



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Masseabschätzung eines Wasserstoff- Außentanks für ein Turboprop- Verkehrsflugzeug

Martin Oehlke

26. Juni 2009



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Department Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Verfasser: Martin Oehlke
Abgabedatum: 26.06.2009

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz

Kurzreferat

Die Gesamtmasse zweier Außentanks mit je 5 m³ Volumen wird für das Flugzeugmuster ATR 72-500 als Frachtversion ermittelt. Der Schwerpunkt liegt auf der Ermittlung der Strukturmasse und der Isolationsmasse. Durch Literaturrecherche werden die in Frage kommenden Legierungen von Stahl, Aluminium, Titan, sowie Glasfaserverstärkter Kunststoff und Kohlefaserverstärkter Kunststoff untersucht. AL-2219 ist der am besten geeignete Werkstoff, da er eine hohe Bruchdehnung aufweist, die für Sicherheitsreserven sorgt, er versprödet nicht bei tiefkalten Temperaturen, ist kostengünstig und es kann von bereits vorhandenen Erfahrungen beim Bau von Wasserstofftanks mit Aluminium profitiert werden.

Ebenfalls anhand von Literaturrecherche werden die Vielschichtvakuumisolation mit Pulverisolationen und Faserisolationen gegenübergestellt. Obwohl die Vielschichtvakuumisolation die beste Isolationsleistung aufweist, ist sie nicht die optimale Lösung. Pumpen, die zur Aufrechterhaltung des nötigen Vakuums sorgen, haben ein zu großes Gewicht, weshalb sie sich erst bei großen Tanks lohnen. Die gute Isolationsleistung, der einfache Aufbau und das geringe spezifische Gewicht lassen die Polyurethanisolation zur Anwendung kommen.

Mit Hilfe der Methoden nach dem Luftfahrttechnischen Handbuch und den AD 2000-Merkblättern wird das Strukturgewicht errechnet. Der Entwurf nach dem Luftfahrttechnischen Handbuch wiegt 111,7 kg. Der Entwurf nach AD 2000-Merkblättern wiegt 177,1 kg. Die Masse der Isolation beträgt 55 kg. Das Gesamtgewicht des Tanks beträgt nach Entwurf anhand des Luftfahrttechnischen Handbuchs 166,7 kg und nach den AD 2000-Merkblättern 232,3 kg.

Die ermittelten Ergebnisse werden durch Nachentwurf des Wasserstofftanks von **Brewer 1990** verifiziert.

Die Berechnungsmethoden sind als Excel-Tool im Anhang C hinterlegt. Mit Hilfe weniger Eingabegrößen lässt sich so die Masse beliebig großer Tanks in wenigen Sekunden ermitteln.



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Masseabschätzung eines Wasserstoff-Außentanks für ein Turboprop-Verkehrsflugzeug

Aufgabenstellung zum *Projekt 2* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Bei der Verwendung von Wasserstoff als Kraftstoff wird das Vierfache des Volumens benötigt, welches für die Speicherung der gleichen Energiemenge in Form von Kerosin nötig wäre. Dieses große Volumen führt im Falle einer Umrüstung eines konventionellen Flugzeugs auf einen Wasserstoffantrieb zur Notwendigkeit von großen Außen- oder internen Tanks, welche u. a. großen Einfluss auf die Masse eines Flugzeugs haben. Diese Projektarbeit wird im Rahmen des Forschungsprojekts "Grüner Frachter" (<http://GF.ProfScholz.de>) vergeben.

Aufgabe

Es soll die Umrüstung eines Frachtflugzeugs vom Typ ATR-72 auf Wasserstoffantrieb hinsichtlich der Auswirkungen von Außentanks ermittelt werden. Dafür soll eine Masseabschätzung von Isolierung und Druckkörper eines Wasserstoff-Außentanks durchgeführt werden.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

	Seite
Nomenklatur	7
Lateinische Formelzeichen	7
Griechische Formelzeichen	8
Abkürzungen, Begriffe	9
1 Einleitung	10
1.1 Motivation	10
1.2 Ziel der Arbeit	10
1.3 Aufbau der Arbeit.....	11
2 Wasserstoff in der Luftfahrt	12
2.1 Geschichte des Wasserstoffs in der Luftfahrt.....	12
2.2 Vorkommen, Gewinnung und Eigenschaften des Wasserstoffes.....	14
2.3 Umwelt	16
2.4 Sicherheit.....	17
3 Speicherung des Wasserstoffs	19
3.1 Druckspeicher.....	19
3.2 Speicherung mittels Metallhydriden	19
3.3 Speicherung mittels Verflüssigung	20
3.4 Weitere Speichermöglichkeiten	20
4 Tankdesign	21
4.1 Anforderungen an den Tank.....	21
4.2 Einflussgrößen auf die Tankmasse.....	23
4.3 Werkstoffe	24
4.3.1 Bewertung der Werkstoffe	25
4.4 Auswahl des Werkstoffes	28
4.5 Tankgeometrie.....	29
4.6 Strukturauslegung.....	32
4.6.1 Strukturauslegung nach Luftfahrttechnischem Handbuch	32
4.6.2 Strukturauslegung nach AD 2000-Merkblättern	34
4.7 Strukturgewicht	37
5 Isolation	39
5.1 Thermodynamik des Wasserstofftanks	39
5.2 Isolationsarten	40
5.3 Isolationsmaterialien	42
5.3.1 MLVSI (Multi Layer Vacuum Super Isolation) – Vielschichtvakuumisolation...	42

5.3.2	Pulver- und Faser-Isolationen	43
5.3.3	Schaumstoff-Isolationen.....	43
5.3.4	Gegenüberstellung der Eigenschaften der Isolationsmaterialien	44
5.4	Thermodynamische Auslegung.....	47
6	Vergleich des Entwurfs mit empirischen Daten	52
7	Zusammenfassung und Ausblick	56
	Literaturverzeichnis.....	57
	Anhang A Excel-Tool „Tankdesign“	59
	Anhang B Excel-Tabelle “Empirische Daten”	62
	Anhang C CD-ROM	63

Nomenklatur

Lateinische Formelzeichen

c_1	Zuschlag für Wanddickenunterschreitung	-
c_2	Abnutzungszuschlag	-
d	Durchmesser	m
D_a	Außendurchmesser	mm oder m
D_i	Innendurchmesser	m
i	Formfaktor	-
K	Festigkeitskennwert bei Berechnungstemperatur	$\frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$
K_{20}	Festigkeitskennwert bei 20°C (hier für -252°C)	$\frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$
m	Masse	kg
Nu	Nusselt-Zahl	-
O	Oberfläche	m ²
p	Druck	$\frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$; bar
p_i	Innendruck	bar
p_{iso}	Druck in der Isolation	bar
\dot{Q}_{AF}	Wärmestrom unterhalb des Kraftstoffpegels	W
\dot{Q}_{DF}	Wärmeübergabe zwischen Gas und Flüssigkeit	W
\dot{Q}_R	Durch Strahlung in die Flüssigkeit eintretender Wärmestrom	W
\dot{Q}_V	Verlustwärmestrom	W
\dot{Q}_W	Wärmestrom entlang der Tankinnenwand	W
c	Korrosionszuschlag	m
R	Radius der Kalotte des Klöpperbodens	m
r	Radius der Krempe des Klöpperbodens	m
S	Sicherheitsfaktor	-
s	Wandstärke des Zylinders	mm
s_{Ka}	Wandstärke der Kalotte des Klöpperbodens	mm
s_{Kr}	Wandstärke der Krempe des Zylinderbodens	mm
s_Z	Wandstärke des Zylinders	mm
v	Faktor zur Berücksichtigung von Verschwächungen	-
V	Volumen	m ³

Griechische Formelzeichen

α_i	Wärmeübergangskoeffizient	$\frac{W}{m^2 \cdot K}$
β	Berechnungsbeiwert	-
Δp	Differenzdruck	bar
λ	Wärmeleitfähigkeit	$\frac{W}{m \cdot K}$
v_s	Schweißnahtfaktor	-

Abkürzungen, Begriffe

Boil-Off	Verdampfen von Wasserstoff aufgrund von Überdruck
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CO ₂	Kohlen(stoff)dioxid
Disc Fragment Zone	Gebiet in dem Triebwerksteile bei Zerlegung des Triebwerks gelangen können
DOC	Direct Operating Costs (direkte Betriebskosten)
evakuiert	im Vakuum befindlich
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
GH ₂	Gaseous Hydrogen (gasförmiger Wasserstoff)
kryogen	steht für Stoffe im Zusammenhang mit extrem niedrigen Temperaturen
LH ₂	Liquid Hydrogen (flüssiger Wasserstoff)
MLVSI	Multi Layer Vacuum Super Isolation (Vielschichtvakuumisolation)
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NO _x	Stickoxid

1 Einleitung

1.1 Motivation

Dieses Projekt ist ein Teil des Forschungsprojektes „Grüner Frachter“, welches sich mit der Erforschung umweltgerechter Frachtflugzeuge auseinandersetzt. Die Forschungstätigkeiten beziehen sich nicht nur auf einzelne Gebiete, sondern auf das gesamte Flugzeugkonzept. Das Augenmerk liegt auf der Reduktion des Kraftstoffverbrauchs, des Lärms, der Betriebskosten und der Emissionen. Dazu werden bestehende Konfigurationen modifiziert, aber auch völlig neue Flugzeugmuster entworfen.

Die vorliegende Projektarbeit beschäftigt sich mit der strukturmechanischen und thermodynamischen Auslegung der Wasserstoffaußentanks für die ATR 72 als Frachtversion. Die Tanks haben ein Volumen von je 5 m^3 . Sie ist ein Baustein der Umrüstung der Kerosinvariante der ATR 72 auf einen Wasserstoffantrieb.

1.2 Ziel der Arbeit

Das Ziel der Arbeit besteht darin zwei Wasserstofftanks mit je 5 m^3 Volumen zu entwerfen. Die gewonnenen Daten des Gewichtes und des aerodynamischen Widerstandes werden in das Flugzeugentwurfprogramm PreSTo eingearbeitet, mit dem die ATR 72 als Wasserstoffvariante dimensioniert wird. Darüber hinaus soll eine Datenbasis geschaffen werden, um für zukünftige Projekte Wasserstofftanks schnell berechnen zu können. Dem wird Rechnung getragen durch das Excel-Tool, welches auf CD-ROM der Arbeit beiliegt. Mit Hilfe dieses Tools können beliebig große Tanks entworfen werden und die zugehörigen Gewichte ermittelt werden.

1.3 Aufbau der Arbeit

Die Arbeit ist wie folgt in Abschnitte unterteilt:

- Abschnitt 1** Einleitung
- Abschnitt 2** Wasserstoff in der Luftfahrt mit den Themen Geschichte, Vorkommen, Gewinnung und Eigenschaften des Wasserstoffes, Umwelt und Sicherheit.
- Abschnitt 3** Stellt die verschiedenen Speichermöglichkeiten des Wasserstoffs vor und zeigt die jeweiligen Vor- und Nachteile auf.
- Abschnitt 4** Beschäftigt sich mit den verschiedenen in Frage kommenden Werkstoffen für die Konstruktion des Wasserstofftanks mit ihren Vor- und Nachteilen. Nach Auswahl des geeigneten Werkstoffes wird die Auslegung nach **LTH 2008** und AD 2000-Merkblättern durchgeführt.
- Abschnitt 5** Dieser Abschnitt beschäftigt sich mit der Auswahl des am besten geeigneten Isolationsmaterials. Es werden ebenfalls Vor- und Nachteile aufgezeigt. Nach Wahl des passenden Isolationswerkstoffes wird die thermodynamische Auslegung durchgeführt.
- Abschnitt 6** Hier wird der Entwurf mit den gesammelten empirischen Daten verglichen und der Wasserstofftank von **Brewer 1990** nachentworfen, um einen Vergleich herzustellen.
- Abschnitt 7** Fasst die Ergebnisse zusammen und gibt einen Ausblick auf zukünftige Potentiale und Verbesserungsmöglichkeiten.

2 Wasserstoff in der Luftfahrt

2.1 Geschichte des Wasserstoffs in der Luftfahrt

Die erste Luftfahrtanwendung für Wasserstoff war der erste bemannte Flug durch den Physiker Jacques Charles mit einem Wasserstoffballon im Dezember 1783 über Paris. Er erreichte eine Flughöhe von 3000 m. Im 19. Jahrhundert begann die Ära der Luftschiffe, welche ebenfalls den statischen Auftrieb mit Hilfe des Wasserstoffs erzeugten. Diese wurde im Jahr 1937 durch den Unfall des Zeppelins „Hindenburg“ beendet. Die Füllung mit ca. 200.000 m³ Wasserstoff wurde als Hauptursache des Unglücks propagiert. Schuld war jedoch die leicht entzündliche Außenhaut, welche durch eine statische Entladung entflammt wurde. Es kamen bei dem Unglück „nur“ 36 der 97 Passagiere um, was auf die geringe Flammhitze und das nach oben weg brennen des Wasserstoffs zurückzuführen war.

