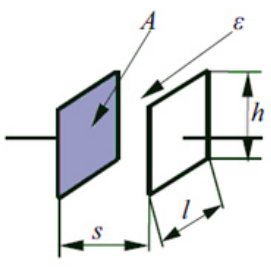
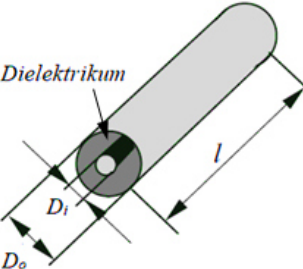
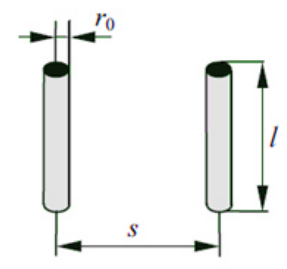
	Plattenkondensator	Zylinderkondensator	Stabkondensator
			
Berechnungsformel	$C = \frac{\epsilon_0 \epsilon_r A}{s}$ mit $A = h \cdot l$	$C = \frac{2\pi\epsilon_0 \epsilon_r l}{\ln \frac{D_o}{D_i}}$	$C = \frac{\pi\epsilon_0 \epsilon_r l}{\ln \left[\frac{s}{2r_0} + \sqrt{\left(\frac{s}{2r_0} \right)^2 - 1} \right]}$ $C \approx \frac{\pi\epsilon_0 \epsilon_r l}{\ln \frac{s}{r_0}} \text{ für } s \gg r_0$

Abbildung 3.4: Ausführungsformen für kapazitive Sensoren [19]

Aus den Berechnungsformeln für die Kapazität C dieser Kondensatorformen (vgl. Abbildung 3.4) lässt sich ableiten, dass sie sich nur aus der Funktion seiner geometrischen Abmessungen und der Dielektrizitätskonstanten ϵ ergibt. Die Dielektrizitätskonstante (Permittivität) ϵ wird definiert, als „die Polarisationsfähigkeit eines Materials durch elektrische Felder“ und ist gegeben durch $\epsilon = \epsilon_r \cdot \epsilon_0$. [23] Hierbei ist $\epsilon_0 = 8,854 \cdot 10^{-12} \text{ Fm}^{-1}$ die absolute Dielektrizitätskonstante und die ϵ_r relative Dielektrizitätszahl. Die relative Dielektrizitätszahl ϵ_r eines Stoffes variiert mit seinen chemischen Eigenschaften bei unterschiedlichen Umgebungsbedingungen. Um Messfehler zu vermeiden, wird eine zweite kapazitive Messung der Gesamtkapazität durchgeführt, die als Referenzmessung der Dielektrizität dient. [19,26]

Im Flugzeugbau werden hauptsächlich Zylinderkondensatoren zur Füllstandsmessung eingesetzt. In der Anwendung in einem Flüssigwasserstofftank wirkt der Tankinhalt im Wesentlichen als Dielektrikum zwischen den beiden Elektroden im Messsystem. Die Differenz der Dielektrizitätskonstanten zwischen dem flüssigem Wasserstoff $\epsilon_{r,f}$ und

seinem Dampf $\varepsilon_{r,g}$ bilden die Grundlage für den Betrieb des Sensors, weshalb die Dielektrizitätszahl eine entscheidende Größe für die kontinuierliche Füllstandsmessung ist. Somit kann eine weitgehend rückwirkungsfreie Messung durchgeführt werden, da auftretende elektrostatische Kräfte sehr gering sind. [7]

Zur Bestimmung der Flüssigkeitshöhe kann die teilweise gefüllte Sonde als zwei separate, parallel geschaltete Kondensatoren betrachtet werden (vgl. Abbildung 3.5). Die Kapazität eines konzentrischen Zylinderkondensators, der mit Flüssigkeit und Dampf gefüllt ist, kann über die Sondengeometrie und der einzelnen Stoffeigenschaften wie folgt bestimmt werden:

$$C = C_f + C_g = \frac{2 \cdot \pi \cdot \varepsilon_0 \cdot (H_f \cdot \varepsilon_{r,f} + H_g \cdot \varepsilon_{r,g})}{\ln(D_o/D_i)}, \quad [3.1]$$

wobei H_f und H_g die Längen des Kondensators in der Flüssigkeit bzw. im Gas sind und D_o und D_i die Durchmesser des äußeren und des inneren Rohres sind. Die Flüssigkeitshöhe kann nun über die gesamte Sondenlänge ($H = H_f + H_g$) und der Gesamtkapazität wie folgt berechnet werden:

$$H_f = \frac{1}{(\varepsilon_{r,f} - \varepsilon_{r,g})} \cdot \left[\frac{\ln(D_o/D_i)}{2 \cdot \pi \cdot \varepsilon_0} \cdot C - \varepsilon_{r,g} \cdot H \right]. \quad [3.2]$$

Die Sensibilität einer solchen Sonde ist

$$S_0 = \frac{dC}{dH_f} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \varepsilon_0 (\varepsilon_{r,f} - \varepsilon_{r,g})}{\ln(D_o/D_i)}. \quad [3.3]$$

Die Sensibilität des Sensors kann durch eine Verringerung des Abstandes der beiden Rohre verringert werden, wodurch ebenfalls die Streukapazität an den Rändern der Leiter verringert wird. Ein größerer Abstand zwischen den Leitern führt zu einem nichtlinearen und teilweise zufälligem Verhalten in der Nähe der Enden der Kapazitätssonde, welches Einfluss auf die aktive Länge des Sensors hat und diese reduziert. [6]

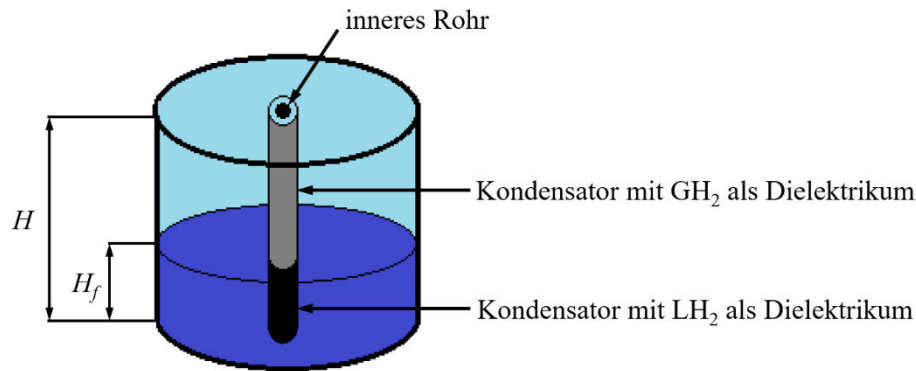


Abbildung 3.5: Beispiel für eine kapazitive Füllstandsmessung nach [19]

Für die kapazitive Messung ist eine Kalibrierung vor Ort erforderlich, weil das Messsystem ansonsten durch die Kapazität der Zuleitungsdrähte und durch die Streukapazität zur Umgebung beeinflusst wird. Hier genügt eine Einpunktkalibrierung, weil die Kapazitätsänderung der Sonde im Wesentlichen linear zur Änderung der Flüssigkeitshöhe ist, vorausgesetzt die Leiter sind perfekt parallel zueinander. [6]

3.1.2 Hochtemperatursupraleiter (HTSL) Sensoren

Supraleitende Füllstandssensoren reagieren auf den unterschiedlichen Wärmeübergang zwischen der Gas- und Flüssigphase im Tank. Ausgenutzt wird hier die sprunghafte Änderung des elektrischen Supraleiters bei einer bestimmten Temperatur. Dazu wird ein ausreichender Strom an den Draht des supraleitenden Messgerätes angelegt, sodass der Teil des Drahtes, der sich im Dampf befindet, einen Widerstand aufweist, während der Teil in der Flüssigkeit supraleitend bleibt und der Widerstand gleich Null gesetzt werden kann. Somit ist der resultierende Widerstand entlang des Drahtes proportional zur Länge des Drahtes über der Flüssigkeit. Der Flüssigkeitsstand kann über die Messung des elektrischen Widerstands wie folgt berechnet werden:

$$h = H * \left(1 - \frac{R}{R_0}\right). \quad [3.4]$$

Der Flüssigkeitsstand wird dabei als h, die aktive Länge der Sonde als H und der gemessene Widerstand als R bezeichnet. R_0 beschreibt den Widerstand der gesamten Länge der Sonde im leeren Tank. [4,6]

Zur Messung des Füllstandes eines Flüssigwasserstofftanks wird ein Supraleiter benötigt, dessen Sprungtemperatur geringfügig oberhalb der Siedetemperatur von flüssigem Wasserstoff liegt, außerdem muss ein hoher elektrischer Widerstand und eine niedrige Temperaturabhängigkeit des Widerstands im normalleitenden Zustand gegeben sein. Der supraleitende Magnesiumdiborid (MgB_2) Sensor hat mit einer hohen Auflösung und guter Reproduzierbarkeit bei der Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstoff auf sich aufmerksam gemacht. Magnesiumdiborid hat eine Sprungtemperatur von ca. 36 K und übergeht im flüssigen Wasserstoff bei Atmosphärendruck in den supraleitenden Zustand.

Der MgB_2 Sensordraht zur Füllstandsmessung wird hauptsächlich nach der In-situ-Methode auf der Grundlage der Pulver-in-Rohr-Methode mit einem Durchmesser von 0,32 mm hergestellt und mit einer CuNi Ummantelung (7:3) verstärkt, weil Magnesiumdiborid allein für normale Drahtumformprozesse zu spröde ist. Die Sprungtemperatur des Drahtes kann durch Hinzufügen von Verunreinigung in den MgB_2 Kern herabgesetzt werden. Die Zugabe von 10 % SiC reduziert die Sprungtemperatur um bereits 4 K. [24]

Bei der Verwendung eines einfachen MgB_2 -Drahtes als Füllstandssensor wird die Eigenerwärmung aufgrund des Heizstroms im normalleitenden Zustand von MgB_2 und seiner Metallhülle genutzt. Dadurch wird im normalleitenden Teil des Drahtes ausreichend Wärme erzeugt, um den Übergang vom supraleitenden zum normalen Zustand an der Flüssigkeitsgrenzfläche aufrechtzuerhalten. Die Gasphase in der Nähe der Flüssigkeitsoberfläche wird jedoch durch das verdampfende Gas abgekühlt, wodurch ein Teil des Drahtes oberhalb der Flüssigkeit supraleitend wird, was zu Messungenauigkeiten führt.

Um diesen Messfehler zu verhindern, wurden neue Konfigurationen des MgB_2 -Füllstandssensor entwickelt. Der extern beheizte MgB_2 -Füllstandssensor und der parallel supraleitende MgB_2 -Füllstandssensor werden detaillierter betrachtet.

3.1.2.1 Extern beheizter MgB_2 -Füllstandssensor

Der MgB_2 -Draht wird bei dieser Methode vollständig mit einem Heizelement, ein polyesterbeschichteter Mangandraht mit einem Durchmesser von 0,2 mm, spiralförmig in einem Abstand von 2 mm umwickelt und durch diesen beheizt (vgl. Abbildung 3.6). Dies verhindert eine Abkühlung durch den Wasserstoffdampf an der Flüssigkeitsoberfläche. Die Berechnung der Füllstandhöhe wird wie in Gleichung [3.4] durchgeführt.