Nach fast 20 Jahren wurde das Thema Wasserstoff in der Luftfahrt wieder aufgegriffen. Jedoch diesmal als Treibstoff zur Verbrennung in modifizierten Triebwerken. Die NASA startete 1955 ihr Vorhaben, welches 1957 in den erfolgreichen Testflug eines B-57-Bombers mündete, bei dem ein Turbo-Jet-Triebwerk mit Wasserstoff als Brennstoff arbeitete. Die Tests verliefen ohne Zwischenfälle. Jedoch führten Probleme im Umgang mit dem kryogenen Treibstoff zur Einstellung des Programms. Im Jahre 1959 gelang der Firma Pratt and Whitney der erste erfolgreiche Test eines Raketenmotors mit flüssigem Wasserstoff und flüssigem Sauerstoff. Lockheed untersuchte in den 70er Jahren aufgrund der Ölkrise in Zusammenarbeit mit Pratt und Whitney und General Electrics erstmals die Anwendbarkeit von Wasserstoff als Treibstoff für die Passagierluftfahrt. Es wurde ein 4-strahliger Flugzeug für 400 Passagiere entworfen. Es wurden intensive Untersuchungen zur Praktikabilität angestellt. Allerdings wurde die Entwicklung aufgrund des wieder sinkenden Ölpreises und fehlender Infrastruktur eingestellt. Danach wagte sich die damalige Sowjetunion an den Entwurf und Bau eines Wasserstoffflugzeuges. Der Flugzeughersteller Tupolev, die DASA, der Triebwerkshersteller Kusnetsov und Forschungsinstitute waren beteiligt. Die Tupolev TU-155 war eine modifizierte TU-154, die mit flüssigem Wasserstoff sowie auch flüssigem Erdgas fliegen konnte. Erdgas wurde aufgrund der großen Vorkommen der Sowjetunion damals berücksichtigt. Im Jahre 1988 fand der Erstflug statt. Im Jahre 1989 fand der Startschuss für das Cryoplane Projekt der DASA statt. Zuerst nur auf politischer Ebene, dann folgte im Jahr 1990 die Einigung mit der Sowjetunion Flüssig-Erdgas und Flüssig-Wasserstoff als Treibstoffe für das Cryoplane-Projekt zu untersuchen. Um Entwicklungsrisiken klein zu halten wurde beschlossen den Airbus A310-300 auf den neuen Antrieb umzurüsten. 1995 wurde beschlossen ein Demonstrator Modell auf Basis der Fairchild Dornier 328 für die Expo 2000 zu entwickeln, jedoch nie realisiert. Im Jahre 2000 wurde das Cryoplane-Projekt im Rahmen des 5th-Framework Programm der EU wieder aufgegriffen. Es wurden unter anderem die nötige Infrastruktur, Antriebstechnologien und Sicherheit untersucht. Durch rasant ansteigenden Kraftstoffpreise und stärker in

den Vordergrund rückende Umweltaspekte wird Wasserstoff in der Zukunft mehr Bedeutung bemessen. (**Boehm 2006**) (**Eichseder 2008**) (**Thudt 1994**)

2.2 Vorkommen, Gewinnung und Eigenschaften des Wasserstoffes

Wasserstoff ist im Weltall das weitaus häufigste Element, so besteht z. B. die Masse der Sonne aus ca. 73,5 % Wasserstoff. In der unteren Erdatmosphäre kommt der Wasserstoff nur in Spuren vor. Mit steigender Höhe nimmt sein Gehalt zu, bis in einigen 100 km Höhe die Atmosphäre fast ausschließlich aus Wasserstoff besteht. In gebundener Form ist der Wasserstoff der Erde weit verbreitet, am häufigsten in den Ozeanen. Im Durchschnitt ist jedes sechste Atom aller am Aufbau der Erdkruste, der Wasser- und Lufthülle beteiligten Atome ein Wasserstoffatom. (Reinoso 2005)

Wasserstoff zählt zu den Sekundären Energieträgern und kann somit nicht direkt zur Energiegewinnung herangezogen werden. Er muss erst unter Einsatz von Primärenergieträgern gewonnen werden. Dazu können alle Primärenergieträger, wie Fossile Energieträger, Pflanzliche Energieträger, alternative Energieträger oder auch nukleare Energieträger genutzt werden. Besonders zu erwähnen ist die Gewinnung von Wasserstoff mittels Elektrolyse von Wasser mit Hilfe von Strom aus regenerativen Energiequellen. Würde ein Großteil der Stromerzeugung regenerativ geschehen, wäre eine schadstofffreie Wasserstoffwirtschaft denkbar. Eichlseder 2008 Im Forschungsstadium befinden sich noch die Produktion von Wasserstoff aus Biomasse durch Mikroorganismen und die biochemische Produktion von Wasserstoff mittels Photosynthese.

Wasserstoff zeichnet sich gegenüber Kerosin durch die in Tabelle 2.1 aufgeführten Eigenschaften aus:

Tabelle 2.1 Eigenschaften des Wasserstoffs (LTH 1994)

	Einheit	Wasserstoff	Jet-A1 (Kerosin)
Molekulare Zusammensetzung	-	H ₂	C _{12,19} H _{23,51}
Molekulargewicht	-	2,016	170
Dichte im flüssigen Zustand	kg/m ³	70,8	827
Heizwert (volumenbezogen)	MJ/m ³	10,2	35300
Heizwert (massenbezogen)	MJ/kg	122,8	42,8
Verdampfungswärme	KJ/kg	446	295
Siedepunkt	°C	-253	171 – 267
Zündgrenzen (bezogen auf Brennstoffvolumen)	Vol. %	4 - 74	1 – 5
minimale Zündenergie	mJ	0,019	0,25
Maximale Flammentemperatur	K	2400	2300
Löschabstand	cm	0,057	0,3
Detonationsgeschwindigkeit	m/s	1900	1800
Brenngeschwindigkeit	m/s	2,65 – 3,25	0,37 – 0,43
Diffusionsgeschwindigkeit	cm/s	≤ 2	≤ 0,17
Stöchiometrische Zusammensetzung	Vol. %	29,53	1,76
Diffusionskoeffizient	cm ² /s	0,61	0,05

Es wird hier nur flüssiger Wasserstoff betrachtet, da gasförmiger Wasserstoff einen zu hohen Volumenbedarf hat und somit nicht in Frage kommt. Die Verbrennungseigenschaften von

Wasserstoff im Vergleich zu Kerosin können als sehr gut bezeichnet werden. Es stellen sich folgende Eigenschaften des Wasserstoffs als Vorteile gegenüber Kerosin dar: Die hohen Diffusions- und Verbrennungsgeschwindigkeiten ermöglichen einen hohen Verbrennungswirkungsgrad und gute Flammstabilität, außerdem kann die räumliche Ausdehnung der Brennkammer kleiner als bei Kerosin ausgeführt werden. Durch die geringe Zündenergie und das sehr weiten Zündgrenzen hat Wasserstoff sehr gute Zünd- und Wiederzündeeigenschaften.

Die guten Zündeeigenschaften haben allerdings zum Nachteil, dass sich leicht explosionsfähige Gemische bilden können. Daher werden Wasserstofftanks mit Überdruck betrieben, um ein Eindringen von Außenluft und somit die Bildung von explosionsfähigen Gemischen zu verhindern.

Aufgrund der unterschiedlichen Dichte und des unterschiedlichen Heizwertes von Wasserstoff und Kerosin ergibt sich folgende Rechnung, die einen objektiven Vergleich beider Treibstoffe hinsichtlich ihrer Masse und ihres Volumens ermöglicht. Dabei wird von 10 MJ freizusetzender Wärmeenergie ausgegangen:

LH₂:

$$10 \text{ MJ} \hat{=} \frac{1000 \text{ g}}{122,8 \text{ MJ}} \cdot 10 \text{ MJ} = 81,43 \text{ g} \hat{=} \frac{1000 \text{ l}}{70800 \text{ g}} \cdot 81,43 \text{ g} = 1,15 \text{ l} \quad (2.1)$$

Jet-A:

$$10 \text{ MJ} \hat{=} \frac{1000 \text{ g}}{42,8 \text{ MJ}} \cdot 10 \text{ MJ} = 233,64 \text{ g} \hat{=} \frac{1000 \text{ l}}{827 \text{ g}} \cdot 233,64 \text{ g} = 0,28 \text{ l} \quad (2.2)$$

Massenvergleich:

$$\frac{m_{LH_2}}{m_{Kerosin}} = \frac{81,43 \text{ g}}{233,64 \text{ g}} = \underline{\underline{0,35}} \quad (2.3)$$

Volumenvergleich:

$$\frac{V_{LH_2}}{V_{Kerosin}} = \frac{1,15 \text{ l}}{0,28 \text{ l}} = \underline{\underline{4,1}} \quad (2.4)$$

Aus obiger Rechnung wird deutlich, dass Wasserstoff nur rund ein Drittel der Masse von Kerosin, aber das 4,1-fache Volumen für den gleichen Heizwert benötigt. Weniger Gewicht ist für den Flugzeugbau natürlich wünschenswert, jedoch wird dieser Vorteil durch den hohen Volumenbedarf und die isolierten Drucktanks zum Teil wieder aufgezehrt. (LTH 1994)

2.3 Umwelt

Prinzipiell gibt es zwei Möglichkeiten Wasserstoff als Energieträger für einen Antrieb zu benutzen. Bei der Brennstoffzelle dient der Wasserstoff als Reduktionsmittel für die Redoxreaktion. Dabei wird elektrische Energie freigesetzt, die durch einen Elektromotor für einen Antrieb nutzbar gemacht werden kann. Jedoch haben Elektromotoren ein zu geringes Leistungsgewicht, als das diese für den Flugzeugbau in Frage kommen. Daher wird hier die zweite Möglichkeit, die Verbrennung von Wasserstoff in modifizierten Triebwerken betrachtet.

Bild 2.1 zeigt die energieäquivalente Verbrennung von Wasserstoff und Kerosin. Da Wasserstoff keine Kohlenstoffatome enthält, fallen bei der Verbrennung sämtliche Verbindungen von Kohlenstoffatomen gegenüber Kerosin weg. Als Nebenprodukte entstehen bei der Verbrennung lediglich Stickoxid und Wasserdampf.

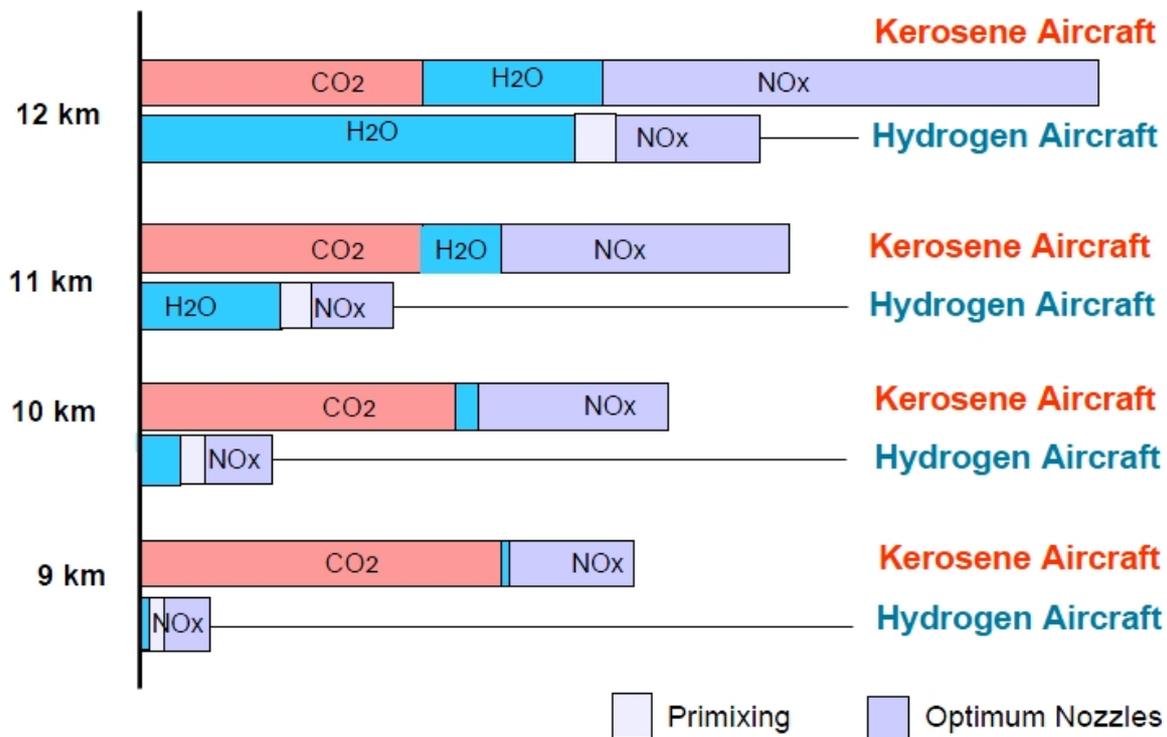


Bild 2.1 Schadstoffmengen bei Verbrennung von Kerosin und LH₂ (Faaß 2001)

Auffällig ist der höhere Wasserdampfanteil bei der Verbrennung von Wasserstoff. Wird der Wasserdampf in der Troposphäre (0 km bis ca. 11 km Höhe) ausgestoßen, regnet er ab und verweilt deutlich kürzer in der Atmosphäre als Kohlendioxid. In der Stratosphäre (ca. 11 km bis 50 km) hingegen verweilt der Wasserdampf sehr lange und begünstigt somit den Treibhauseffekt. Somit sollte aus Umweltgesichtspunkten die Flughöhe bei Jets von derzeit bis zu 13 km auf unter 11 km reduziert werden, was einen leicht erhöhten Kraftstoffverbrauch zur Folge hat. Die hier betrachtete ATR 72 hat eine maximale Flughöhe von 7.000 m. Die

Verbrennung von Wasserstoff ist der von Kerosin auch in Hinblick auf die Stickoxid-Emissionen überlegen. Stickoxidemissionen nehmen exponentiell mit der Verbrennungstemperatur zu. Dadurch, dass Wasserstoff magerer als Kerosin verbrannt werden kann, sinkt auch die Temperatur, was zu weniger NO_x -Ausstoß führt. Weiteren Einfluss auf die Verbrennung haben die Verweilzeit in der Brennkammer und der Druck. Da die Verbrennung von Wasserstoff schneller als die von Kerosin geschieht, ist die Reaktionszeit kürzer, was zur weiteren Senkung des NO_x -Ausstoßes führt. Stickoxid-Emissionen können beim Wasserstofftriebwerk etwa um 80 % gegenüber dem Kerosintriebwerk gesenkt werden. Es entstehen bei der Verbrennung von Kerosin neben CO_2 , Wasserdampf und NO_x außerdem noch Kohlenstoffmonoxid, flüchtige organische Substanzen, sogenannte HC-Emissionen und Schwefeldioxid. Dem gegenüber stehen der ca. 2,7-fach höhere Wasserdampfanteil und die um bis zu 80 % geringeren Stickoxid-Emissionen bei der Verbrennung von Wasserstoff. (Faaß 2001) (Eichseder 2008) (www.atr.fr)

2.4 Sicherheit

In der Raumfahrt ist der sichere Umgang mit flüssigem Wasserstoff schon lange Stand der Technik. Die Applikation in der Luftfahrt muss vor allem psychologische Widerstände überwinden. Wird das Datenblatt von Kerosin und flüssigem Wasserstoff verglichen, kann schnell die Annahme getroffen werden, dass Wasserstoff der gefährlichere Kraftstoff ist, da er breitere Zündgrenzen, geringere Zündenergie und eine höhere Brenngeschwindigkeit aufweist. Dem ist jedoch nicht so. Bei der Verwendung von kryogenen Tanks sind vor allem der Betankungsprozess und der Fall eines Absturzes mit der Folge der Zerstörung der Tanks zu betrachten.

Die Hauptgefahr beim Betankungsprozess sind die kryogenen Temperaturen des Wasserstoffs von ca. 22 K also -251 °C . Es muss sicher gestellt werden, dass keine Leckagen auftreten und Wasserstoff entweicht, da Erfrierungen bei Kontakt die unmittelbare Folge wären. Dies sollte technisch ohne Probleme realisierbar sein.

Zu vermeiden ist unbedingt der Kontakt mit Luft, da Wasserstoff sehr schnell ein zündfähiges Gemisch bildet und wenig Energie für dessen Zündung ausreicht. Daher werden Kryotanks mit einem Überdruck beaufschlagt. Der Tankdruck liegt typischerweise bei ca. 1,5 bar. Somit kann Wasserstoff entnommen werden, ohne dass Außenluft für den Druckausgleich im Tank sorgen muss, wie es bei Kerosintanks der Fall ist.

Kommt es in Folge eines Absturzes zum Austritt und zur Entzündung von flüssigem Wasserstoff sind die Überlebenschancen gegenüber einem Kerosinbrand wahrscheinlich höher. Da Wasserstoff 14,4-mal leichter ist als Luft, steigt er sehr schnell auf und es kann sich kein Feuer Teppich bilden. Des weiteren wirken sich die schnelle Verbrennung und die geringe Strah-

lungshitze positiv auf die Überlebenschancen eines solchen Brandes aus. Im Gegensatz zu Kerosin ist Wasserstoff nicht Toxisch. Versuche haben gezeigt, dass sich im Freien keine Detonationsfähigen Gemische bilden, da Wasserstoff durch die geringe Zündenergie vor dessen Bildung abbrennt. **(Steiner 2001)**

Ein anschauliches Beispiel für das Brandverhalten von Wasserstoff bietet ein Versuch mit einem PKW mit Benzintank und einem PKW mit Wasserstoffdrucktank. Beide Tanks wurden beschädigt. Der Benzintank wurde in der Treibstoffversorgung leck geschlagen und der Wasserstofftank wurde an der Druckreduktionsstufe der Einfüllereinheit beschädigt. Beide Fahrzeuge wurden zeitgleich in Brand gesteckt. Bild 2.2 zeigt den zeitlichen Verlauf der Brände. Dabei ist ein deutlicher Unterschied zwischen dem Benzintank und dem Wasserstofftank zu erkennen. Beim Benzintank bildet sich unter dem Auto schnell ein Feuer Teppich durch auslaufenden Kraftstoff, der nach unter einer Minute das gesamte Fahrzeug in Brand versetzt. Der Wasserstofftank reagiert völlig anders. Durch das geringe Gewicht des Wasserstoffs und die schnelle Verbrennung entsteht eine senkrecht nach oben stehende Flamme, die mit wenig Hitze, ohne das Auto in Brand zu setzen abbrennt. Nach 60 s ist die größte Flammausdehnung schon überschritten und die Wasserstoffflamme klingt ab, bis sie nach 2 Minuten erloschen ist. Die Hitze im Inneren des Fahrzeugs steigt nicht über 20 °C. **(Reinoso 2005)**

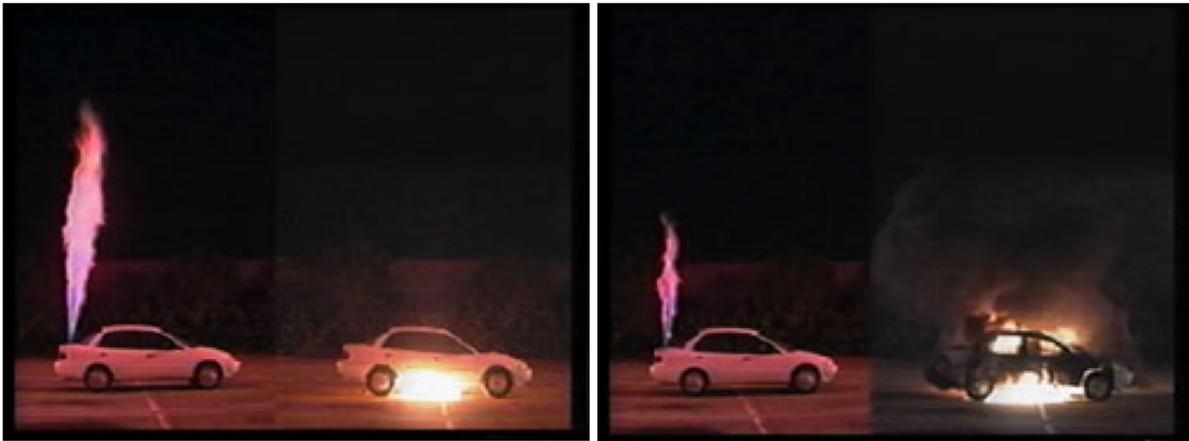


Bild 2.2 Linke Bildhälfte: Fahrzeug mit Wasserstofftank; Rechte Bildhälfte: Fahrzeug mit Benzintank; Linkes Bild: nach 30 s; Rechtes Bild: nach 60 s **(Reinoso 2005)**

3 Speicherung des Wasserstoffs

Die Anforderungen eines Wasserstoffspeichers im Flugzeugbau sind neben einem geringst möglichen Gewichts, äußerste Zuverlässigkeit, geringer Wartungsaufwand und höchste Sicherheit. Diese Merkmale in einem Tank zu vereinen ist keine leichte Aufgabe, denn sowohl das Systemgewicht, als auch der Platzbedarf sollen so klein wie möglich sein. Im nachfolgenden Abschnitt soll ein Überblick über die Speichermöglichkeiten von Wasserstoff gegeben werden. Anhand der Vor- und Nachteile wird eine geeignete ausgewählt.

3.1 Druckspeicher

Vor allem im Fahrzeugbau wird diese Methode der Wasserstoffspeicherung häufig eingesetzt. Dabei wird Wasserstoff unter hohen Drücken von 200 bis 700 bar verdichtet und in entsprechenden Druckbehältern im gasförmigen Aggregatzustand gespeichert. Es entstehen durch den Kompressionsaufwand 10 bis 15 % Energieverluste, bezogen auf den Energiegehalt des gespeicherten Wasserstoffs. Bei dieser Methode entstehen keine Verdampfungsverluste, vorausgesetzt, die Materialien des Tanks verhindern eine Diffusion. Der große und entscheidende Nachteil dieser Methode ist das sehr hohe Gewicht. Es beträgt je nach Ausführung und Material des Tanks 20 bis 40 kg pro gespeichertem kg Wasserstoff! Damit schließt sich die Verwendung im Flugzeugbau aus. (Reinoso 2005) (Eichseder 2008)

3.2 Speicherung mittels Metallhydriden

Wasserstoff besitzt die Eigenschaft mit vielen Stoffen physikalische oder chemische Verbindungen einzugehen. Dieses Prinzip wird zur Speicherung von Wasserstoff ebenfalls angewandt. Bei der Speicherung mittels Metallhydriden werden Wasserstoffatome im Kristallgitter des Metallhydrids eingelagert. Da die Wasserstoffatome sich auf Zwischengitterplätzen einlagern erfolgt keine Addition der Volumina. Es entsteht lediglich ein 10 bis 20 % höheres Volumen, als das des Metalls für sich betrachtet. Die Speicherdichte ist bis zu 40 % höher als die des verflüssigten Wasserstoffs. Für Metallhydridspeicher spricht ebenfalls die sehr hohe Sicherheit. Problematisch sind der sehr langsame Ladevorgang (FeTi: 2 Wochen; MgNi: 1 bis 2 Tage), was bei kurzen geforderten Bodenstandzeiten völlig inakzeptabel wäre und vor allem das sehr hohe Gewicht. Es liegt bei 30 bis 40 kg pro gespeichertem kg Wasserstoff, was ebenfalls eine Verwendung im Flugzeugbau ausschließt. (Reinoso 2005) (Eichseder 2008) (Brewer 1990)

3.3 Speicherung mittels Verflüssigung

Der Wasserstoff wird bei dieser Form der Speicherung durch das Absenken der Temperatur auf ca. 22 K verflüssigt und in sogenannte Kryotanks gefüllt. Diese sind stark isolierte starre Behälter, die unter geringem Überdruck stehen. Als problematisch erweist sich das Halten der Temperatur im Tankinneren. Kommt es zu einem Temperaturanstieg des Wasserstoffs, so steigt der Druck im Tank schnell an und es muss Wasserstoff abgelassen werden, um Überdruck zu vermeiden. Somit werden sehr hohe Anforderungen an die Isolierung gestellt. Trotz dieser Hürden wird dieses System im Flugzeugbau favorisiert, da es über das beste Gewichtsverhältnis verfügt. Jedem kg gespeichertem Wasserstoff stehen etwa 0,2 bis 3 kg Tankgewicht gegenüber. **(Reinoso 2005) (Eichlseder 2008) (Brewer 1990)**

3.4 Weitere Speichermöglichkeiten

Zu erwähnen ist die noch im Entwicklungsstadium befindliche physikalische Adsorption von Wasserstoff auf Kohlenstoff. Anfänglich wurde von über 60 Gewichtsprozenten Wasserstoff geredet, bisher liegt diese Technologie aber nur bei 3 bis 5 Gewichtsprozent. **(Eichlseder 2008)**

4 Tankdesign

4.1 Anforderungen an den Tank

Die Anforderungen an einen Kryotank im Flugzeugbau sind ein geringst mögliches Gewicht bei hoher Sicherheit, guter Raumausnutzung und hoher Zuverlässigkeit. Dimensionierend ist der Stillstand am Boden über 12 Stunden bei maximal gefülltem Tank. Dadurch ergibt sich die maximale Druckdifferenz zwischen Innen- und Außendruck. Im Reiseflug ist die Druckdifferenz kleiner, da Kraftstoff entnommen wird und keine lange Einwirkung der Umgebungstemperatur statt findet.