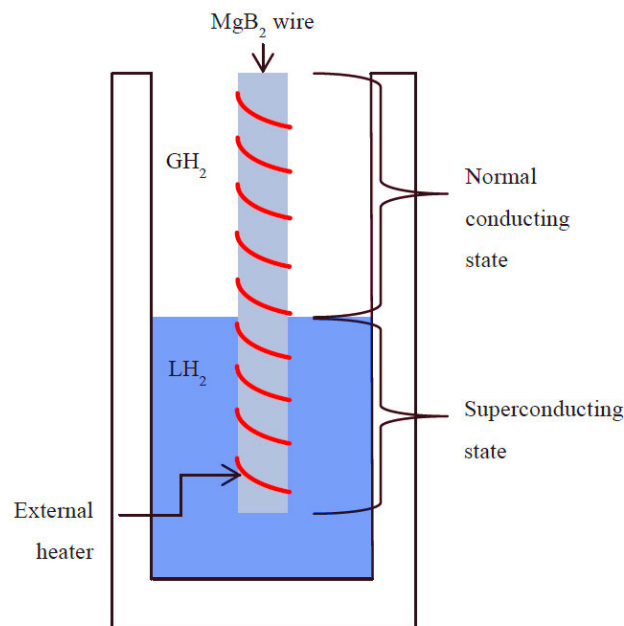


Abbildung 3.6: Prinzip des extern beheizten MgB_2 Füllstandssensor [24]

Der Vorteil des extern beheizten Füllstandssensors besteht darin, dass er eine kurze Reaktionszeit auf die Änderung des Flüssigkeitsstands bei einer schnellen Befüllung und Entnahme von LH_2 aus dem Tank hat. Darüber hinaus können auch sehr niedrige Füllstände genau gemessen werden. Bei einem tatsächlichen Füllstand von Null wies der Sensor in Testversuchen einen geringen Messfehler von -0,4 mm auf. [24]

3.1.2.2 Parallel supraleitender MgB₂-Füllstandssensor

Der parallel supraleitende Füllstandssensor besteht aus zwei dünnen elektrisch in Reihe geschalteten Drähten. Der supraleitende MgB₂ Draht A und der nicht supraleitende Draht B werden vertikal parallel im Behälter angeordnet (vgl. Abbildung 3.7).

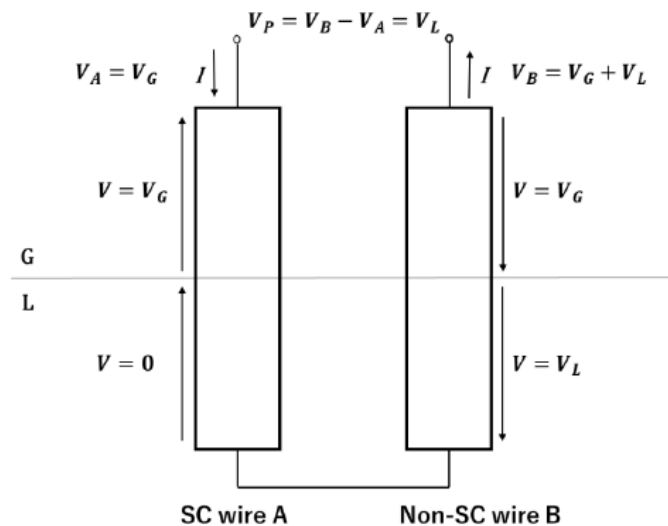


Abbildung 3.7: Prinzip des parallel supraleitenden MgB₂-Füllstandssensors [25]

Durch das Anlegen eines optimalen Stroms I an diese Drähte verhält sich der Draht A wie ein herkömmlicher Supraleiter. Der obere Teil dieses Drahtes erzeugt im Gas einen Spannungsabfall V_G , während sein unterer Teil in der Flüssigkeit, aufgrund des supraleitenden-Zustands, keinen Spannungsabfall aufweist und gleich Null ist. Somit ist die Klemmenspannung des Drahtes A, $V_A = V_G$.

Im Falle des Drahtes B erzeugt der obere Teil im Gas denselben Spannungsabfall V_G , wenn die Temperaturabhängigkeit des spezifischen Widerstandes mit der des Drahtes A identisch ist. Der untere Teil des Drahtes B erzeugt jedoch einen Spannungsabfall V_L , weil der Draht einen Widerstand in Abhängigkeit von der Flüssigkeitstemperatur T_b aufweist. Die Klemmenspannung des Drahtes B, V_B , ist also gegeben durch $V_B = V_G + V_L$. Die Differenzspannung, $V_P = V_B - V_A$, ist somit gleich dem Spannungsabfall des Drahtes B in der Flüssigkeit, V_L . Der Flüssigkeitsstand kann somit aus der Differenzspannung V_P proportional zur Drahtlänge des in der Flüssigkeit befindlichen nicht supraleitenden Drahtes B ermittelt werden. Der nicht supraleitende

Draht B, mit gleichem Normalwiderstand, kann zum Beispiel aus einem Draht, der nur aus Mantelmaterial besteht, hergestellt werden. [16,25]

Die Spannungsabfälle V_G werden in der Realität nicht identisch sein. Um trotzdem eine Differenzspannung V_P von Null zu erreichen, wenn sich der Flüssigkeitsspiegel am Boden befindet, wird V_P wie folgt angenommen:

$$V_P(y) = V_B(y) - \alpha V_A(y), \quad [3.5]$$

wobei y die vertikale Position des Flüssigkeitsspiegels ist und der Anpassungsparameter α durch

$$\alpha = V_{B1} / V_{A1}, \quad [3.6]$$

mit $V_{A1}=V_A(0)$ und $V_{B1}=V_B(0)$ gegeben ist, wenn der Ursprung des Flüssigkeitsspiegels y am Boden des Sensors liegt. Die Differenzspannung V_P hat eine nahezu lineare Beziehung zum Flüssigkeitsstand y und daher kann die Kalibrierungsmethode der linearen Annäherung unter Verwendung von nur fünf Parametern, V_{A1} , V_{B1} , V_{A2} , V_{B2} und L , durchgeführt werden, wobei $V_{A2}=V_A(L/2)$; $V_{B2}=V_B(L/2)$ und L die effektive Länge des Messdrahtes ist. Unter Verwendung des temporären Parameters c , ausgedrückt durch

$$c = \frac{L / 2}{V_{B2} - \alpha \cdot V_{A2}}, \quad [3.7]$$

kann der Flüssigkeitsstand y schließlich über

$$y = c (V_B - \alpha V_A) \quad [3.8]$$

berechnet werden. Dieser Sensor hat den Vorteil, dass er kaum von den verschiedenen Gasbedingungen beeinflusst wird, wodurch er eine sehr gute Reproduzierbarkeit der Sensorausgabe aufweist. [25]

3.1.3 Surface Acoustic Wave (SAW)-Sensor

Der Surface Acoustic Wave (akustische Oberflächenwelle) Sensor ist ein Gerät, das für den Betrieb keine externe Stromversorgung benötigt. Er ist sehr robust, klein (in der Größenordnung von mm) und leicht. Die Funktion von Surface Acoustic Wave (SAW) Sensoren wurde in rauen Umgebungen (d. h. kryogenen Flüssigkeiten, hohen Temperaturen und unter hoher Strahlung) nachgewiesen. SAW Sensoren basieren auf dem Prinzip funkauslesbarer Sensorsysteme (vgl. Abbildung 3.8). Sie werden durch externe Radiofrequenz (RF)-Wellen betrieben und können als rein passiver und drahtloser Radio Frequency IDentification (RFID)-Tag-Sensor eingesetzt werden. [26] Dieses System besteht aus einer aktiven Schaltung mit Empfangs- und Sendeantenne, einem Interdigitalwandler, Reflektoren, sowie einem piezoelektrischen Substrat. Er ermöglicht eine drahtlose Übertragung von Energie und Daten, wodurch der Sensor besonders für Messungen an Orten geeignet ist, die nur schwer zugänglich sind oder bei der eine Verkabelung unmöglich ist.

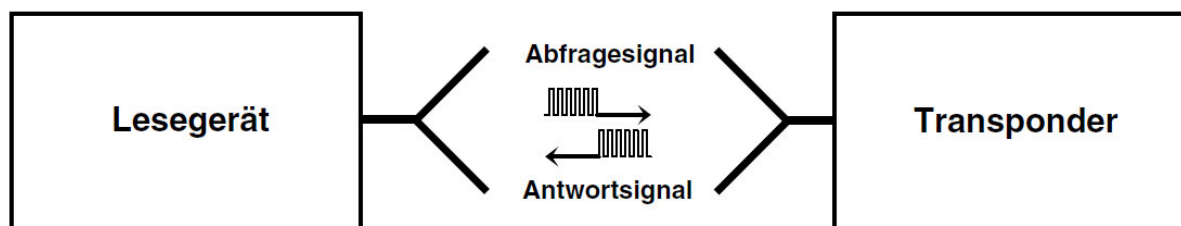


Abbildung 3.8: Prinzipieller Aufbau eines funkauslesbaren Sensorsystems [26]

In der 2012 veröffentlichten Dissertation von Brian Fisher „Surface Acoustic Wave (SAW) Cryogenic Liquid And Hydrogen Gas“ [10] wurde ein Orthogonal Frequency Coded (OFC) -SAW-Tag zur Erfassung des Füllstands von kryogenen Tanks für die NASA entwickelt und getestet (vgl. Abbildung 3.9).

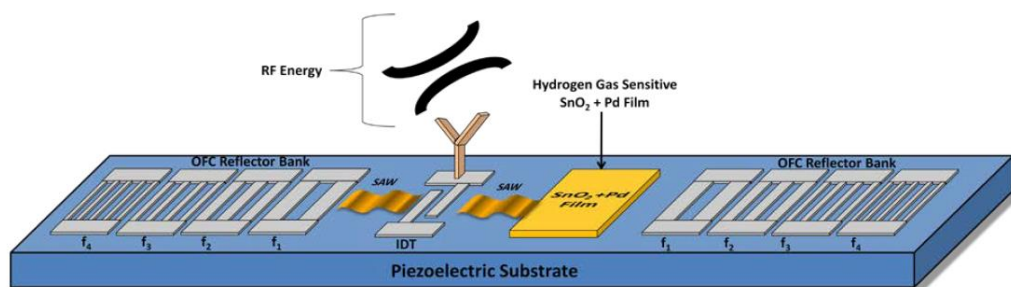


Abbildung 3.9: Schema eines kontaktlosen OFC-RFID-Tag-Sensoren [10]

Das OFC-SAW-Tag-Sensor ist auf einem gut erforschem piezoelektrischen Lithiumniobat (LiNbO_3) Kristall aufgebaut, der als Energiequelle dient. Auf dem Kristall ist ein Interdigitalwandler (IDT) angebracht, welcher zur Anregung der Oberflächenwelle und zu deren Empfang verwendet wird. Er hat eine kammartig ineinander greifende Elektrodenstruktur und besteht aus Aluminium. Der IDT wandelt elektrische RF-Signale in eine elektromechanische Ultraschallwelle um und umgekehrt. Dieser Prozess wird über eine piezoelektrische Transduktion in dem piezoelektrischen Kristall ausgeführt. Der Begriff Piezoelektrizität bedeutet wörtlich übersetzt "Drück-Elektrizität", und es beschreibt das Entstehen einer Ladung, die durch eine elektromechanische Kraftausübung auf der Fläche des piezoelektrischen Kristall erzeugt wird. Dies geschieht aufgrund der Verschiebung der positiven und negativen Ladungsschwerpunkte im Kristall. Die erzeugte Ladung ist dabei proportional zu der einwirkenden Kraft.

Für einen drahtlosen Einsatz des Sensors wird eine Antenne an den Interdigitalwandler angebracht. Die Antenne nimmt die RF-Energie auf, welche vom Interdigitalwandler in eine mechanische Ultraschallwelle umgeformt wird. Diese Ultraschallwelle läuft als SAW den Kristall entlang und wird vom Reflektor zum Wandler zurück reflektiert. Sie wird wieder in elektrische Energie umgewandelt, von der Antenne aufgenommen und wieder abgestrahlt.

SAW-Sensoren werden bereits in vielen Bereichen der Chemie und Biologie eingesetzt. Auf den SAW-Kristall wird dazu ein empfindlicher Film zwischen dem IDT und dem Reflektor aufgebracht, um den Sensor an die chemische Erfassung anzupassen. Wenn der Film mit der zu analysierenden Chemikalie in Kontakt kommt, ändern sich seine elektrischen und mechanischen Eigenschaften und somit auch die SAW-Ausbreitungseigenschaften. Dieser Effekt führt zu einer Beeinflussung der Wellenamplitude und Verzögerung der Reflektorantwort.

Zur Füllstandsmessung von flüssigem Wasserstoff werden ultradünne Palladium- (Pd) und Zinndioxid- (SnO_2) Filme zwischen dem Wandler und der Reflektoreinheit verwendet, welche sehr sensibel auf gasförmigen Wasserstoff reagieren. Eine weitere

identische Reflektoreinheit wird zur Referenz für die Messung von Änderungen auf der anderen Seite des Interdigitalwandlers angebracht.