Beim Stillstand am Boden wird von einer maximalen Standzeit des Flugzeuges mit vollen Tanks über Nacht von 12 Stunden ausgegangen. Aufgrund der langen Standzeit beginnt sich der Wasserstoff zu erwärmen, woraus ein Druckanstieg im Tankinneren resultiert. Der Druck sollte möglichst nicht über den maximal zulässigen Druck steigen, da sonst Wasserstoff verdampft werden muss, um den Druck innerhalb der zulässigen Grenzen zu halten. Das Ablassen wird als das sogenannte Boil-Off bezeichnet. Um dies erfolgreich zu verhindern muss der Wärmeeintrag in den Tank gering gehalten werden, was wiederum eine sehr gute Isolation erfordert. Möglich wäre es auch den Tank für einen hohen Maximaldruck auszulegen, jedoch wird so die Strukturmasse höher.

Wird die Isolationsleistung jedoch zu hoch ausgelegt entstehen Probleme im Reiseflug. Da der Tank aus Sicherheitsgründen nicht mit Außenluft zum Druckausgleich versorgt wird, muss genauso viel Wasserstoff verdampfen, wie dem Tank während des Fluges entnommen wird. Somit muss ein gewisser Wärmeeintrag in den Tank gewährleistet werden, sonst entsteht ein Unterdruck im Tank. Dies geschieht vor allem über die im Tank befindlichen Pumpen und den Wärmeeintrag durch die Isolierung.

Ein weiteres Kriterium für den Tank ist die Disc Fragment Zone. In diesem Gebiet dürfen laut Zulassungsvorschriften keine für den Betrieb des Flugzeugs unabkömmlichen Systeme/ Bauteile liegen. Dazu zählen auch der Tank und die Systeme zur Treibstoffversorgung. Allerdings ist es möglich die aerodynamische Verkleidung innerhalb der Disc Fragment Zone zu platzieren. Bild 4.1 zeigt die Ausdehnung dieses Gebietes anhand der ATR 72, welche auf Strahltriebwerke umgerüstet wurde.

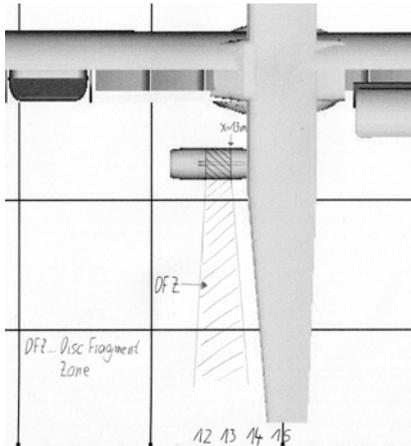


Bild 4.1 Disc Fragment Zone der ATR 72 mit Strahltriebwerken

Weiterhin ist zu beachten, dass der Außentank den Schwerpunktbereich möglichst gering beeinflusst. Bei der hier verwendeten ATR 72 liegt der Gesamtschwerpunkt bei der 25%-Linie der Tragfläche, also bei $x=14,25$ m, siehe Bild 4.2. (Luger 1996)

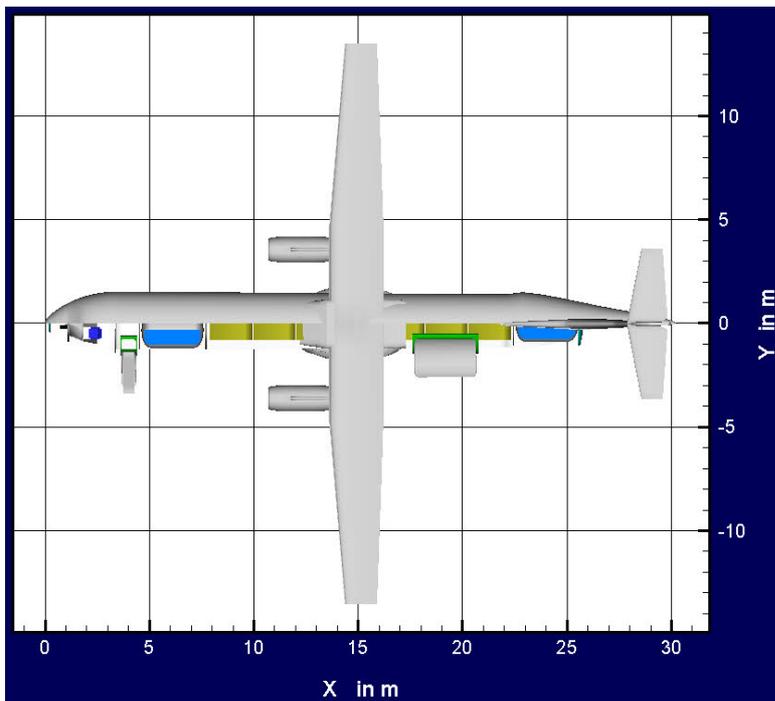


Bild 4.2 ATR 72 mit Strahltriebwerken

4.2 Einflussgrößen auf die Tankmasse

Bild 4.3 zeigt die Einflussgrößen auf die Gesamtmasse des Tanks.

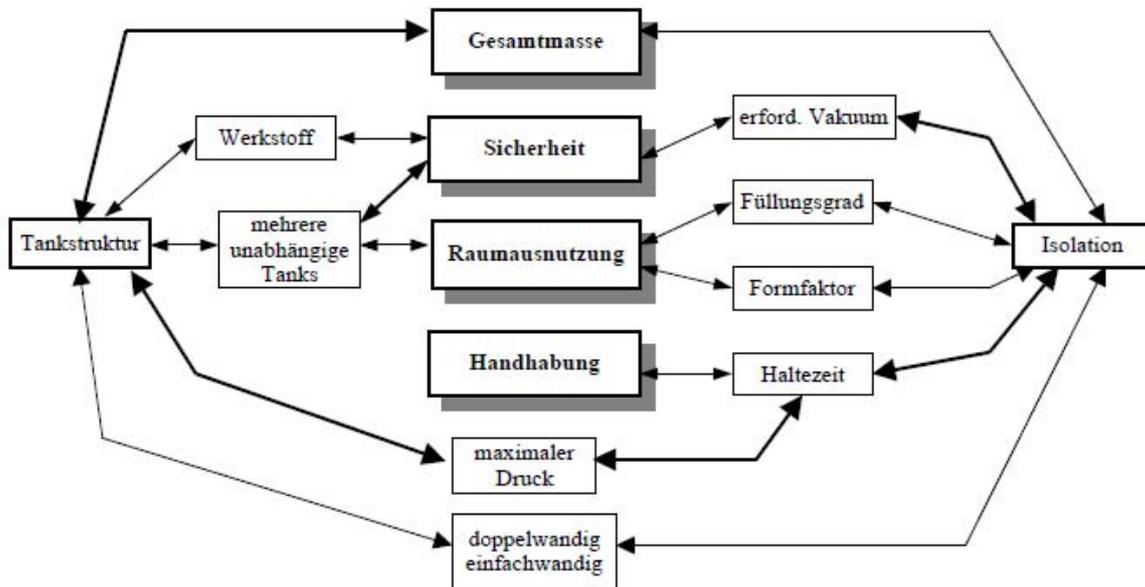


Bild 4.3 Einflussgrößen auf die Gesamtmasse des Tanks (Klewer 2002)

Zur Strukturmasse und Isolationsmasse, welche den Großteil des Gesamtgewichts des Tanks ausmachen kommen noch die Masse für die Pumpen und Rohre, sowie die Aufhängungen und Verkleidungen.

Aus Bild 4.3 ist zu erkennen, dass der maximale Druck, die Ausführung als einfach- oder doppelwandiger Tank und der Werkstoff Einfluss auf die Strukturmasse haben. Um das Eindringen von Außenluft in den Tank zu verhindern ist ein leichter Überdruck erforderlich. Dieser sollte so gering wie möglich gehalten werden, da mit höherem Druck die Strukturbelastung und somit auch die Masse steigt. „Weiterhin ist festzustellen, dass die Lagerung von LH₂ bei möglichst geringen Drücken stattfinden sollte, da hier ein geringer Druckgradient bei Temperaturänderungen und eine große Dichte des LH₂ vorherrschen.“ **Sonnemann 2006** Geringe Drücke sind außerdem aus Sicherheitsgründen vorteilhaft, falls ein Tank einmal bersten sollte. Die Berechnung wird mit einem Lagerdruck von 1,5 bar und einer Temperatur von 22 K durchgeführt.

Je nach Isolationsart muss der Tank einfachwandig oder doppelwandig ausgeführt werden. Eine Vakuum-Isolation bedingt bei hohen Unterdrücken einen Doppelwandigen Tank, was eine erhöhte Strukturmasse nach sich zieht. Jedoch ist die Isolationsmasse geringer. Mit der Isolation beschäftigt sich Abschnitt 5 detailliert.

4.3 Werkstoffe

An den Werkstoff des Druckbehälters werden aufgrund der kryogenen Temperaturen hohe Anforderungen gestellt. Neben hoher Festigkeit, guter Verformbarkeit und Korrosionsbeständigkeit muss der Tank schweißbar sein, Duktilität bei kryogenen Temperaturen aufweisen und keine oder nur geringe H₂-Versprödung aufweisen. Im folgenden Abschnitt werden verschiedene Werkstoffe gegenüber gestellt und ein passender für die Auslegung des Tanks gewählt.

Mögliche Werkstoffe für den Tank sind Stahllegierungen, Aluminiumlegierungen, Titanlegierungen und Faserverbundstoffe.

Tabelle 4.1 gibt eine Übersicht über die Materialkennwerte verschiedener Werkstoffe. Darin sind die wichtigsten Kennwerte für die Beurteilung der Eignung des Werkstoffes als Druckbehälter bei kryogenen Temperaturen aufgeführt. Nachfolgend werden die einzelnen Größen erklärt und die Bedeutung für die Tankauslegung erläutert.

Tabelle 4.1 Materialeigenschaften ausgewählter Materialien (Klein 2007) (Nast 2008) (Muhs 2005) (Klewer 2002)

	Stahl	Aluminium	Titan	GFK	CFK
Leichtbaukennzahl Zugfall [-]	4,6	9,1	16,6	47	80
Versprödung bei kryogenen Temperaturen Erfahrung bei kryogenen Tanks	keine Versprödung bei austenitischen Stählen	bei geeigneter Wahl kein Problem	Versprödung bei Kontakt mit Wasserstoff	-	-
Werkstoffkosten [-]	hoch	hoch	gering	sehr gering	gering
Kerbschlagzähigkeit [-]	1	3	k.A.	10	100
Wärmeleitfähigkeit [W/(m*K)]	2,5	1	1,5	0,75	0,2
Bruchdehnung [%]	gering (1 bei 20K)	hoch (11 bei 20K)	sehr gering (0,05 bei 20K)	sehr gering (0,13 bei 20K)	sehr gering (0,18 bei 20K) 1% bei 273 K
	40% bei 273 K	12% bei 273 K	4% bei 20 K	3% bei 273 K	273 K

Leichtbaukennzahl:

Da ein geringst mögliches Gewicht anzustreben ist, spielt die Leichtbaukennzahl für den Zugfall (dimensionierend ist Innendruck) eine große Rolle. Sie setzt sich zusammen aus dem Verhältnis von 0,2 %-Dehngrenze zum Produkt aus Dichte, Erdbeschleunigung und Länge des Probekörpers. Sie gibt somit eine vergleichbare Größe für die Festigkeit im Verhältnis zum Gewicht des Materials an. Je höher die Kennzahl, desto besser ist das Material für den Leichtbau geeignet.