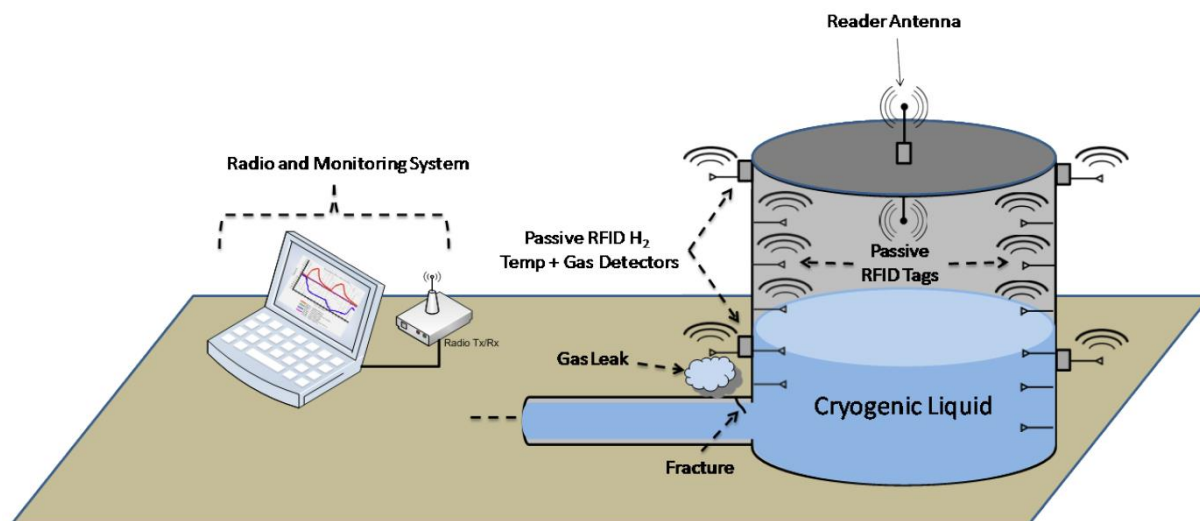


Abbildung 3.10: Schema für den Einsatz von SAW-Sensoren [10]

Der entwickelte Sensor ist mit einer implementierten Frequenzspreizung ausgestattet, wodurch mehrere Daten mit demselben RFID-Tag gemessen werden können (vgl. Abbildung 3.10). An den angebrachten Stellen im Tank und der Tankumgebung kann die Temperatur und das Vorhandensein von H₂ Gas überwacht werden. Im flüssigen Wasserstoff wird der Sensor als Schalter eingesetzt, weil die Wellenenergie der SAW durch den Kontakt stark gedämpft wird und somit sich der Sensor abschaltet. Derselbe RFID-Tag kann als Temperatursensor genutzt werden und das Vorhandensein von gasförmigem H₂ überwachen, sobald der Flüssigkeitsstand unter den Sensor sinkt. Dies ist ein großer Vorteil, weil dadurch auch außerhalb des Tanks undichte Stellen im System erkannt und lokalisiert werden können. Mehrere Experimente haben bewiesen, dass die SAW-Sensoren robust genug sind, um großen Temperaturänderungen standzuhalten. Dies hängt maßgeblich von den Fähigkeiten des Kristalls und der Metallelektrode ab. Außerdem wurde die Reaktionszeit für den Sensor getestet. Nach dem Kontakt mit LH₂ benötigt der Sensor durchschnittlich 0,6 Sekunden zum Ausschalten und 3,7 Sekunden zum wieder Einschalten, sobald kein Kontakt mehr zum LH₂ besteht. Die Füllstandsgenauigkeit lässt sich über die Anzahl verwendeter RFID-Tags bestimmen.

4 Methodischer Konstruktionsprozess

Bei der methodischen Entwicklung und Konstruktion eines neuen Produktes bzw. der Weiterentwicklung bestehender Produkte werden mehrere Phasen bis zum fertigen Ergebnis durchlaufen. Dabei stellt die Aufgabenstellung den Ausgangspunkt für die Methodik zum Entwickeln und Konstruieren technischer Systeme und Produkte.

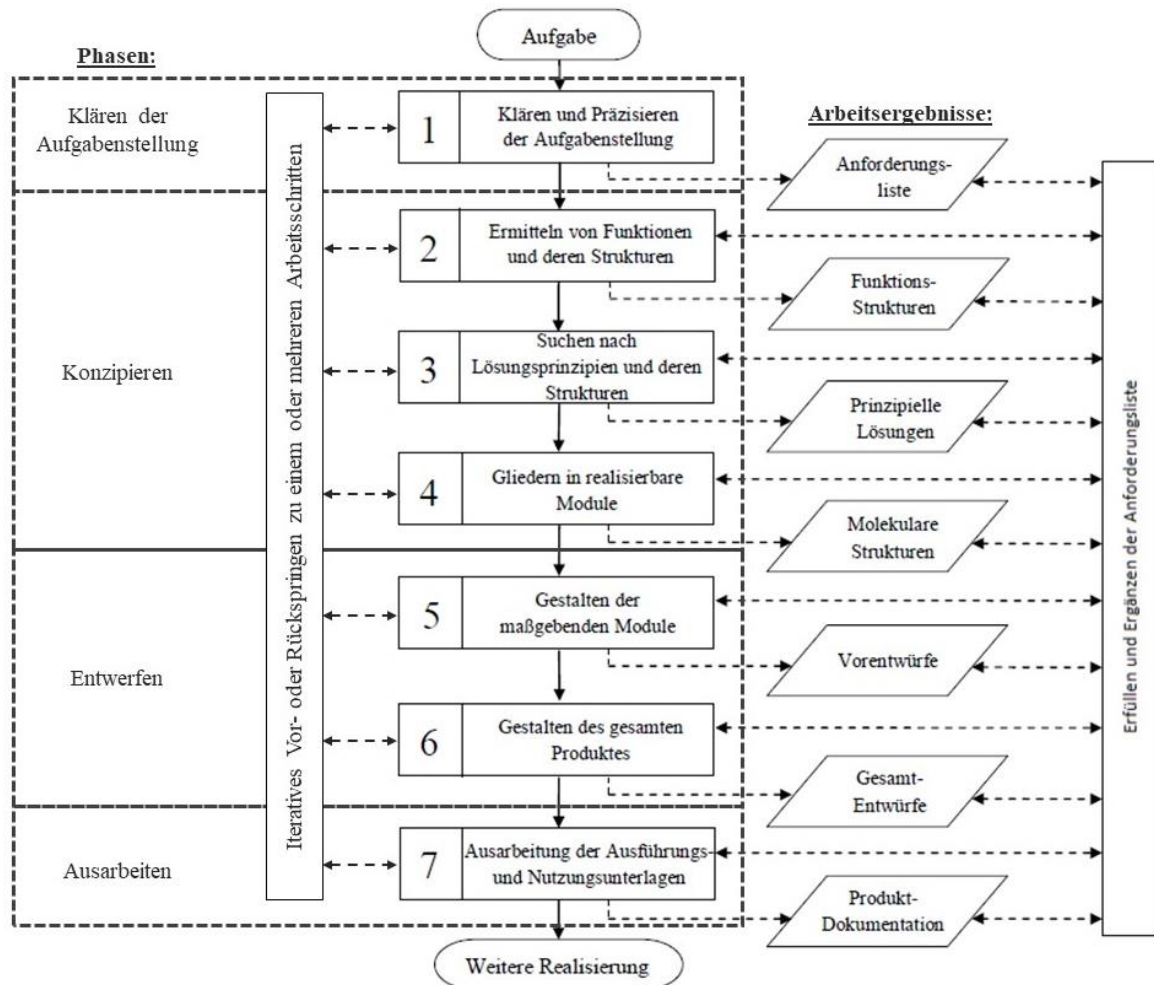


Abbildung 4.1: Arbeitsschritte nach VDI-Richtlinie 2221 [27]

Das systematische Vorgehen während des Konstruktionsprozesses wird in Anlehnung an die VDI-Richtlinie 2221 in Abbildung 4.1 aufgezeigt. Hierbei geht es darum, diese Methodik ausgewogen anzuwenden. Es darf zwischen einem oder mehreren Arbeitsschritten vor- und zurückgesprungen werden.

4.1 Anforderungen

Für die Entwicklung eines neuen Produktes ist es unumgänglich nach Präzisierung der Aufgaben- und Problemstellung die Ziele, Bedingungen und Funktionen in Form einer Anforderungsliste festzuhalten. Sie bildet somit den Ausgangspunkt für einen erfolgreichen Produktentwicklungsprozesses.

Vor Beginn der Konzeptions- und Entwurfsphase wird die Anforderungsliste auf Basis der Aufgabenstellung erstellt und während des gesamten Konstruktionsprozesses ergänzt. Die Bedingungen werden in der Anforderungsliste systematisch in die hauptsächlichen Merkmale unterteilt und in tabellarischer Form dargestellt. Es sind zudem nur die nötigsten Anforderungen zu berücksichtigen, damit die konstruktive Variabilität der Vorrichtung nicht eingeschränkt, aber trotzdem alle notwendigen Bedingungen berücksichtigt werden. Die aufgelisteten Anforderungen werden dabei in Forderungen und Wünsche unterteilt. Die Forderungen sind wichtige Bestandteile zur Erfüllung der Aufgabenstellung und müssen alle eingehalten werden. Die Wünsche werden mit Priorität angegeben und sind zusätzliche Bedingungen, welche nicht zwingend einzuhalten sind, aber wenn möglich auch mit umgesetzt werden sollen. Alle Forderungen sind so präzise wie möglich zu beschreiben. Zur Formulierung der Anforderungen sind, sofern möglich, qualitative und / oder quantitative Formulierungen zu wählen. Die Anforderungsliste dient als Grundlage für die Konzeptentwicklung und Bewertung der Varianten.

Zur Auswahl eines geeigneten Messverfahrens zur Füllstandserkennung von flüssigem Wasserstoff wird ein großer Wert auf die Anforderungen in Bezug auf den möglichen Einsatztemperaturbereich und die Anpassung an die spezifische Anwendungsumgebung gelegt. Dabei müssen die bestehenden Sicherheitsvorschriften der CS-25 [9] berücksichtigt werden.

Die vollständige Anforderungsliste befindet sich im Anhang A.

4.2 Ermittlung von Funktionen und deren Strukturen

4.2.1 Gesamtfunktion

Mit Hilfe der Anforderungsliste (vgl. Abschnitt A) kann eine Gesamtfunktion des Tanksystems, welche im Austausch mit der Umgebung steht, formuliert werden. Dabei werden die Art und der Zusammenhang der Ein- und Ausgangssignale mit dem Gesamtsystem unterschieden und in einer Blockdarstellung vereinfacht dargestellt.

Die von der Aufgabenstellung geforderte Gesamtfunktion besteht aus verschiedenen Teilfunktionen, welche in einem komplexen Zusammenhang zueinander stehen. Die Gesamtfunktion des Systems wird durch die Verknüpfung mehrerer Teilfunktionen in der Funktionsstruktur abgebildet (vgl. Abbildung 4.2). In verschiedenen Ebenen werden die Funktionen so unterteilt, dass nur noch Funktionen niedrigerer Komplexität vorhanden sind.

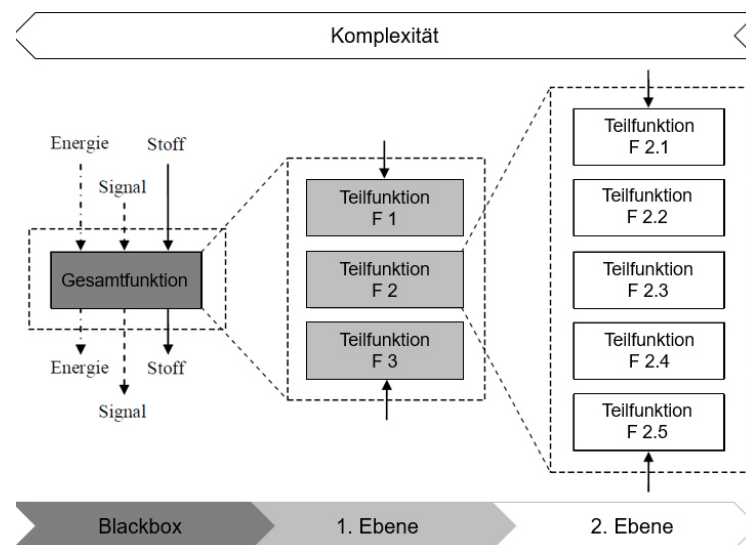


Abbildung 4.2: Allgemeine Funktionsstruktur nach [18]

Die Varianten des Ablaufes in der Funktionsstruktur können zunächst vor dem Konstruktionsablauf theoretisch dargestellt und beurteilt werden. Dadurch wird die Lösungsfindung erleichtert, da für jede Teilfunktion eigene Lösungen erarbeitet werden können. Dabei besteht häufig die Möglichkeit, auf bereits bestehende Lösungen zurückzugreifen. Die Funktionen werden in Blöcken dargestellt und durch die Umsatzgrößen Energie, Stoff und Signal miteinander verbunden. Es muss auf eine lösungsneutrale Beschreibung geachtet werden.