Versprödung bei Kryogenen Temperaturen:

Versprödung tritt bei Metallen auf und bedeutet, dass Absinken der Zähigkeit des Materials, da Wasserstoff in das Metallgitter eingelagert wird. Diese Korrosion führt Materialermüdung

hervorgerufen durch Rissbildung aufgrund der Wasserstoffatome. Somit ist Versprödung unbedingt zu vermeiden.

Werkstoffkosten:

Als Referenzwert werden hier die reinen Materialkosten für Stahl herangezogen. Die weiteren Werte bezeichnen die Werkstoffkosten im Verhältnis zu denen von Stahl.

Kerbschlagzähigkeit:

Als Referenzwert wird hier die Kerbschlagzähigkeit für Aluminium herangezogen. Die weiteren Werte bezeichnen die Kerbschlagzähigkeit im Verhältnis zu derer von Aluminium.

Wärmeleitfähigkeit:

Ist das Vermögen thermische Energie mittels Wärmeleitung zu transportieren. Je geringer die Wärmeleitfähigkeit ausfällt, desto dünner kann die Isolationsschicht ausfallen, was wiederum Gewicht einspart. Außerdem werden so Wärmebrücken reduziert.

Bruchdehnung:

Gibt an, um wie viel Prozent sich eine Probe nach dem Bruch gegenüber ihrer Anfangslänge bleibend gedehnt hat. Die Bruchdehnung bildet eine wichtige Größe für die Tank-Sicherheit, denn bei Überlastung des Tanks hat er bei einer hohen Bruchdehnung noch Sicherheitsreserven, bevor er zerberstet. Die Werte sind für 273 K angegeben, wenn keine Daten für 20K vorlagen. Es ist davon auszugehen, dass bei 20 K die Bruchdehnung gegenüber 273 K stark absinkt.

4.3.1 Bewertung der Werkstoffe

Stahl zeichnet sich durch seine hohe Bruchdehnung aus und hat im Gegensatz zu Aluminium eine geringe Wärmeleitfähigkeit bei kryogenen Temperaturen. Jedoch hat Stahl die schlechteste Leichtbaukennzahl. Da Aluminium gegenüber Stahl keine gravierenden Nachteile hat, aber besser als Leichtbaumaterial geeignet ist, ist ihm der Vorzug zu gewähren.

Titan ist ein noch besseres Leichtbaumaterial mit einer sehr geringen Wärmeleitfähigkeit, aber weist Versprödung bei Kontakt mit Wasserstoff auf und hat eine geringe Bruchdehnung. Außerdem besteht wenig Erfahrung mit dem Einsatz von Titan als Kryospeicher. In der Summe seiner Eigenschaften ist Aluminium bei den metallischen Werkstoffen der ausgeglichene und leistet sich keine Schwächen. Als besonders positiv weist sich die bereits hohe Erfahrung mit Aluminium im Kryospeicherbau aus. Daher ist er unter den Metallen die favorisierte Lösung.

Bei den Faserverbundstoffen weist CFK mit Abstand die beste Leichtbaukennzahl auf. Die Wärmeleitfähigkeit ist ebenso wie die von GFK sehr gering, was die beiden Faserverbundstoffe gegenüber Aluminium auszeichnet. Negativ ist bei beiden die geringe Bruchdehnung zu bewerten. CFK schneidet hier auf den ersten Blick schlechter ab, jedoch erweist sich das Langzeitverhalten von GFK als problematisch. Bild 4.4 gibt über das Langzeitverhalten Aufschluss.

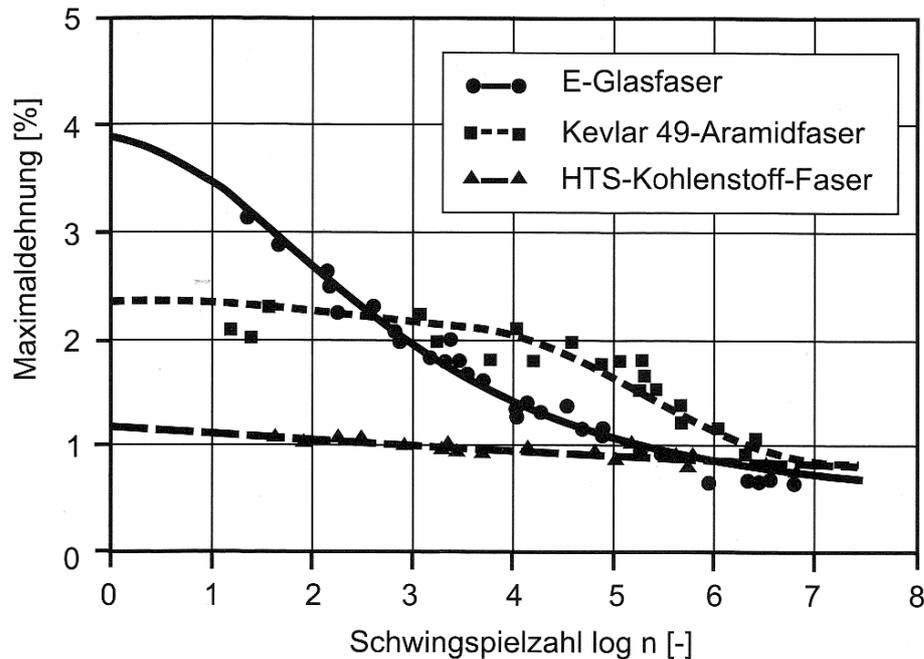


Bild 4.4 Ermüdungseigenschaften des gleichen $[0^\circ/90^\circ]$ Verbundes mit gleicher Epoxydharzmatrix und unterschiedlichen Fasern (**Schürmann 2007**)

Die Anzahl der Lastwechsel beim Kryotank ergeben sich aus der höchsten Druckdifferenz im Betrieb, also dem Tankvorgang. Typischerweise wird ein Kryotank auf 40.000 bis 50.000 Lastwechsel ausgelegt, was dem Bereich zwischen 4 und 5 auf der Abszisse von Bild 4.4 entspricht. Hier zeigt sich, dass die Kohlenstofffaser deutlich überlegen ist und nur eine geringe Abnahme der Maximaldehnung mit zunehmender Schwingspielzahl erfolgt. Hingegen fällt die Kurve der Glasfaser sehr stark ab.

Die bessere Leichtbaukennzahl und das bessere Langzeitverhalten sprechen für CFK. Eine Einschätzung des Potentials von CFK gegenüber Aluminium bietet Bild 4.5:

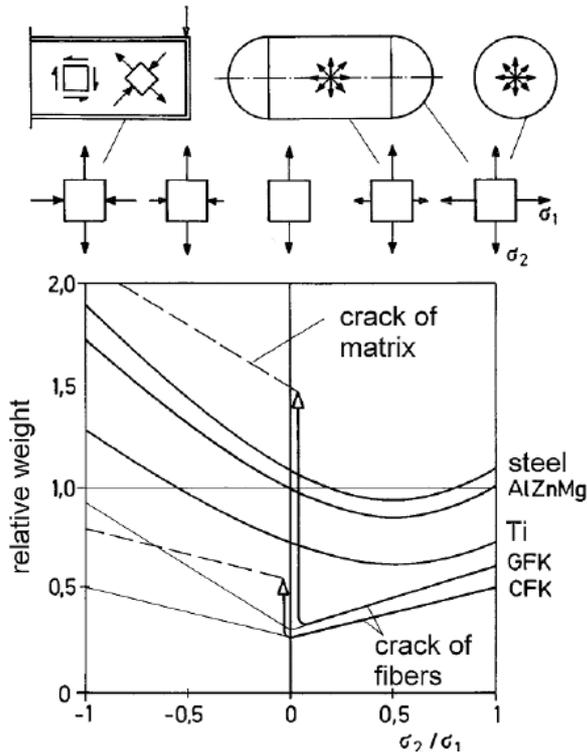


Bild 4.5 Vergleich von verschiedenen Werkstoffen für Druckbehälter im Bezug auf ihr Gewicht (Nast 2008)

Beim Druckbehälter ist das Verhältnis $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = 2$ für den zylindrischen Teil. Leider ist dieses

Verhältnis in der Tabelle nicht aufgeführt, jedoch kann eine allgemeine Tendenz zur Gewichtsersparnis durch CFK gegenüber Aluminium erkannt werden, die in der Größenordnung von ca. 50% liegt. Laut **Klewer 2002** konnte mit Hilfe eines Kohlenstofffaser-Epoxid-Verbundes das Tankgewicht eines Raumfahrzeuges gegenüber einer Aluminiumkonstruktion um 33 % gesenkt werden. Dies bestätigt die Annahme nach Bild 4.5, da das Strukturgewicht des Druckbehälters am Gesamtgewicht je nach Isolation und Gewicht der Systeme ca. 50 % ausmacht.

4.4 Auswahl des Werkstoffes

Als geeignete Aluminiumlegierung hat sich AL-2219 T851 erwiesen. Die Legierung weist folgende Eigenschaften auf:

Tabelle 4.2 Eigenschaften von AL-2219 T851 (Brewer 1990)

Eigenschaft	Einheit	Wert
Dichte	[kg/m ³]	2850
E-Modul	[N/mm ²]	72400
Festigkeitswert für Innenbehälter bei 40.000 Lastwechseln	[N/mm ²]	172
Festigkeitswert für Außenbehälter bei 40.000 Lastwechseln	[N/mm ²]	234

Die Festigkeitswerte bei 40.000 Lastwechseln sind Bild 4.6 entnommen.

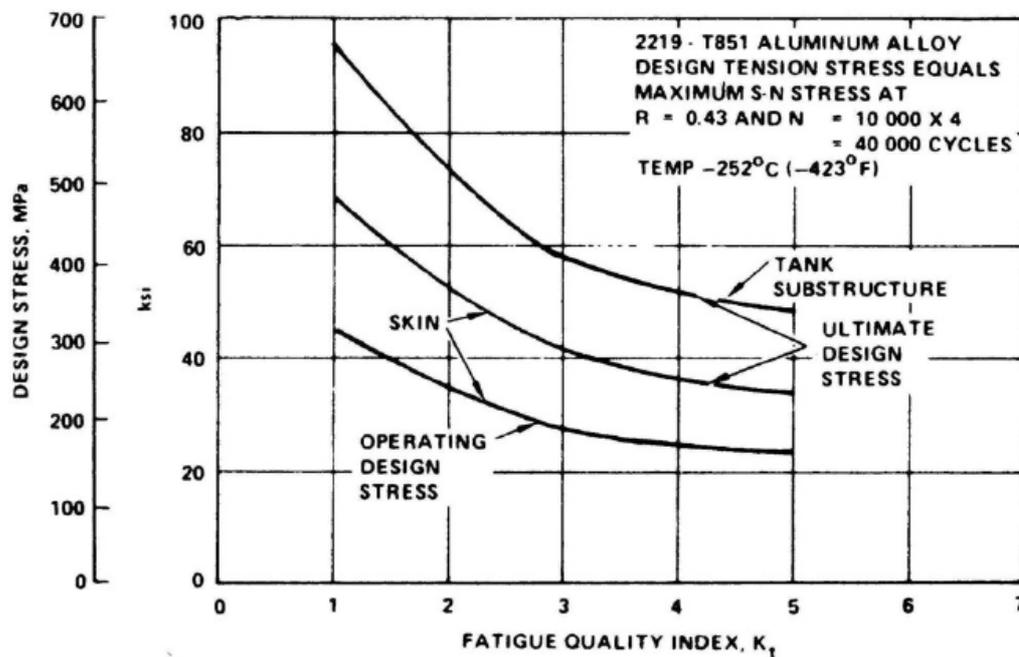


Bild 4.6 Festigkeitskennwert von AL-2219 T851 in Abhängigkeit von der Anzahl der Lastwechsel (Brewer 1990)

Eine Auslegung mit einem CFK-Verbund wird nicht vorgenommen, da eine schichtweise Analyse der Spannungszustände nötig ist und dies den Rahmen dieser Arbeit sprengen würde. Außerdem sind leider keine Angaben in der Literatur über Wasserstofftanks in Faserverbundbauweise zu finden. Eine detaillierte Untersuchung mittels FEM könnte im Rahmen einer weiteren Projektarbeit/ Bachelorarbeit durchgeführt werden. Es lassen sich allerdings wie in Abschnitt 4.3.1 beschrieben Aussagen über das Einsparpotential bezüglich des Strukturgewichtes gegenüber einer Aluminiumvariante von ca. 50 % machen.