Das komplexe, zu konzeptionierende Gesamtsystem wird in Form einer Black Box (vgl. Abbildung 4.3) dargestellt. Hierbei wird die Gesamtfunktion des Systems relevant und nicht der innere Aufbau. Die Gesamtfunktion beschreibt lösungsneutral die Aufgabe und die Umsetzung von Energie, Stoff und Signalen der Eingangsgrößen in Ausgangsgrößen.

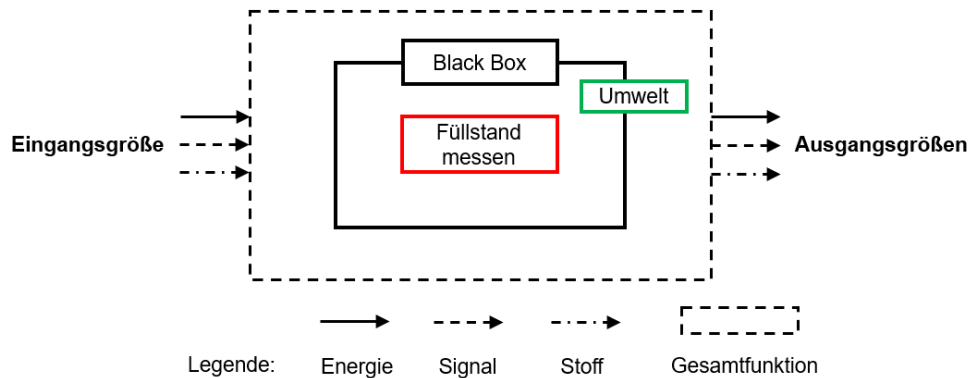


Abbildung 4.3: Black Box des Messsystems [18]

Dem Tanksystem wird flüssiger Wasserstoff zugeführt und aus ihm entnommen, wobei der Füllstand kontinuierlich zu messen und anzuzeigen ist. Für das Tanksystem ergibt sich ein Stofffluss mit der Funktion „Kraftstoff speichern“ und im Messsystem ein Signalfluss mit der Funktion „Füllstand messen“. Dieser Signalfluss beschreibt die Gesamtfunktion für das Messsystem. Während die Black-Box lediglich die äußeren Einflüsse auf das Gesamtsystem veranschaulicht, wird nun die innere Struktur des Messsystems in der Funktionsstruktur (vgl. Abbildung 4.4) betrachtet.

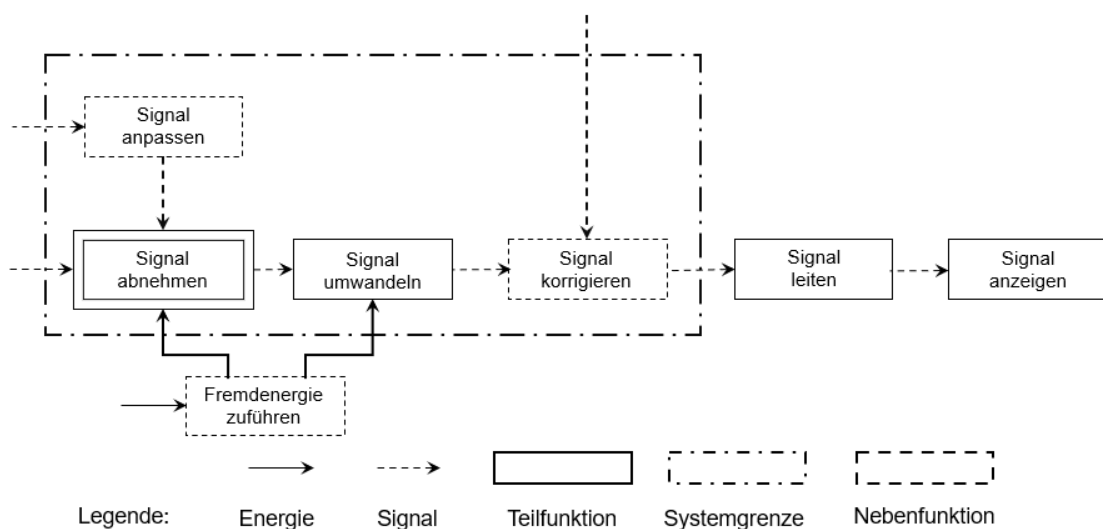


Abbildung 4.4: Funktionsstruktur des Messsystems

Der Sensor hat die Aufgabe das Signal aufzunehmen und weiterzuleiten, damit der Füllstand über das Anzeigesystem im Cockpit der Crew angezeigt werden kann. Dies sind die wesentlichen Teilfunktionen des Messsystems. Die Systemgrenze umgibt dabei den Bereich, für den im Laufe dieser Arbeit eine Lösung gesucht wird. Die Weiterleitung und Anzeige des Signals werden aus der Systemgrenze ausgeschlossen, weil nach der Anforderungsliste (vgl. Anhang A) das bereits vorhandene Anzeigegerät weiterhin verwendet werden soll. Eventuell muss dazu das aufgenommene Signal zur Weiterleitung umgewandelt werden. Damit der Sensor für die unterschiedlichen Tankgrößen und somit für unterschiedliche Kraftstoffmengen eingesetzt werden kann, wird das aufgenommene Signal an die jeweilige Tankgröße angepasst. Außerdem haben die beiden eingesetzten Tanks unterschiedliche Formen, wodurch eine Korrektur des Signals nötig ist. Sollte der Sensor eine Fremdenergie zur Aufnahme des Signals benötigen, wurde dies als Energiefluss der Funktionsstruktur hinzugefügt. Die wichtigste Teilfunktion zur Ermittlung des Füllstandes in einem kryogenen Tank ist die Signalabnahme. Alle anderen Teilfunktionen hängen von ihrem Wirkprinzip ab, weshalb für diese Teilfunktion eine Lösung gesucht wird.

4.3 Lösungsfindung

Nach der Präzisierung der Aufgabenstellung und dem Aufstellen der Anforderungsliste und Funktionsstruktur, kann der Konstruktionsprozess „Lösungsprinzipien“ begonnen werden. Konstrukteure verfolgen oft eine Idee zur Lösung der Aufgabenstellung, welche bereits von Beginn der Planungsphase an im Kopf vorhanden ist. Um schon zu Beginn eines aufwändigen Entwicklungsprozesses eine optimale Lösung zu finden, wird die methodische Lösungsfindung als Schwerpunkt gesetzt. Es gibt viele systematische Vorgehen, um die vermeintlich beste Lösung zu erhalten. Verschiedene Ansätze zur Lösungsfindung wurden in der Abbildung 4.5 dargestellt. Die gängigsten Verfahren sind z.B. Konstruktionskataloge, Brainstorming, Morphologischer Kasten und das Ursachen-Wirkungsdiagramm.

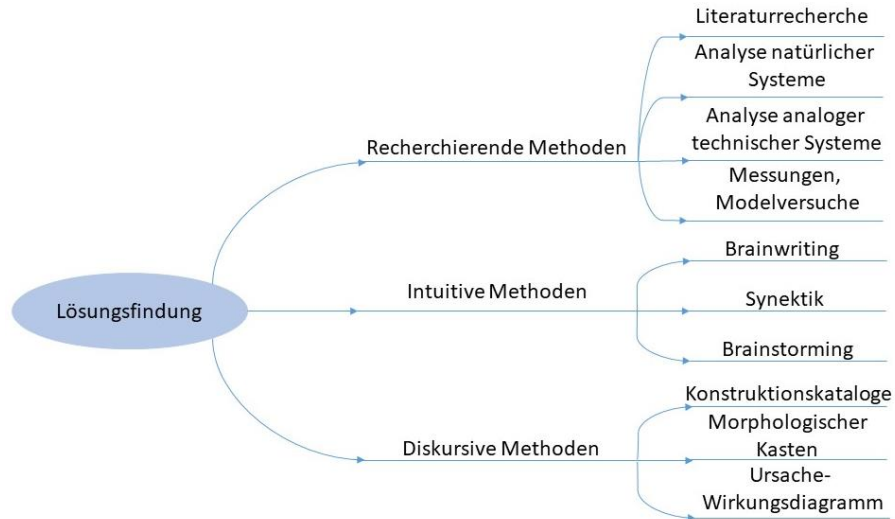


Abbildung 4.5: Übersicht der Methoden zur Lösungsfindung [18]

Zur Lösungsfindung der Aufgabenstellung wird die Methode des Morphologischen Kastens verwendet.

4.4 Morphologischer Kasten

Der Morphologische Kasten ist eine übersichtliche Methode, bei der durch systematische Kombination von mehreren Teilfunktionen eine optimale Gesamtlösung erarbeitet wird, die die Aufgabenstellung anforderungsgerecht sowie technisch und wirtschaftlich sinnvoll erfüllt.

In diesem Ordnungsschema werden für die einzelnen Teilfunktionen, die in der Funktionsstruktur ermittelt wurden, Lösungen gesucht und miteinander verknüpft. Die Teilfunktionen werden in der ersten Spalte des morphologischen Kastens vermerkt. In den restlichen Spalten daneben werden mögliche Teillösungen eingetragen. Es wird eine Teillösung aus der ersten Zeile mit einer aus der zweiten verbunden, um Lösungsvarianten zu finden (vgl. Tabelle 4.1). Dabei ist auf die Verträglichkeit der Teillösungen untereinander zu achten. So könnten theoretisch unendlich viele Lösungsvarianten zusammengesetzt werden.

Teilfunktion	Teillösungen			
	1	2	3	...
Teilfunktion 1	●			
Teilfunktion 2			●	
...		●		...

The diagram shows a table with 'Teilfunktion' on the y-axis and 'Teillösungen' on the x-axis. Red dots are placed in the cells (1,1), (2,3), and (3,2). Red lines connect these dots: one from (1,1) to (2,3), one from (2,3) to (3,2), and one from (3,2) to (1,1), forming a triangle.

Tabelle 4.1: Prinzip des morphologischen Kastens

Um eine größere Lösungsvielfalt für die einzelnen Teilfunktionen zu erhalten, werden die Lösungen durch verschiedene Herangehensweisen gefunden. Größtenteils wurde durch eine umfassende Recherche in Literatur und Internet nach Lösungen gesucht und zum anderen wurde Brainstorming betrieben.

4.4.1 Lösungsauswahl und Lösungsbewertung

Theoretisch lassen sich alle Teillösungen miteinander kombinieren. Die Schwierigkeit dieser Methode liegt darin, die Teillösungen so zu verknüpfen, dass sich am Ende eine sinnvolle Lösungsvariante herauskristallisiert. Dieses setzt eine gewisse Erfahrung und technisches Verständnis voraus.

Die verschiedenen Lösungsvarianten werden anschließend mit der Anforderungsliste verglichen und es wird überprüft, ob die Forderungen erfüllt („OK“) werden oder nicht („NOK“). Erfüllt eine Lösungsvariante eine Forderung nicht, so scheidet sie sofort aus dem Bewertungsverfahren aus und ist nicht weiter zu berücksichtigen. Sollte keine Variante geeignet sein, muss nach anderen Messmethoden gesucht werden. Die Dokumentation erfolgt tabellarisch nach dem Prinzip der Tabelle 4.2.

Forderungen	LV 1	LV2	...	Bemerkungen
Forderung 1	OK	NOK		
...	OK	OK	...	
Ergebnis	OK	NOK		

Tabelle 4.2: Auswahl relevanter Lösungsvarianten

Nachfolgend sind die verbliebenen Lösungsvarianten zu beurteilen. Die Lösungsbewertung nach der VDI-Richtlinie 2225 [28] beschreibt ein systematisches Vorgehen zur objektiven und nachvollziehbaren Entscheidung der besten Lösung unter wirtschaftlichen und technischen Gesichtspunkten. Die Grundvoraussetzung zur

Bewertung einer Lösungsvariante ist die Prüfung auf das Erfüllen aller Forderungen aus der Anforderungsliste.

Im nächsten Schritt dieser Bewertung sind aus den Zielen, welche sich aus den Forderungen und Wünschen der Anforderungsliste ableiten lassen, positive Bewertungskriterien zu formulieren. Jedes der Bewertungskriterien hat einen unterschiedlich starken Einfluss und Nutzen auf das Gesamtsystem, weshalb eine Gewichtung der Bewertungskriterien durchzuführen ist.

Dieses erfolgt durch einen Grobvergleich in einer Gewichtungsmatrix (vgl. Tabelle 4.3), da es ein gängiges Verfahren für die frühe Entwicklungsphase ist. Hierbei werden alle Bewertungskriterien miteinander verglichen. Ist das Kriterium auf der horizontalen Achse von gleicher oder höherer Bedeutung für den Gesamtnutzen als das der vertikalen Achse, ist eine „1“ in die entsprechende Zelle einzutragen. Ist allerdings das vertikale Kriterium von größerer Bedeutung, so ist die Zelle mit einer „0“ zu versehen.

Nr.	Bewertungskriterien	1	2	...	$\sum i$	$G(i)=\sum i/\sum$
1		1	0			
2		0	1			
...				1		
Summe					\sum	

Tabelle 4.3: Gewichtungsmatrix

Durch das Verhältnis der Summe jedes einzelnen Bewertungskriteriums zur erreichten Summe des gesamten Bewertungssystems, wird die Gewichtung des einzelnen Bewertungskriteriums bestimmt:

$$G(i) = \frac{\sum i}{\sum} \quad [4.1]$$

Um das Vorgehen zu kontrollieren, muss die Summe aller Bewertungsfaktoren 1,0 ergeben. Durch Auf- oder Abrunden der Nachkommastellen darf es dabei zu einer Abweichung von maximal $\pm 5\%$ der Gesamtsumme kommen. Mit dieser Grundlage kann anschließend die Bewertung der Lösungsvariante vollzogen werden.

Nach der Nutzwertanalyse besteht der nächste Arbeitsschritt darin, die einzelnen Lösungsvarianten mittels Wertigkeitsverfahren zu bewerten (vgl. Tabelle 4.4).

Nr.	Bewertungskriterien	G(i)	LV1		LV2		...	
			Pi	Pi*G(i)	Pi	Pi*G(i)	Pi	Pi*G(i)
1								
...								
Summe		$\sum G(i)$		$\sum (P_i * G(i))$		$\sum (P_i * G(i))$		$\sum (P_i * G(i))$
Wertigkeit W(i)								
Rangfolge								

Tabelle 4.4: Bewertungsmatrix für die Nutzwertanalyse

Dabei wird die Wertigkeit mit Punkten von 1-10 ausgedrückt. Die Tabelle 4.5 zeigt die Abstufungen der einzelnen Bewertungspunkte.

Punkte	Bedeutung
0	Absolut unbrauchbare Lösung
1	Sehr mangelhafte Lösung
2	Schwache Lösung
3	Tragbare Lösung
4	Ausreichende Lösung
5	Befriedigende Lösung
6	Gute Lösung mit geringen Mängeln
7	Gute Lösung
8	Sehr gute Lösung
9	Über die Zielvorstellung hinausgehende Lösung
10	Ideallösung

Tabelle 4.5: Bewertungssystem der Nutzwertanalyse [18]

Umso angemessener die Lösungsvariante das Bewertungskriterium erfüllt, desto höher die Punktzahl. Die ideale Lösung eines Kriteriums wird mit einer Punktzahl von zehn bewertet. Der zuvor berechnete Gewichtungsfaktor G(i) wird mit der jeweiligen Punktzahl des Kriteriums multipliziert. Die Summe aller gewichteten Punktzahlen wird gebildet und anschließend ihre Wertigkeit wie folgt berechnet:

$$W(i) = \frac{\sum_{i=1}^n (P_i * G(i))}{P_{max} * \sum_{i=1}^n G(i)} \quad [4.2]$$

Anhand dieser Wertigkeit kann eine Aussage zur Auswahl der am besten geeigneten Lösungsvariante, für die vorliegende Problemstellung getroffen werden. Die Variante mit der höchsten Wertigkeit erfüllt die Anforderungen am besten.

5 Konzeptentwicklung Messverfahren

Es ist erforderlich geeignete Messsysteme auszuwählen und anzuordnen, um den Kraftstoffstand im kryogenen Tank nach den Anforderungen bestimmen zu können.

5.1 Messsystem

Es gibt verschiedene Möglichkeiten den Füllstand in einem Flüssigwasserstofftank zu bestimmen. Dafür können verschiedene Sensoren zur Messung genutzt werden. Der Füllstand wird dabei direkt angezeigt oder aus Messwerten berechnet. In dem Morphologischen Kasten (vgl. Tabelle 5.1) werden die Möglichkeiten hinsichtlich des Messsystems und der Messeinrichtung aufgezeigt.

Teilproblem		Teillösungen			
		1	2	3	4
Messsystem	Messprinzip	kapazitiver Sensor	extern beheizter MgB ₂ Sensor	parallel supraleitender MgB ₂ Sensor	SAW-Sensor
	Strom	Fremdenergie	Autark		
	Messintervalle	Kontinuierlich	Grenzschalter	Intervalle	
	Installation	Messung direkt im Tank	Externe Messung		
	Messgrößen	Kapazität	Spannung	Druck	Frequenz
	Verfügbarkeit	Handelsüblich	Prototyp	in der Entwicklung	
Messeinrichtung	Art der Verarbeitung der Messwerte	Vorhandenes Messeinrichtung	Anpassung Messeinrichtung	Implementiert in Messsystem	
	Aufnahme der Messwerte	Kontinuierlich	Vorgegebene Intervalle	Manuell	
	Anzeige	Vorhandene Anzeige-komponenten	Neue Anzeige-komponenten		

▲ — LV1
 ◆ - - - LV2
 ▼ - - - LV3
 ● - - - LV4

Tabelle 5.1: Morphologischer Kasten Messeinrichtungen und Messsystem

Aus dem Morphologischen Kasten gehen vier abgeleitete Lösungsvarianten hervor, welche im Folgenden kurz beschrieben werden.

Lösungsvariante 1

In der ersten Lösungsvariante wird der kapazitive Sensor ausgewählt, der kontinuierlich die Veränderung der elektrischen Kapazität durch eine Änderung des Flüssigkeitsstands im Tank misst. Er ist während der gesamten Messung ortsfest installiert und benötigt zum Betrieb Fremdenergie. Es gibt derzeit noch keine kapazitiven Sensoren, die für die Messung von flüssigem Wasserstoff geeignet sind. Durch weitere Forschung müsste dies getestet werden. Der Sensor könnte in die vorhandene Messeinrichtung implementiert werden, weil dasselbe Messsystem für Kerosintanks verwendet wird. Die Messwerte werden kontinuierlich aufgezeichnet und auf den vorhandenen Anzeigekomponenten dargestellt.

Lösungsvariante 2

Bei der Lösungsvariante 2 wird der Füllstand kontinuierlich durch einen extern beheizten MgB_2 Sensor bestimmt. Das Messgerät wird senkrecht im Tank befestigt und ein ausreichender Strom wird an den supraleitenden Draht angelegt. Der Anteil des Drahtes, welcher sich im flüssigen Wasserstoff befindet, wird supraleitend und oberhalb des Kraftstoffs weist er einen Widerstand auf. Der Flüssigkeitsstand kann somit über die Messung des elektrischen Widerstands berechnet werden, weil der resultierende Widerstand entlang des Drahtes proportional zur Länge des Drahtes über der Flüssigkeit ist. Dieses Messprinzip wird bereits für die Anwendung in flüssigem Helium verwendet. Für flüssigen Wasserstoff wurden erste Prototypen entwickelt. Die vorhandene Messeinrichtung müsste auf den Betrieb mit dem supraleitenden Sensor angepasst werden, damit die Anzeigekomponenten weiterhin verwendet werden können.

Lösungsvariante 3

Die dritte Variante unterscheidet sich nur in der Bauart von der zweiten Lösungsvariante. Hier wird anstatt einer externen Beheizung des supraleitenden Drahtes ein zweiter Draht verwendet, der nicht supraleitend ist. Die Drähte sind dabei elektrisch in Reihe geschaltet, und der Füllstand wird aus der Drahtlänge des in der Flüssigkeit befindlichen nicht supraleitenden Drahtes ermittelt.

Lösungsvariante 4

Der SAW-Senor wird in der vierten Lösungsvariante als Grenzscharter im kryogenen Tank eingesetzt. Für den Einsatz im flüssigen Wasserstoff wurde bereits ein Prototyp entwickelt, der für den Betrieb keine externe Stromversorgung benötigt. Sobald der Sensor in den Kraftstoff eingetaucht wird, schaltet er sich durch die Dämpfung der akustischen Oberflächenwellen auf dem Sensorsubstrat aus. Die Messeinrichtung müsste auf das neue Messsystem angepasst werden, weil die Anzahl an Transpondern im Tank je nach spezifischer Tankgröße und gewünschter Genauigkeit variiert. Die Aufnahme der Messwerte erfolgt dabei kontinuierlich, sodass nach einer Korrigierung der Ausgangssignale keine neuen Anzeigekomponenten benötigt werden.

5.2 Auswahl des Messsystems

Zur Auswahl des geeignetsten Messsystems wird die Lösungsbewertung und Lösungsauswahl wie im Abschnitt 4.4.1 beschrieben durchgeführt. Die Überprüfung der Anforderungen wird in Tabelle 5.2 dargestellt.

Forderungen	LV 1	LV2	LV3	LV4
Kontinuierliche Messung des Füllstands	OK	OK	OK	OK
Verträglichkeit mit flüssigem Wasserstoff	OK	OK	OK	OK
Variable Tankform und -volumen	OK	OK	OK	OK
Temperaturmessbereich	OK	OK	OK	OK
CS-25-Sicherheitsvorschriften	OK	OK	OK	NOK
Austauschbarkeit des Senors	OK	OK	OK	NOK
Ergebnis	OK	OK	OK	NOK

Tabelle 5.2: Überprüfung der Anforderungen

Nach der Überprüfung der Forderungen kann die Lösungsvariante 4 ausgeschlossen werden. Die SAW-Sensoren erfüllen zwar alle Anforderungen in Bezug auf den flüssigen Wasserstoff, jedoch macht die Installation den Sensor für den Gebrauch im Flugzeug unbrauchbar. Die RFID-Tags sollen als Grenzscharter an der Innenwand des Tanks montiert werden, was eine Inspektion oder einen Austausch der Sensoren ohne größeren Aufwand quasi unmöglich macht. Außerdem ist die Messung der Füllstandshöhe auf diskrete Messpunkte eingeschränkt und aus der großen Zahl an benötigten Einzelsensoren resultiert ein hoher Aufwand.

Konzeptentwicklung Messverfahren

Um mit der Bewertung und der letztendlichen Auswahl des Messsystems zur Füllstandsmessung fortzufahren, wird zunächst eine Gewichtung der Kriterien nach der VDI-Richtlinie 2225 [28] durchgeführt.

Nr.	Bewertungskriterien	1	2	3	4	5	6	7	8	9	Σi	G(i)
1	Hohe Messgenauigkeit		1	1	1	1	1	1	1	1	8	0,17
2	Zuverlässigkeit / Reproduzierbarkeit	1		1	1	1	1	1	1	1	8	0,17
3	Kontinuierliche Messung / Überwachung	1	1		1	1	1	1	1	1	8	0,17
4	Nutzung bestehender Messeinrichtungen	0	0	0		0	1	0	0	1	2	0,04
5	Erkennung von Fehlfunktionen	1	1	1	1		1	1	1	1	8	0,17
6	Geringer Fertigungs- und Umbauaufwand	0	0	0	1	0		1	1	1	4	0,08
7	Geringer Bauraum / Masse	0	0	0	1	0	1		0	1	3	0,06
8	Wartungsaufwand	0	0	0	1	0	1	1		1	4	0,08
9	Ergonomie / Bedienbarkeit	0	0	0	1	0	0	1	1		3	0,06
Summe											48	1,00

Tabelle 5.3: Gewichtung der Anforderungen

Die Bewertung der restlichen Lösungsvarianten erfolgt in der Tabelle 5.4.