4.5 Tankgeometrie

Den perfekten Wasserstoffaußentank gibt es leider nicht. Es gilt einen Kompromiss zu finden aus geringst möglicher Oberfläche (Wärmeeintrag, Gewicht) und möglichst günstiger Aerodynamischer Form. Strukturell am günstigsten und auch mit der geringsten Oberfläche bedacht wäre ein Kugelförmiger Tank. Um 5 m^3 Wasserstoff in einem Kugeltank zu speichern wäre ein Durchmesser von ca. $2,50 \text{ m}$ inklusive Isolation und Verkleidung nötig. Dies hätte jedoch einen hohen aerodynamischen Widerstand zur Folge. Daher ist eine Zylinderform günstiger. Der Durchmesser kann je nach Länge deutlich reduziert werden und aerodynamische Verkleidungen tragen zur Senkung des Widerstandes bei. Daher wird die Zylinderform gewählt. Um die Enden des Tankzylinders abzuschließen, gibt es mehrere Varianten. Als übliche Formen haben sich Halbkugelkappen und die sogenannten Klöpperböden nach **DIN 28011** bewährt. Siehe Bild 4.7. Beim Klöpperboden ist nach **DIN 28011** $R = D_a$ und $r = 0,1 \cdot D_a$. Laut **Brewer 1990** ist der Klöpperboden in Hinblick auf die DOC dem Halbkugelboden überlegen.

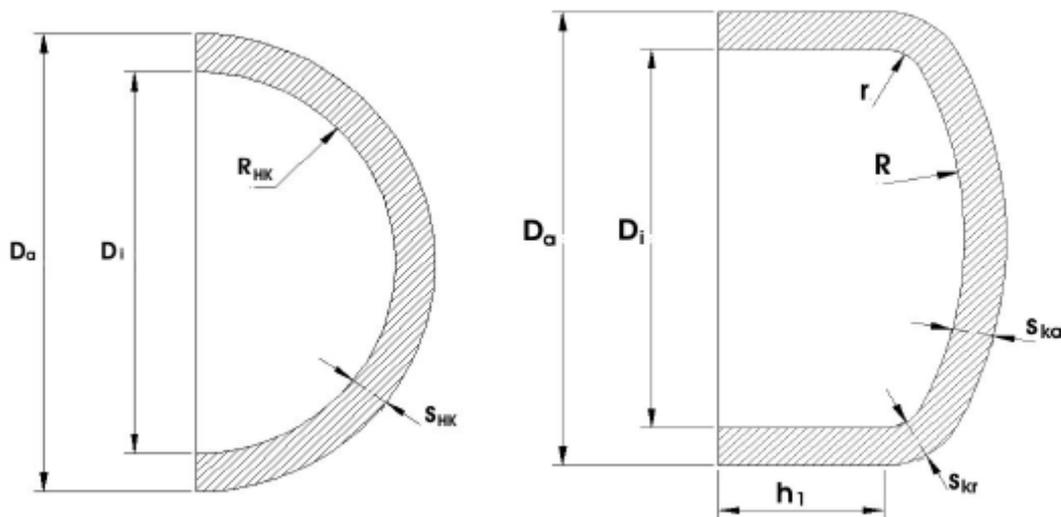


Bild 4.7 Links: Halbkugelboden; Rechts: Klöpperboden

Wird bei einem gegebenen Volumen von 5 m^3 ein Vergleich zwischen den beiden Bodenvarianten angestellt ergibt sich folgende Betrachtung:

Aufgrund der Disc Fragment Zone darf der Tank nur $0,50 \text{ m}$ über die Tragflächenvorderkante stehen. Der Gesamtschwerpunkt des Flugzeuges liegt bei $x = 14,28 \text{ m}$, also auf der 25 %-Linie der Tragfläche, welche $2,60 \text{ m}$ tief an der Flügelwurzel ist. Somit sollte der Außentank möglichst kurz gewählt werden, damit keine große Schwerpunktverschiebung statt findet. In Tabelle 4.3 sind verschiedene Tanklängen in Abhängigkeit von Durchmesser und Boden dargestellt.

Tabelle 4.3 Vergleich verschiedener Tankgeometrien

Außendurchmesser [m]	Klöpferboden		Halbkugelboden	
	Tanklänge [m]	Oberfläche [m ²]	Tanklänge [m]	Oberfläche [m ²]
1,00	6,52	21,26	6,73	21,13
1,25	4,26	17,91	4,51	17,7
1,50	3,04	16,04	3,34	15,57
1,75	2,32	15,09	2,67	14,69
2,00	1,87	14,76	2,27	14,24

Aufgrund der obigen Angaben und der Tabelle ist ein Tank mit ca. 3 m Länge zu favorisieren. Wird der Durchmesser kleiner, nimmt die Oberfläche nur noch geringfügig ab, jedoch steigt der aerodynamische Widerstand mit höherem Durchmesser weiter an, somit macht ein kürzerer, dickerer Tank keinen Sinn. Ein langer, schlanker Tank ist zwar aerodynamisch günstiger, aber verschiebt den Schwerpunkt stärker nach hinten als ein kürzerer Tank und hat eine hohe Oberfläche, was zusätzliches Isolationsgewicht und höheren Reibwiderstand nach sich zieht. Da der Tank mit Halbkugelboden nur minimale Oberflächenvorteile aufweist, aber im Verhältnis zur Oberfläche überproportional lang ist und bei der DOC-Betrachtung schlechter abschneidet, wird der Tank mit Klöpferboden mit Durchmesser 1,50 m gewählt.

Um den Wärmeeintrag und das Gewicht gering zu halten, gilt es das maximale Volumen bei geringst möglicher Oberfläche zu finden. Der Formfaktor beschreibt dabei die Oberfläche der gewählten Geometrie im Verhältnis zur Oberfläche einer Kugel (Idealform) und ist somit ein Anhalt für die Güte der Geometrie des Tanks.

$$i = \frac{O_{Tank}}{O_{Kugel}} \quad (4.1)$$

Eine Kugel mit einem Innenvolumen von 5 m³ und einer Wandstärke von 1 mm hätte eine Oberfläche von:

$$d = \sqrt[3]{\frac{6 \cdot V}{\pi}} = 2,12 \text{ m} + 2 \cdot 1 \text{ mm} = 2,122 \text{ m} \quad (4.2)$$

$$O = \pi \cdot d^2 = 14,15 \text{ m}^2 \quad (4.3)$$

Der Tank mit einem gewählten Außendurchmesser von 1,5 m und einem Innenvolumen von ebenfalls 5 m³ hat mit dem Klöpferboden eine Oberfläche von $O = 16,04 \text{ m}^2$ und mit dem Halbkugelboden eine Oberfläche von $15,75 \text{ m}^2$.

Somit ist der Formfaktor für den Zylindertank:

$$i_{Kl\ddot{o}pper} = \frac{16,04 \text{ m}^2}{14,15 \text{ m}^2} = 1,13 \quad (4.4)$$

$$i_{Halbkugel} = \frac{15,75 \text{ m}^2}{14,15 \text{ m}^2} = 1,11 \quad (4.5)$$

4.6 Strukturauslegung

4.6.1 Strukturauslegung nach Luftfahrttechnischem Handbuch

Bei der Strukturauslegung werden die Einheiten aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch übernommen. Zuerst wird der Innenbehälter gegen Überdruck Dimensioniert. Dazu ist der Differenzdruck zu bestimmen.

$$\Delta p = p_i - p_{iso} \quad (4.6)$$

Bei Vakuum-isolierten Tanks ist der Druck

$$p_{iso} \approx 0 \quad (4.7)$$

Daraus ergibt sich

$$\Delta p = p_i = 1,5 \text{ bar} \quad (4.8)$$

Zur Berücksichtigung von Lastvielfachen und Toleranzen wird Δp mit ein Sicherheitsfaktor von 1,65 beaufschlagt. Damit ergibt sich

$$p = 2,475 \text{ bar} \quad (4.9)$$

Nun kann die Wandstärke des inneren Druckbehälters s_z bestimmt werden:

$$s_z = \frac{D_a \cdot p}{2,0 \cdot \frac{K_{20}}{S} \cdot v_s + p} + c \quad (4.10)$$

$$s_z = \frac{1500 \text{ mm} \cdot 0,2475 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}}{2,0 \cdot \frac{172 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}}{1,33} \cdot 1,0 + 0,2475 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}} + 0 \quad (4.11)$$

$$s_z = 1,43 \text{ mm} \quad (4.12)$$

$$\underline{\underline{s_{z,\text{gewählt}} = 1,50 \text{ mm}}} \quad (4.13)$$

Im nächsten Schritt wird die Wandstärke des Klöpperbodens ermittelt. Dabei wird zwischen der Kalotte und der Krempe unterschieden. Die Werte aus der Berechnung für die Wandstärke des Zylinderteils werden übernommen.

Berechnung der Wandstärke der Kalotte gegen inneren Überdruck:

$$s_{Ka} = \frac{D_a \cdot p}{4,0 \cdot \frac{K_{20}}{S} \cdot v_s + p} + c \quad (4.14)$$

$$s_{Ka} = \frac{1500 \text{ mm} \cdot 0,2475 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}}{4,0 \cdot \frac{172 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}}{1,33} \cdot 1,0 + 0,2475 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}} + 0 \quad (4.15)$$

$$s_{Ka} = 0,72 \text{ mm} \quad (4.16)$$

$$\underline{\underline{s_{Ka, \text{gewählt}} = 0,80 \text{ mm}}} \quad (4.17)$$

Berechnung der Wandstärke der Krempe gegen inneren Überdruck:

$$s_{Kr} = \frac{D_a \cdot p \cdot \beta}{4,0 \cdot \frac{K_{20}}{S} \cdot v_s + p} + c \quad (4.18)$$

mit:

$$\beta = 1,9 + \frac{0,0325}{\left(\frac{s_{Kr}}{D_a}\right)^{0,7}} = 4,3501 \text{ (iterativ ermittelt)} \quad (4.19)$$

$$s_{Kr} = \frac{1500 \text{ mm} \cdot 0,2475 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \cdot 1,9343}{4,0 \cdot \frac{172 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}}{1,33} \cdot 1,0 + 0,2475 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}} + 0 \quad (4.20)$$

$$s_{Kr} = 3,12 \text{ mm} \quad (4.21)$$

$$\underline{\underline{s_{Kr, \text{gewählt}} = 3,20 \text{ mm}}} \quad (4.22)$$

(LTH 2008)

4.6.2 Strukturauslegung nach AD 2000-Merkblättern

Bei der Strukturauslegung werden die Einheiten aus den AD 2000-Merkblättern übernommen. Zuerst wird der Innenbehälter gegen Überdruck Dimensioniert. Dazu ist der Differenzdruck zu bestimmen.

$$\Delta p = p_i - p_{iso} \quad (4.23)$$

Bei Vakuum-isolierten Tanks ist der Druck

$$p_{iso} \approx 0 \quad (4.24)$$

Daraus ergibt sich

$$\Delta p = p_i = 1,5 \text{ bar} \quad (4.25)$$

Zur Berücksichtigung von Lastvielfachen und Toleranzen wird Δp mit ein Sicherheitsfaktor von 1,65 beaufschlagt. Damit ergibt sich

$$p = 2,475 \text{ bar} \quad (4.26)$$

Im nächsten Schritt wird die Wandstärke des Zylinders ermittelt:

$$s = \frac{D_a \cdot p}{20 \cdot \frac{K}{S} \cdot v + p} + c_1 + c_2 \quad (4.27)$$

$$s = \frac{1500 \text{ mm} \cdot 2,475 \text{ bar}}{20 \cdot \frac{172 \text{ N/mm}^2}{1,5} \cdot 1 + 2,475 \text{ bar}} + 0 + 0 \quad (4.28)$$

$$s = 1,62 \text{ mm} \quad (4.29)$$

AD 2000b besagt jedoch, dass bei Aluminiumlegierungen die Mindestwandstärke mit 3 mm anzunehmen ist, somit ist

$$\underline{\underline{s = 3,00 \text{ mm}}} \quad (4.30)$$

(AD 2000a) (AD 2000b)

Im nächsten Schritt wird die Wandstärke des Klöpperbodens ermittelt. Dabei wird zwischen der Kalotte und der Krempe unterschieden. Die Werte aus der Berechnung für die Wandstärke des Zylinderteils werden übernommen.

Berechnung der Wandstärke der Kalotte gegen inneren Überdruck:

$$s_{Ka} = \frac{D_a \cdot p}{40 \cdot \frac{K}{S} \cdot v + p} + c_1 + c_2 \quad (4.31)$$

mit: $D_a = 2(R + s_e) = 2(750 \text{ mm} + 3 \text{ mm}) = 1506 \text{ mm}$ (4.32)

$$s_{Ka} = \frac{1506 \text{ mm} \cdot 2,475 \text{ bar}}{40 \cdot \frac{172 \text{ N/mm}^2}{1,5} \cdot 1 + 2,475 \text{ bar}} + 0 + 0 \quad (4.33)$$

$$s_{Ka} = 0,81 \text{ mm} \quad (4.34)$$

(AD 2000c) besagt jedoch, dass bei Aluminiumlegierungen die Mindestwandstärke mit 3 mm anzunehmen ist, somit ist

$$\underline{\underline{s_{Ka} = 3,00 \text{ mm}}} \quad (4.35)$$

Berechnung der Wandstärke der Krempe gegen inneren Überdruck:

$$s_{Kr} = \frac{D_a \cdot p \cdot \beta}{40 \cdot \frac{K}{S} \cdot v} + c_1 + c_2 \quad (4.36)$$

mit: $\beta = 4,35$ (iterativ ermittelt über Diagramm)

$$s_{Kr} = \frac{1500 \text{ mm} \cdot 2,475 \text{ bar} \cdot 4,35}{40 \cdot \frac{172 \text{ N/mm}^2}{1,5} \cdot 1} + 0 + 0 \quad (4.37)$$

$$s_{Kr} = 3,52 \text{ mm} \quad (4.38)$$

$$\underline{\underline{s_{Kr, \text{gew\u00e4hlt}} = 3,60 \text{ mm}}} \quad (4.39)$$

(AD 2000a) (AD 2000c)

4.7 Strukturgewicht

In diesem Abschnitt wird das Gewicht der Struktur nach **LTH 2008** ermittelt. Die Ermittlung nach AD 2000-Merkblättern erfolgt sinngemäß mit den jeweiligen Wandstärken. Zur Ermittlung des Strukturgewichtes wird das Volumen der Wand mit der Dichte des Werkstoffes multipliziert und die Gewichte für die Pumpen und Rohre und die Anti-Spritzwände addiert.

Das Gewicht der 3 Pumpen und Rohre wird mit 45 kg nach **Luger 1996** angenommen, da der dort entworfene Tank für eine Do328 mit 2,68 m³ nahe an der hier benötigten Tankgröße sich befindet und weil die Do328 ein ähnlich großes Flugzeug wie die ATR 72 ist.

$$m_{\text{Pumpen,Rohre}} = 45 \text{ kg} \quad (4.40)$$

Für die Anti-Spritzwände werden $1,31 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2 \cdot \text{Stück}}$ angenommen. Es werden am Übergang zwischen dem Zylinderteil und den Böden jeweils Spritzwände montiert und im Abstand von 0,85 m dazwischen. Somit ergeben sich 4 Anti-Spritzwände mit einem Gesamtgewicht von 9,1 kg. Als Vorlage dienten die Spritzwände von **Thudt 1994**.

$$n_{\text{Spritzwände}} = \text{Runden} \left(\frac{l_{\text{Zylinderteil}}}{0,85 \text{ m}} + 1 \right) \quad (4.41)$$

$$n_{\text{Spritzwände}} = \text{Runden} \left(\frac{2,47 \text{ m}}{0,85 \text{ m}} + 1 \right) = 4 \quad (4.42)$$

$$m_{\text{Spritzwände}} = n_{\text{Spritzwände}} \cdot 1,31 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \cdot \pi \cdot \left(\frac{D_a}{2} \right)^2 \quad (4.43)$$

$$m_{\text{Spritzwände}} = 4 \cdot 1,31 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \cdot \pi \cdot \left(\frac{1,5}{2} \right)^2 \quad (4.44)$$

$$m_{\text{Spritzwände}} = 9,26 \text{ kg} \quad (4.45)$$

Das Volumen der Wand errechnet sich aus der Summe des Volumens des Zylinderteils und des Volumens der Böden. Das Volumen des Zylinderteils errechnet sich nach folgender Formel:

$$V_{\text{Zylinder}} = D_a^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot l_{\text{Zylinder}} - (D_a - 2 \cdot s_z)^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot l_{\text{Zylinder}} \quad (4.46)$$

$$V_{Zylinder} = (1,5 \text{ m})^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot 2,46 \text{ m} - (1,5 \text{ m} - 2 \cdot 0,0015 \text{ m})^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot 2,46 \text{ m} \quad (4.47)$$

$$V_{Zylinder} = 0,0174 \text{ m}^3 \quad (4.48)$$

$$m_{Zylinder} = 0,0174 \text{ m}^3 \cdot 2850 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (4.49)$$

$$m_{Zylinder} = 49,5 \text{ kg} \quad (4.50)$$

Das Volumen der Klöpperboden errechnet sich nach folgender Formel. Die unterschiedlichen Wanddicken der Kreme und Kalotte werden mit den Faktoren 0,1 für die Kreme und 0,9 für die Kalotte berücksichtigt.

$$V_{Kl\ddot{o}pper} = 0,1 \cdot [0,1 \cdot D_a^3 - 0,1 \cdot (D_a - 2 \cdot s_{Kr})^3] + 0,9 \cdot [0,1 \cdot D_a^3 - 0,1 \cdot (D_a - 2 \cdot s_{Ka})^3] \quad (4.51)$$

$$+ 0,9 \cdot [0,1 \cdot D_a^3 - 0,1 \cdot (D_a - 2 \cdot s_{Ka})^3]$$

$$V_{Kl\ddot{o}pper} = 0,1 \cdot [0,1 \cdot (1,5 \text{ m})^3 - 0,1 \cdot (1,5 \text{ m} - 2 \cdot 0,0032 \text{ m})^3] \quad (4.52)$$

$$+ 0,9 \cdot [0,1 \cdot (1,5 \text{ m})^3 - 0,1 \cdot (1,5 \text{ m} - 2 \cdot 0,0008 \text{ m})^3]$$

$$V_{Kl\ddot{o}pper} = 0,0014 \text{ m}^3 \quad (4.53)$$

$$m_{Kl\ddot{o}pper} = V_{Kl\ddot{o}pper} \cdot 2850 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (4.54)$$

$$m_{Kl\ddot{o}pper} = 0,0014 \text{ m}^3 \cdot 2850 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (4.55)$$

$$m_{Kl\ddot{o}pper} = 3,99 \text{ kg} \quad (4.56)$$

Damit ergibt sich das gesamte Strukturgewicht zu:

$$m_{Struktur} = m_{Zylinder} + m_{Kl\ddot{o}pper} \cdot 2 + m_{Spritzw\ddot{a}nde} + m_{Pumpen,Rohre} \quad (4.57)$$

$$m_{Struktur} = 49,51 \text{ kg} + 3,99 \text{ kg} \cdot 2 + 9,26 \text{ kg} + 45,00 \text{ kg} \quad (4.58)$$

$$\underline{\underline{m_{Struktur} = 111,75 \text{ kg}}} \quad (4.59)$$

5 Isolation

In diesem Abschnitt werden die möglichen Isolationswerkstoffe mit ihren Vor- und Nachteilen beleuchtet und anhand der Berechnung der nötigen Isolationsleistung eine passende Isolation gewählt.

5.1 Thermodynamik des Wasserstofftanks

Um die kryogenen Temperaturen eines Wasserstofftanks und der Leitungen über einen definierten Zeitraum zu halten bedarf es einer guten Isolation. Hier wird nur auf die Isolierung des Wasserstofftanks eingegangen. Zuerst muss geklärt werden, für welche Betriebsfälle die Isolation aufgelegt werden muss. Dies sind der Reiseflug und der Stillstand am Boden über 12 Stunden mit vollen Tanks. Dabei gilt es einerseits eine hohe Isolationswirkung zu erzielen, andererseits ein möglichst geringes Gewicht zu erzielen. Es sollte die Isolationsleistung innerhalb zweier Grenzen gewählt werden, wobei die untere Grenze, eine zu schwache Isolation die nachfolgenden Konsequenzen nach sich zieht:

Sowohl im Flug, als auch beim Stillstand am Boden, gibt es einen großen Wärmeeintrag in den Tank, der dazu führt, dass sich der Druck im Tankinneren erhöht. Sobald der maximal zulässige Tankinnendruck erreicht ist, wird gasförmiger Wasserstoff über ein Sicherheitsventil abgelassen. Es wird vom sogenannten boil-off gesprochen. Diese Verdampfungsverluste können je nach Güte der Isolation beim 12-stündigen Bodenstillstand durchaus bis zu 20 % des gespeicherten Wasserstoffvolumens ausmachen. Im Fluge sind die Verdampfungsverluste geringer.

Wird die Isolation zu stark gewählt, passiert folgendes: Es ist ein gewisser Wärmeeintrag in den Tank notwendig, da durch die Entnahme während des Fluges ein Unterdruck entsteht, welcher durch den Druckanstieg über die zugeführte Wärme wieder ausgeglichen wird. Die Wärmezufuhr entsteht dabei durch die im Tank befindlichen Pumpen und den Wärmeeintrag der Isolation. Ein Unterdruck ist aufgrund der Gefahr des Einbeulens und somit der Zerstörung des Tanks nicht zulässig. Der Druckausgleich mit Hilfe von Außenluft ist ebenfalls nicht zulässig, da aufgrund der weiten Zündgrenzen von Wasserstoff zündfähige Gemische entstehen würden und der Sauerstoff in den Tanks vereisen würde.

Somit liegt das Optimum in der Mitte beider Fälle. Es darf kein Unterdruck entstehen und die Verdampfungsverluste im Flug, sowie am Boden, sind so gering wie möglich zu halten. (Lugger 1996)

Die Luft in der Isolation darf nicht in Berührung mit Außenluft kommen, da sonst die Außenluft sofort gefrieren würde und so Eisbildung entstünde die unnötig mittransportiert wird, und die Gefahr von Entzündungen/ Explosionen bei Wasserstoffaustritt würde steigen. Es gibt zwei Möglichkeiten dies zu unterbinden: durch Vakuumpumpen oder durch ein nicht-kondensierendes Gas, was in die Isolation eingebracht ist. Zusätzlich wird meist eine Dampfsperre eingebaut, um den Kontakt der Isolation mit Außenluft zu verhindern. (**Brewer 1990**)

5.2 Isolationsarten

Um die Isolationsqualität verschiedener Materialien zu beurteilen wird die Gesamtwärmeleitfähigkeit λ herangezogen. Sie ergibt sich aus dem übertragenen Wärmestrom \dot{Q} zum Flächeninhalt A und dem Temperaturgradienten $\frac{\Delta T}{\delta}$ zur Gleichung: $\lambda = \dot{Q} \cdot \frac{\delta}{A \cdot \Delta T}$. Je geringer sie ist, desto besser isoliert ein Stoff. Dabei setzt sich die Gesamtwärmeleitfähigkeit zusammen aus:

Konvektion:

Ist Wärmeübertragung von thermischer Energie von einem Ort zu einem anderen. Dies geschieht steht's mit Teilchen, die thermische Energie mitführen, daher gibt es keine Konvektion im Vakuum.

Konduktion:

Ist der Wärmefluss in einem Feststoff oder einem ruhenden Fluid infolge eines Temperaturunterschiedes. Die Wärme fließt dabei immer von der höheren zur geringeren Temperatur.

Wärmestrahlung:

Dabei wird thermische Energie mittels elektromagnetischer Wellen von einem Ort zum anderen transportiert. Teilchen sind an diesem Transport nicht beteiligt, daher gibt es auch im Vakuum Wärmestrahlung.

Eine Einteilung der verschiedenen Isolationsmaterialien gibt Bild 5.1.