Nr.	Bewertungskriterien	G(i)	LV1		LV2		LV3	
			P_i	$P_i * G(i)$	P_i	$P_i * G(i)$	P_i	$P_i * G(i)$
1	Hohe Messgenauigkeit	0,17	8	1,36	7	1,19	9	1,53
2	Zuverlässigkeit / Reproduzierbarkeit	0,17	8	1,36	6	1,02	8	1,36
3	Kontinuierliche Messung / Überwachung	0,17	9	1,53	9	1,53	9	1,53
4	Nutzung bestehender Messeinrichtungen	0,04	10	0,40	7	0,28	7	0,28
5	Erkennung von Fehlfunktionen	0,17	8	1,36	6	1,02	7	1,19
6	Geringer Fertigungs- und Umbauaufwand	0,08	6	0,48	6	0,48	8	0,64
7	Geringer Bauraum / Masse	0,06	6	0,36	8	0,48	9	1,53
8	Wartungsaufwand	0,08	7	0,56	6	0,48	7	0,56
9	Ergonomie / Bedienbarkeit	0,06	8	0,48	6	0,36	7	0,54
Summe				7,89		6,84		9,16
Wertigkeit				0,79		0,68		0,92
Rangfolge				2		3		1

Tabelle 5.4: Bewertungsmatrix der Lösungsvarianten

Aus dieser Lösungsbewertung geht hervor, dass die Lösungsvariante 3 die am besten geeignete Lösung ist, da sie die insgesamt höchste Wertigkeit erreicht hat. Der parallel supraleitende MgB_2 -Füllstandssensor ermöglicht mit wenig Aufwand eine kontinuierliche Füllstandsmessung mit höherer räumlicher und zeitlicher Auflösung. Es ist eine relativ einfache Konstruktion, welche keine komplizierte Elektronik erfordert. Außerdem ist es die Variante mit der höchsten Messgenauigkeit und Reproduzierbarkeit, weil der Sensor nur schwer durch die Gasbedingungen wie Temperatur und Druck beeinflusst werden kann, da der Füllstand aus der Drahtlänge des in der Flüssigkeit befindlichen nicht supraleitenden Drahtes ermittelt wird. Durch den kleinen Querschnitt ist der Sensor sehr leicht und es wird nur eine geringe Wärmemenge vom Draht erzeugt, welche hauptsächlich im Wasserstoffgas abgeführt wird. Somit kann die zum supraleitenden Teil geführte Wärme vernachlässigt werden. Die Flexibilität des Drahtes qualifiziert den Sensor besonders gut für Messungen von Kraftstoff in komplexen und schwer zugänglichen Tanks. Dies ermöglicht dem Sensor durch ein vorinstalliertes Führungsrohr, wie in Abbildung 2.2 dargestellt, in den Tank eingebaut zu werden.

Dieses Messsystem wird dem kapazitiven Sensor bevorzugt, weil dieser durch die erhebliche Baugröße sehr beschränkt ist. Des Weiteren hängt die Messgenauigkeit der kapazitiven Füllstandsmessung sowohl vom Sensor als auch von der Messelektronik ab. Es werden sehr hohe Anforderungen an die Fertigungstoleranzen und der Maßhaltigkeit bei der Herstellung gestellt. Wenn die beiden Rohre nicht perfekt parallel zueinander sind, geht die Linearität der Kapazität verloren. Die Nutzung des kapazitiven Sensors in flüssigem Wasserstoff erfordert außerdem eine Anpassung der Sensibilität, wodurch der Abstand zwischen innerem und äußerem Durchmesser der Rohre noch geringer wird (vgl. Abschnitt 6.1.2). Aus diesen Gründen ist der Einsatz des supraleitenden Sensors technisch sinnvoller.

6 Simulation des Messsystems

Für eine Prognose von Wasserstoffeigenschaften und -zuständen und zur Beurteilung von funktionalen Kraftstoff- und Tanksystemen ist nur eine geringe Menge an Simulationswerkzeugen vorhanden. Unter den vorhandenen Werkzeugen sind nur wenige für die Luftfahrt verwendbar. Da der Entwurf des kryogenen Kraftstoffsystems und der Kraftstofftanks äußerst eng miteinander verbunden sind, wäre es geeignet diese zeitgleich zu konstruieren. Das FlyZero-Team hat zur vorläufigen Dimensionierung der Tankvolumina und -gewichte ein intern entwickeltes Simulationsprogramm verwendet. Außerdem wurde für die Simulation einer eindimensionalen Strömungsberechnung das von der NASA entwickelte „Generalized Fluid System Simulation Program (GFSSP)“ genutzt. Erste Tests haben gezeigt, dass die verfügbaren Wärmeübergangskorrelationen nicht für die Modellierung des Verdampfens von flüssigem Wasserstoff in einem kryogenen Tank geeignet sind, weil das Programm für die Simulation am Boden entwickelt wurde. Derzeit wird es an die Luftfahrt angepasst, um die Wärmeübertragung im Tank richtig simulieren zu können. [13]

6.1 Simulation der Lösungsvarianten

6.1.1 Simulation - Parallel supraleitender MgB_2 -Füllstandssensor

Um die Gültigkeit der vorgeschlagenen Lösungsvarianten zu bestätigen, wird der Betrieb eines idealen parallel supraleitenden MgB_2 -Füllstandssensors numerisch mit einer eindimensionalen Wärmebilanzgleichung simuliert. Dazu wurde über den MATLAB App Designer eine Oberfläche für ein Überwachungssystem geschaffen, die es einen erlaubt, das langsame Entleeren und wieder Auffüllen eines beliebig großen Tanks zu simulieren (vgl. Anhang C). Zur Simulation werden die Spannungen der Drähte jeweils bei einem leeren Tank und bei einem halbvollen Tank in die Bedienoberfläche eingegeben (vgl. Abschnitt 3.1.2.2). Das Programm arbeitet nach dem Flussdiagramm in Abbildung 6.1.

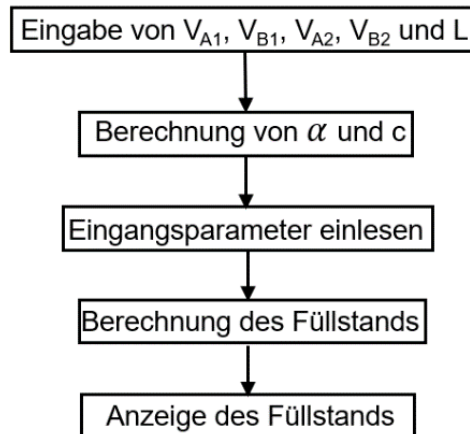


Abbildung 6.1: Flussdiagramm MgB₂-Sensor nach [28]

Die Simulation hat die Linearität der Füllstandsmessung bewiesen (vgl. Anhang C.1.2), dabei ist zu beachten, dass hier nur der Idealzustand simuliert wird. Bei der gegebenen Tankgröße des Sensors ist es wichtig, die Gleichmäßigkeit der supraleitenden Eigenschaften über die gesamte Länge des MgB₂-Drahtes zu untersuchen. Außerdem müssen die statischen und dynamischen Füllstanderkennungseigenschaften und die Abhängigkeit vom Heizeingang zur Sensorlänge überprüft werden. Die Funktion des parallel supraleitenden MgB₂-Füllstandsensors im flüssigen Wasserstoff kann derzeit nicht unter realen Bedingungen simuliert werden, deshalb ist es empfehlenswert einen Prüfstand für Tauglichkeitsuntersuchungen zu konstruieren.

6.1.2 Simulation- Kapazitiver Sensor

Um die Funktion des kapazitiven Sensors unter kryogenen Bedingungen zu simulieren, wurde eine vergleichbare Oberfläche über den MATLAB App Designer programmiert (vgl. Anhang C.2.1). Der kapazitive Sensor benötigt jedoch eine Referenzmessung, dazu wurden in einer Excel-Tabelle die Zustandsvariablen entlang der Tankhöhe in 25 mm Abständen berechnet und von dem Programm eingelesen (vgl. Anhang C.2.3). Der Sensor wurde so kalibriert, dass er bei einem Füllstand von 100 % vollständig mit flüssigem Wasserstoff gefüllt ist. Bei einem Füllstand von 0 % ist der Tank gänzlich mit Wasserstoffgas gefüllt. Darüber hinaus berechnet das Programm über die Sensibilität den benötigten Innendurchmesser bei gleichbleibendem Außendurchmesser von einem Zoll und zeigt diese auf dem

Bedienfeld an. Unter Beibehaltung des äußeren Durchmessers, würde der Abstand zwischen den Rohren auf 1,75 mm reduziert werden. Es müssten weitere Forschungen betrieben werden, um nachzuweisen, ob dieser Abstand für eine korrekte Füllstandsmessung genügt. Diese Simulation stellt ebenfalls nur den Idealzustand dar, ohne jegliche Störgrößen zu beachten.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit war das Ziel, ein geeignetes Messverfahren zur Füllstandsmessung eines kryogenen Wasserstofftanks in einem Flugzeug zu ermitteln. Um ein solches Messsystem ermitteln zu können, war es notwendig, im Voraus einen Überblick über den derzeitigen Entwicklungsstand des Wasserstofftanks, sowie den technischen Stand geeigneter Messsysteme zu erlangen.

Flüssiger Wasserstoff hat sich als geeigneter Treibstoff für die zukünftige Luftfahrt herausgestellt, weil der Einsatz die Flugzeugemissionen auf ein Minimum reduzieren würde. Jedoch stellt die Anpassung der kryogenen Tanktechnologie Flugzeughersteller vor einige große Herausforderungen im Design- und Fertigungsprozess.

Zur Auswahl eines geeigneten Messsystems wurden auf Grundlage der erarbeiteten Anforderungsliste mögliche Lösungsvarianten nach der VDI-Richtlinie 2221 herausgesucht. Die Recherche für den morphologischen Kasten hat ergeben, dass es derzeit keine handelsüblichen Sensoren zur Messung des Füllstandes von flüssigem Wasserstoff in einem kryogenen Tank gibt, lediglich Prototypen, welche noch in der Entwicklungsphase sind. Mit Hilfe der Nutzwertanalyse wurden die Lösungsvarianten untereinander nach technischen Gesichtspunkten und Sicherheitsvorschriften bewertet und verglichen.

Durch die genutzte Bewertungsmatrix hat sich herausgestellt, dass der parallel supraleitende MgB_2 -Füllstandssensor zum derzeitigen Entwicklungsstand am besten für die Füllstandsmessung im kryogenen Flüssigwasserstofftank geeignet ist. Durch

das angewandte Messverfahren wird dieser Sensor am geringsten durch die Gasbedingungen im Tank beeinflusst.

Insgesamt ist die Technologie zur Erfassung des Füllstands von flüssigem Wasserstoff in einem Kryotank jedoch noch auf einem sehr niedrigen Entwicklungsniveau. Es müssen eine Menge Forschungs- und Entwicklungsarbeiten durchgeführt werden, um geeignete Materialien, Bauteile und Komponenten zu finden. Die Festlegung auf ein passendes Messsystem für den Betrieb in einem Flugzeug erfordert zunächst genauere Untersuchungen zum Verhalten von LH_2 während der einzelnen Betriebszustände. Dies fordert innovatives Denken, theoretische Validierung und zahlreiche Experimente.

8 Literaturverzeichnis

- [1] Airbus: Airbus establishes Zero-Emission Development Centres in Germany and France:
<https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2021-06-airbus-establishes-zero-emission-development-centres-in-germany-and>,15.12.21
- [2] Airbus: How to store liquid hydrogen for zero-emission flight:
<https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2021-12-how-to-store-liquid-hydrogen-for-zero-emission-flight>, 15.12.21
- [3] Airbus: ZEROe:
<https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe>, 15.12.2021
- [4] Altmann, Sebastian: Messgeräte für kryogene Treibstoffe für Raumfahrtanwendungen, 2004
- [5] Buff, W.: SAW sensors for direct and remote Measurement, 1998
- [6] Celik, D.; Hilton, D.; Zhang, T.: Helium II level measurement techniques; Cryogenics; Volume 41, pp. 355 ff, 2001
- [7] Clark, C.; Langton. R.; Hewitt, M.; Lonnie, R.: Aircraft Fuel Systems, Wiley, 2009
- [8] DIN 1319-1: Grundlagen der Meßtechnik - Teil 1: Grundbegriffe, 1995
- [9] European Safety Agency: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance CS-25, 2018
- [10] Fisher, B.: Surface Acoustic Wave (saw) Cryogenic Liquid And Hydrogen Gas Sensors, 2012
- [11] FlyZero, FlyZero Zero-Carbon Emission Aircraft Concepts, (FZO-AIN-REP-0007), UK, Aerospace Technology Institute, 2022
- [12] FlyZero, FlyZero Narrowbody Concept Report, (FZO-AIN-REP-0009), UK, Aerospace Technology Institute, 2022
- [13] FlyZero, Cryogenic Hydrogen Fuel System Technical Report, (FZO-PPN-REP-0025), UK, Aerospace Technology Institute, 2022
- [14] FlyZero, Zero-Carbon Emission Aircraft Requirements Report, (FZO-PMO-REP-0055), UK, Aerospace Technology Institute, 2022

- [15] FlyZero, Zero-Carbon Emission Aircraft Executive Summary. (FZO-ALL-REP-0003), UK, Aerospace Technology Institute, 2022
- [16] Kajikawa, Kazuhiro: Proposal of a new type of superconducting level sensor for liquid hydrogen with MgB₂ wires, 2012
- [17] Leon, P.; Kiencke: Messtechnik, Systemtheorie für Ingenieure und Informatiker, Springer, 2011,
- [18] Pahl/Beitz: Konstruktionslehre Grundlagen, Springer, 2007, 7.Auflage
- [19] Parthier, R.: Messtechnik, Grundlagen und Anwendungen der elektrischen Messtechnik, Springer Vieweg, 8. Auflage
- [20] Reif, K.: Sensoren im Kraftfahrzeug, Springer, 2012, 2.Auflage
- [21] Roloff/Matek: Maschinenelemente Tabellenbuch, Springer Vieweg, 2013, 21.Auflage
- [22] Roloff/Matek: Maschinenelemente, Normung Berechnung Gestaltung, Springer Vieweg, 2013, 21.Auflage
- [23] Studyfix: Dielektrizitätskonstante;
<https://studyflix.de/elektrotechnik/dielektrizitatskonstante-2003>, 24.01.22
- [24] Takeda, M: Superconducting characteristics of short MgB₂ wires of long level sensor for liquid hydrogen, 2016
- [25] Tanaka, N: Development of monitor system for parallel-type superconducting level sensor for liquid hydrogen, 2019
- [26] Tränkler, H.; Reindl, L.: Sensortechnik, Handbuch für Praxis und Wissenschaft, Springer Vieweg, 2. Auflage
- [27] VDI 2221: Methodik zum Entwickeln und Konstruieren technischer Systeme und Produkte, Richtlinie, 1993-05
- [28] VDI-Richtlinie 2225: Konstruktionsmethodik: Technisch-wirtschaftliches Konstruieren, Richtlinie, 1998
- [29] Westenberger, A.: H₂ Technology for Commercial Aircraft, 2007

Anhang

A. Aufgabenstellung



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Aufgabenstellung Abschlussarbeit

FAKULTÄT TECHNIK UND INFORMATIK
DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU
Professor Dr.-Ing. Kay Kochan

Name:
Amin Hasu
Matrikel-Nummer: [REDACTED]

Thema:
Sensorik für die Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen

1. Einführung:

Mit den ZeroE-Konzepten erforscht AIRBUS derzeit mögliche potentielle Nachfolger für den AIRBUS A320. Wesentlich neu ist dabei, dass als Energieträger kryogener Wasserstoff (LH2) zum Einsatz kommen soll. Die Speicherung des kryogenen Wasserstoffs soll dabei in doppelwandigen Tanks mit einem evakuierten Zwischenraum erfolgen. Aufgrund parasitärer oder erzielter Erwärmung des tiefkalten Wasserstoffes kommt es zum sogenannten Boil off, der Änderung des Aggregatzustandes von flüssig zu gasförmig. Der damit einhergehende Druckanstieg im Tank muss dabei durch entsprechende kontinuierliche Entnahme oder durch Notablassen geregelt werden. Ebenfalls muss im Rahmen der Betankung sichergestellt werden, dass ein Überfüllen des Tankes vermieden wird.

Neben den oben genannten wasserstoff-spezifischen Phänomene muss aus der zur Verfügung stehenden Wasserstoffmenge die verbleibende Reichweite des Flugzeuges ermittelt werden.

Die Erfassung der korrekten Füllmenge der Wasserstofftanks ist daher ein entscheidender Technologiebaustein. Im Rahmen dieser Masterarbeit sollen die mögliche Sensorkonzepte entwickelt und bewertet werden.

2. Aufgabenstellung in Arbeitsschritten (als Anlage sollten Terminplan und Erläuterungen zu den Arbeitsschritten beigefügt werden).
- Einarbeitung in das Thema Speicherung von Flüssigwasserstoff in Flugzeugen
 - Literaturrecherche zu potentiellen Fuel System - Architekturen für wasserstoffbetriebene Verkehrsflugzeuge (ca. 70 – 150 Passagiere) und Dimensionierung der wesentlichen Kennwerte (z.B.: Tankgrößen, Entnahmemengen, ...)
 - Ermittlung der luftfahrtspezifischer Anforderungen an die Tanksensorik, zum Beispiel:
 - o die zu erwartenden Umweltbedingungen
 - o die Art und Güte der zu ermittelnde physikalische Größen,
 - o die Anforderungen an die Systemintegration,
 - o die Anforderungen an eine automatisierte Montage und prädiktive Instandhaltung sowie
 - o Anforderungen aus der CS-25 und anderer anwendbare Normen
 - Entwicklung möglicher Sensorkonzepte auf Basis der ermittelten Anforderungen
 - Entwicklung einer geeigneten Simulationsumgebung zur Berücksichtigung wesentlicher Umweltbedingungen
 - Planung und Durchführung einer simulationsgestützte Gegenüberstellung der unterschiedlichen Sensorkonzepte
 - Bewertung der Simulationsergebnisse im Hinblick auf die Auswahl geeigneter Sensorkonzepte
 - Ableitung von Anforderungen für den Aufbau eines Prüfstandes zur experimentellen Validierung oben genannter Simulationsergebnisse
 - Dokumentation und Begründung des Vorgehens und der Ergebnisse

Zur Dokumentation gehört jeglicher Programm-Code sowie alle Simulationsergebnisse.

Diese Abschlussarbeit wird in Zusammenarbeit / mit Unterstützung der Firma Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung durchgeführt.

Besondere Vereinbarungen mit der unterstützenden Firma:

Hamburg, den 22.11.2021

B. Anforderungsliste

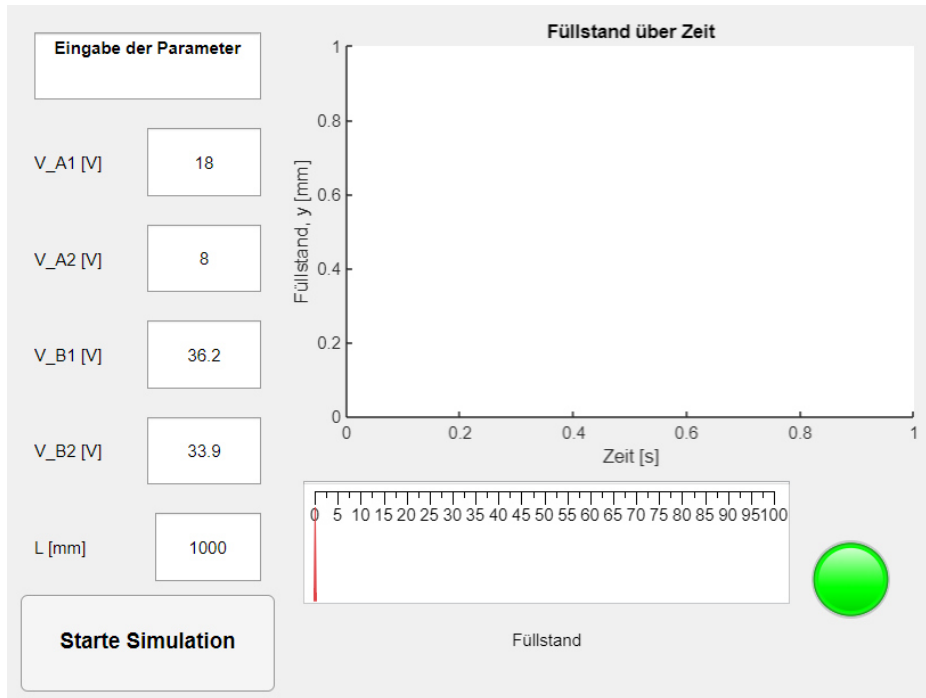
Anforderungsliste				Seite 1/2
Stand 20.04.22				
Projektbezeichnung:		Sensorik für die Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstofftanks	Klassifizierung der Wünsche:	F = Forderung W4 = sehr wichtig W3 = wichtig W2 = mittel W1 = gering
Lfd. Nr.	F/W	Beschreibung der Anforderungen	Werte, Daten, Erläuterungen, Änderungen	Verantwortlich
1 Allgemein				
1.1 Komponenten				
1.1.1	F	Medium	Flüssiger Wasserstoff	A. Hasu
1.1.2	F	Behälter	Kryogener Tank	A. Hasu
1.1.3	F	Tankgeometrie und volumen	Tankform und volumen variabel	A. Hasu
1.2 Prozess / Prüflauf				
1.2.1	F	Auslegungsbetriebsdruck	1,45 bar	ATI
1.2.2	F	Maximaler Betriebsdruck	3 bar	CS 25.1435
1.2.3	F	Temperaturmessbereich	-270 °C bis +60 °C	A. Hasu
1.2.4	F	Thermische Umgebung (Boden)	-54 °C bis +55 °C	CS 25.1309
1.2.5	F	Thermische Umgebung (Flug)	-80 °C bis +55 °C	CS 25.1309
1.2.6	F	Vermeidung der Zündgefahr		A. Hasu
1.2.7	F	Reproduzierbarkeit der Bedingungen		A. Hasu
2 Messen				
2.1 Messeinrichtung				
2.1.1	F	Überwachung des Füllstandes	Kontinuierlich	A. Hasu
2.1.2	F	Korrosionsfestigkeit		A. Hasu
2.1.3	F	Anschluss am Tank		A. Hasu
2.1.4	F	Stromausgang	max. 25 mA	CS25
2.1.5	F	Messgenauigkeit	max. 2 % Ungenauigkeit	A. Hasu
2.1.6	F	Kurze Ansprechzeiten		A. Hasu
2.1.7	W4	Sensormasse	Vernachlässigbar im Vergleich zu Tanksystem	A. Hasu
2.1.8	W3	Lebensdauer	25 Jahre bzw. 70.000 FZ	A. Hasu
2.2 Messdaten				
2.2.1	W3	Übertragung der Messwerte in bestehendes Messprogramm		A. Hasu
2.2.2	W3	Verwendung der derzeitigen Anzeige Komponenten		A. Hasu
2.2.3	F	Warnmeldung bei Überschreiten eines Grenzwertes		A. Hasu
2.2.4	F	Warnmeldung bei Unterschreiten eines Grenzwertes	Resttreibstoff für weniger als 30 min unter idealen Flugbedingungen	CS 25.1305
2.2.5	F	Warnmeldung bei Fehlfunktionen	z.B. abnormaler Kraftstofftransfer zwischen Tanks	CS 25.1305

Anforderungsliste				Seite 2/2
Stand 20.04.22				
Lfd. Nr.	F/W	Beschreibung der Anforderungen	Werte, Daten	Verantwortlich
2.3		Messung des Füllstandes im Tank		
2.3.1	F	Unanfälligkeit gegenüber Temperaturschwankungen		A. Hasu
2.3.2	F	Unanfälligkeit gegenüber Druckschwankungen		A. Hasu
3		Einbindung des Sensors		
3.1		Allgemein		
3.1.1	F	Fixierung des Sensors		A. Hasu
3.1.2	F	Austauschbarkeit des Sensors	Verunreinigungen vermeiden	CS 25.1719
3.1.3	W4	möglichst geringer Bauraum		A. Hasu
3.1.4	F	Einbindbarkeit ins Wasserstoffsystem		A. Hasu
3.1.5	F	Verträglichkeit mit Wasserstoff		A. Hasu
3.2		Werkstoffe		
3.2.1		Verfügbarkeit der Werkstoffe		A. Hasu
4		Funktion		
4.1		Betriebszustand		
4.1.1	F	Betankung	Toleranz gegenüber anderen kryogenen Gasen, die zum Spülen genutzt werden	A. Hasu
4.1.2	F	Start- und Landeflug	Signal unbeeinflusst durch Neigung der Flüssigkeitsoberfläche	A. Hasu
4.1.3	F	Flug	Kein Einfluss durch Turbulenzen	A. Hasu
5		Instandhaltung		
5.1		Inspektion		
5.1.1	F	Inspektion aller Elemente	Bereitstellung von Mitteln zur Inspektion	CS 25.611
5.1.2	F	Inspektion der Sensoren	Festgelegter Inspektionsintervall	A. Hasu
5.1.3	F	Reparierbarkeit		CS 25.1719
5.2		Wartung / Reinigung		
5.2.1	W4	Wartungsaufwand	Wartungsfreundlich, um Beeinträchtigungen zu minimieren	A. Hasu
6		Ergonomie		
6.1		Bedienung und Anzeige		
6.1.1	W4	Einfache Bedienbarkeit		A. Hasu
6.1.2	W4	Darstellung aller Messwerte auf demselben Anzeigeelement		A. Hasu
	F	Anzeige des Füllstandes	Für jeden Tank separat	A. Hasu
7		Recycling		
7.1	W2	Sensoren wiederverwendbar bei Umbauten		A. Hasu

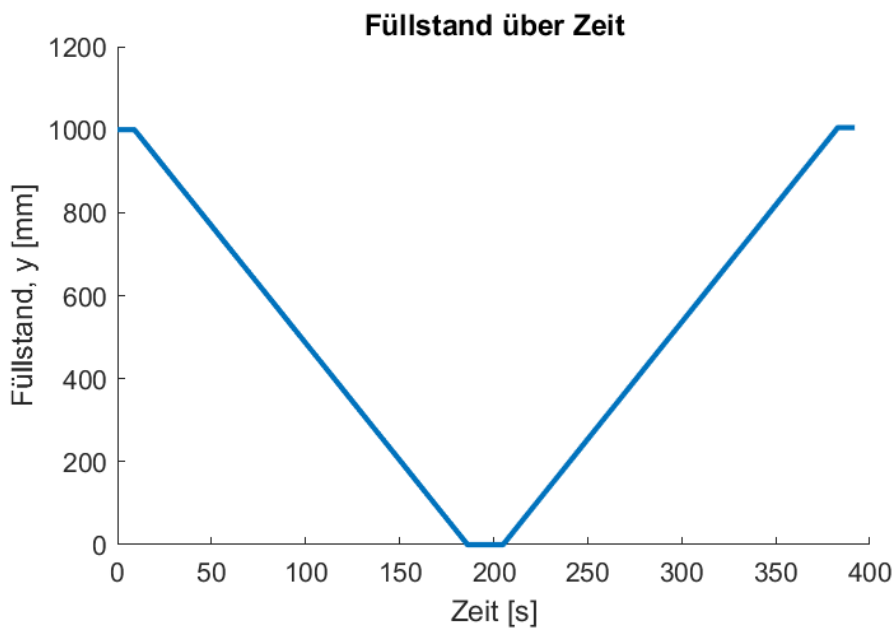
C. Simulation des Messsystems

C.1 Simulation - Parallel supraleitender MgB₂-Füllstandssensor

C.1.1 MATLAB App Designer Oberfläche - supraleitend

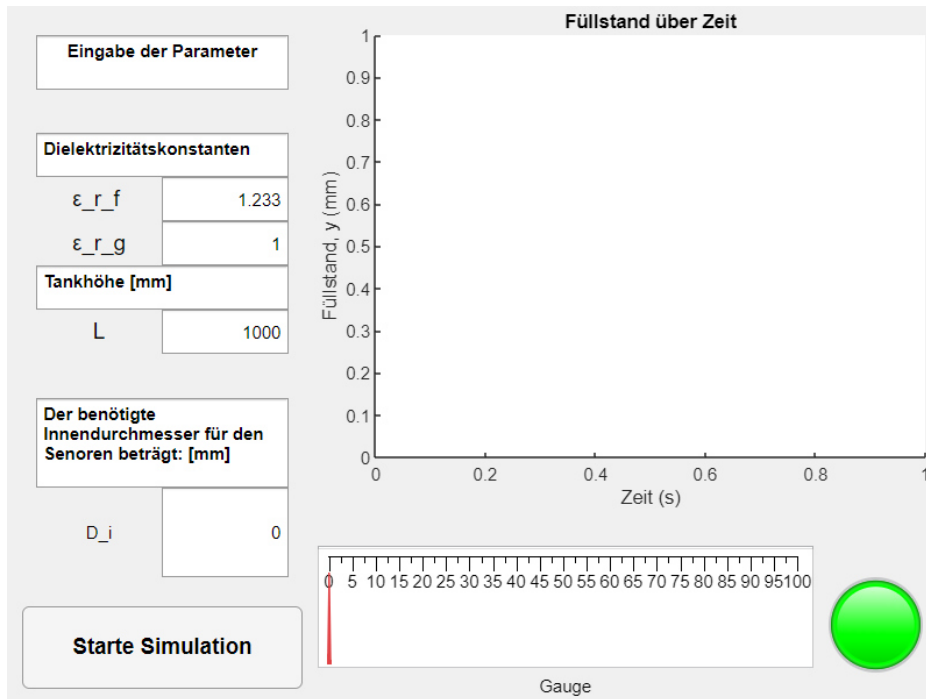


C.1.2 Simulation der Füllstandsmessung - supraleitend

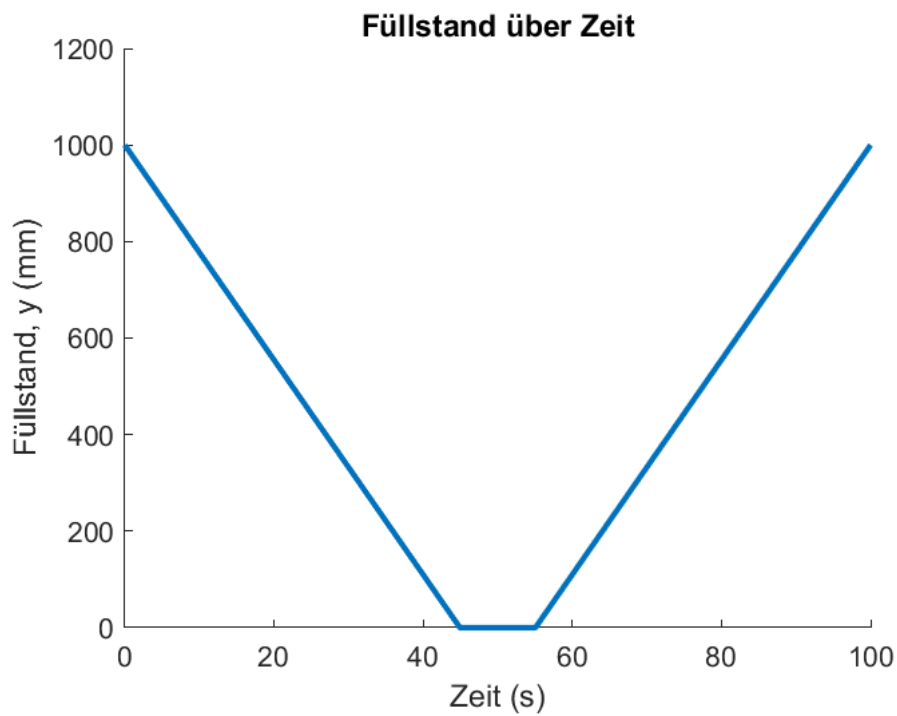


C.2 Simulation - Kapazitiver Füllstandssensor

C.2.1 MATLAB App Designer Oberfläche - kapazitiv



C.2.2 Simulation der Füllstandsmessung - kapazitiv



C.2.3 Berechnungen der Gesamtkapazitäten

Berechnungen für einen kapazitiven Füllstandssensor

Berechnung der Kapazität

$$C = C_f + C_g = \frac{2 \cdot \pi \cdot \epsilon_0 \cdot (H_f \cdot \epsilon_{r,f} + H_g \cdot \epsilon_{r,g})}{\ln(D_o/D_i)}$$

Berechnung der Sensibilität

$$S_0 = \frac{dC}{dH_f} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \epsilon_0 \cdot (\epsilon_{r,f} - \epsilon_{r,g})}{\ln(D_o/D_i)}$$

Berechnung der Füllstandshöhe

$$H_f = \frac{1}{(\epsilon_{r,f} - \epsilon_{r,g})} \cdot \left[\frac{\ln(D_o/D_i)}{2 \cdot \pi \cdot \epsilon_0} \cdot C - \epsilon_{r,g} \cdot H \right]$$

Parameter:

ϵ_0	$\epsilon_{r,f}$ (Kerosin)	$\epsilon_{r,g}$ (Luft)	$\epsilon_{r,f}$ (LH ₂)	$\epsilon_{r,g}$ (GH ₂)
8,8542E-12	2,09	1	1,233	1,00026

1. Sensibilität eines gängigen kapazitiven Sensoren für einen Kerosin Tank berechnen. ($D_o = 1''$; $D_i = 0,5''$) $1'' \hat{=} 25,4 \text{ mm}$ $D_o = 25,4$ $S_0 = 8,74842E-11$

2. Innendurchmesser für kapazitiven Sensor für einen Flüssigwasserstofftank berechnen.

(mit selber Sensibilität und selbem Außendurchmesser)

$$\ln(D_o/D_i) = \frac{2 \cdot \pi \cdot \epsilon_0 \cdot (\epsilon_{r,f} - \epsilon_{r,g})}{S_0}$$

 $\ln(25,4/D_i) = 0,148002821$ $D_i = 21,9$

3. Berechnung der Gesamtkapazität:

Füllstand H_f :	Füllstand H_g :	Gesamtkapazität C:
1000	0	4,6347E-07
975	25	4,61283E-07
950	50	4,59096E-07
925	75	4,56909E-07
900	100	4,54722E-07
875	125	4,52535E-07
850	150	4,50347E-07
825	175	4,4816E-07
800	200	4,45973E-07
775	225	4,43786E-07

750	250	4,41599E-07
725	275	4,39412E-07
700	300	4,37225E-07
675	325	4,35038E-07
650	350	4,32851E-07
625	375	4,30663E-07
600	400	4,28476E-07
575	425	4,26289E-07
550	450	4,24102E-07
525	475	4,21915E-07
500	500	4,19728E-07
475	525	4,17541E-07
450	550	4,15354E-07
425	575	4,13167E-07
400	600	4,1098E-07
375	625	4,08792E-07
350	650	4,06605E-07
325	675	4,04418E-07
300	700	4,02231E-07
275	725	4,00044E-07
250	750	3,97857E-07
225	775	3,9567E-07
200	800	3,93483E-07
175	825	3,91296E-07
150	850	3,89108E-07
125	875	3,86921E-07
100	900	3,84734E-07
75	925	3,82547E-07
50	950	3,8036E-07
25	975	3,78173E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
0	1000	3,75986E-07
25	975	3,78173E-07
50	950	3,8036E-07
75	925	3,82547E-07
100	900	3,84734E-07
125	875	3,86921E-07
150	850	3,89108E-07
175	825	3,91296E-07
200	800	3,93483E-07
225	775	3,9567E-07
250	750	3,97857E-07

275	725	4,00044E-07
300	700	4,02231E-07
325	675	4,04418E-07
350	650	4,06605E-07
375	625	4,08792E-07
400	600	4,1098E-07
425	575	4,13167E-07
450	550	4,15354E-07
475	525	4,17541E-07
500	500	4,19728E-07
525	475	4,21915E-07
550	450	4,24102E-07
575	425	4,26289E-07
600	400	4,28476E-07
625	375	4,30663E-07
650	350	4,32851E-07
675	325	4,35038E-07
700	300	4,37225E-07
725	275	4,39412E-07
750	250	4,41599E-07
775	225	4,43786E-07
800	200	4,45973E-07
825	175	4,4816E-07
850	150	4,50347E-07
875	125	4,52535E-07
900	100	4,54722E-07
925	75	4,56909E-07
950	50	4,59096E-07
975	25	4,61283E-07
1000	0	4,6347E-07



Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung einer Abschlussarbeit

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

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

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

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

Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit

Hiermit versichere ich,

Name: Hasu

Vorname: Amin

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

Sensorik für die Erfassung von Füllständen in Flüssigwasserstofftanks in Flugzeugen

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

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

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

Hamburg

Ort

26.05.2022

Datum


Unterschrift im Original