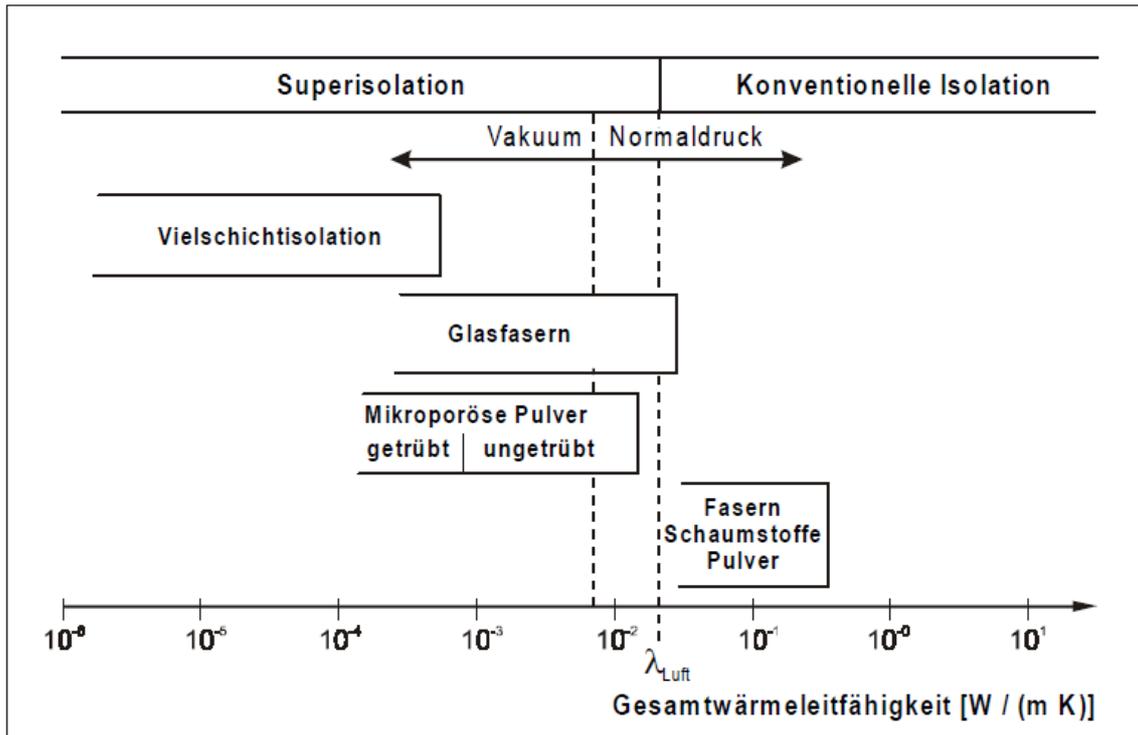


Bild 5.1 Gesamtwärmeleitfähigkeit unbelasteter Tieftemperaturisolationen (Steiner 2001)

Dabei wird zwischen Superisolation und Konventioneller Isolation unterschieden. Die Grenze zwischen den beiden bildet die Wärmeleitfähigkeit von Luft. Superisolationen zeichnen sich durch höchste Isolationsleistungen aus, erfordern aber einen hohen technischen Aufwand und einen Außentank, da sie nicht belastbar sind. Bild 5.2 gibt einen Überblick über die Isolationskonzepte.

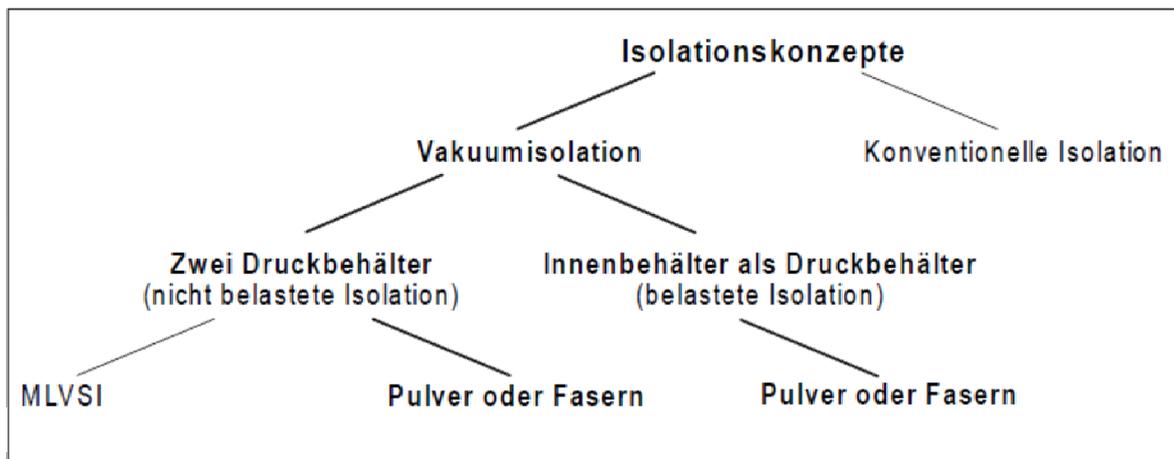


Bild 5.2 Isolationskonzepte für Kryotanks (Steiner 2001)

5.3 Isolationsmaterialien

In diesem Abschnitt werden die Isolationsmaterialien vorgestellt, Vor- und Nachteile erläutert und in einer abschließenden Tabelle die technischen Daten gegenüber gestellt.

5.3.1 MLVSI (Multi Layer Vacuum Super Isolation) – Vielschichtvakuumisolation

Diese Isolationsart hat von allen Varianten die beste Isolationsleistung. Diese wird durch abwechselnde Schichten Hochvakuum und Folienschilde erreicht. Das Vakuum sorgt dafür, dass Wärmeleitung mittels Konvektion unterbunden wird, die Folienschilde aus Aluminium oder metallbedampften Folien sorgen dafür, dass Wärmeleitung mittels Strahlung unterbunden wird. Abstandshalter geringer Wärmeleitfähigkeit verhindern den Kontakt der Folien. Bei Vakuumverlust wird die Isolationsleistung um den Faktor 100 bis 2000 schlechter. Der Aufbau wird in Bild 5.3 verdeutlicht.

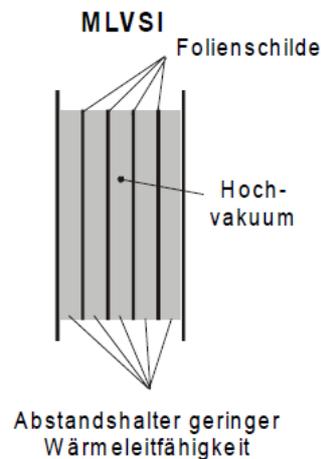


Bild 5.3 Aufbau einer MLVSI (Steiner 2001)

Tabelle 5.1 Vor- und Nachteile MLVSI

Vorteile	Nachteile
geringste Wärmeleitfähigkeit leicht	hoher Fertigungsaufwand schlechte Vorhersagbarkeit der Isolationsgüte sehr hohe Vakuumanforderungen nicht belastbar, daher Außentank nötig Zusammenbruch des Vakuums führt zu Versagen schlechte Zugänglichkeit des Innentanks für Wartungsarbeiten aktive Systeme für Vakuum nötig

5.3.2 Pulver- und Faser-Isolationen

Nicht evakuierte (nicht im Vakuum befindliche) Pulver- und Faser-Isolationen behindern die Wärmeübertragung mittels Konvektion. Liegen die beiden Isolationsarten evakuiert vor, dann erhöht sich deren Isolationswirkung, da im Bereich der kryogenen Temperaturen des Wasserstoffs die Konduktion die dominierende Wärmeübertragung ist, welche mittels Vakuum sehr gut behindert wird. Das Vakuum ist mit 10 Pa gegenüber der MLVSI mit 0,001 Pa gering ausgeprägt. Bei Vakuumverlust wird die Isolationsleistung von Pulverisolationen um den Faktor 4 schlechter, die von Faserisolationen um den Faktor 16. Als Pulver kommen Perlite, Silica Aerogel und Mikrohohlglaskugeln zum Einsatz, bei den Fasern Glasfaserwolle.

Tabelle 5.2 Vor- und Nachteile Pulver- und Faserisolationen

Vorteile	Nachteile
geringe Wärmeleitfähigkeit geringer Fertigungs- und Wartungsaufwand können äußere Last aufnehmen geringe Vakuumanforderungen bei evakuiert Pulvern und Fasern	Wärmeleitfähigkeit schlechter als bei MLVSI Dichte und Wandstärke höher als bei MLVSI aktive Systeme für Vakuum nötig

5.3.3 Schaumstoff-Isolationen

Schäume bestehen aus einem Grundmaterial, meistens Polyurethan oder Polystyrol, welches mit einem Gas, meistens CO₂ aufgeschäumt wird. Die Isolationswirkung setzt sich aus Behinderung der Wärmeleitung mittels Konduktion durch das Grundmaterial und mittels Konvektion durch das Gas. Schäume haben eine starke Schrumpfung unter kryogenen Temperaturen, so dass sie nicht mit dem Tank verbunden werden können. Als Schäume kommt Polyurethan zum Einsatz.

Tabelle 5.3 Vor- und Nachteile Schaumstoffisolationen

Vorteile	Nachteile
einfache Handhabung kein Vakuum nötig geringe Dichte	schlechte Wärmeleitfähigkeit

5.3.4 Gegenüberstellung der Eigenschaften der Isolationsmaterialien

In Tabelle 5.4 sind die verschiedenen Eigenschaften der Isolationen gegenübergestellt. Die spezifische Isolationsgüte gibt anhand der Dichte multipliziert mit der Wärmeleitfähigkeit ein Beurteilungskriterium für die Isolationsleistung pro Gewichtseinheit. Je geringer der Wert desto besser.

Tabelle 5.4 Vergleich der Eigenschaften verschiedener Isolationsmaterialien

	Dichte	Wärmeleitfähigkeit	spezifische Isolationsgüte	Vakuum	Anforderungen an Vakuum	ertragbare externe Last
Einheit	$\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	$\left[\frac{\text{mW}}{\text{m} \cdot \text{K}} \right]$	$\left[\frac{\text{kg} \cdot \text{W}}{\text{m}^4 \cdot \text{K}} \right]$	[-]	[-]	[-]
MLVSI	50 - 60	0,05 - 0,10	0,004	ja	hoch	nein
Mikrohohlglaskugeln	70 - 80	0,2 - 0,4	0,023	ja	mittel	ja
Silica Aerogel	80	1,6	0,128	ja	mittel	ja
Silica Aerogel	80	19	1,520	nein	-	ja
Grobkörnige Perlite	64	1,9	0,122	ja	mittel	ja
Leichtperlite	50	26	1,300	nein	-	ja
Glasfaserwolle	50	1,7	0,085	ja	mittel	ja
Glasfaserwolle	110	25	2,750	nein	-	ja
Polyurethanschaum	35	19	0,665	nein	-	ja

Werden die einzelnen Isolationsarten miteinander verglichen fällt auf, dass die Vakuum-Isolationen stets bessere Werte erzielen. Dies liegt an der Unterbindung der Konduktion durch das Vakuum. Werden die zuvor erläuterten Eigenschaften ebenfalls zur Betrachtung herangezogen, stellt sich heraus, dass die Mikrohohlglaskugeln unter den Vakuum-Isolationen am Besten abschneiden. Sie bieten eine sehr geringe Wärmeleitfähigkeit bei akzeptabler Dichte, die zu einer sehr guten spezifischen Isolationsgüte führen. Sie bieten gegenüber der MLVSI den Vorteil, dass bei Verlust des Vakuums mit weniger drastischen Folgen zu rechnen ist, da die Isolationswirkung weniger stark gemindert wird, geringeren Fertigungs- und Wartungsaufwand und kann äußere Lasten aufnehmen.

Unter den Nicht-Vakuum-Isolationen weist Polyurethanschaum die Besten Eigenschaften auf. Er hat die beste spezifische Isolationsgüte und ist einfach zu Handhaben und bietet eine hohe Sicherheit.

Nun stellt sich die Frage, ob die Mikrohohlglaskugeln mit dem erforderlichen Vakuum oder der Polyurethanschaum ohne Vakuum besser geeignet sind. Die nachfolgende in Tabelle 5.5 dargestellte überschlagende Betrachtung liefert Aufschluss.

Tabelle 5.5 Vergleich Systemgewicht der Isolationskonzepte (**Brewer 1990**)

	Einheit	Mikrohohlglaskugeln	Polyurethan
Dicke Isolationsschicht	cm	4,3	20,32
Dichte	kg	69,00	35,24
	m^3		
Fläche Innentank	m^2	16,11	16,11
Gewicht Isolation	kg	47,80	115,36
Vakuum Pumpe	kg	181,60	000,00
Dampfsperre	kg	000,00	3,60
Vakuum Mantel	kg	16,51	000,00
Gesamtgewicht	kg	245,91	118,96

Bei der Ermittlung wird vom Vergleich der Kandidaten A und D in **Brewer 1990** ausgegangen. Das Gewicht für den Vakuum-Mantel wurde auf die Größe des hier vorliegenden Tanks angepasst, das Gewicht der Pumpe aus **Brewer 1990** übernommen. Es ist anzunehmen, dass bei einem kleinen Tank eine kleinere Pumpe ausreichen würde, jedoch wären aufgrund der Unterteilung in zwei Außentanks zwei Pumpen nötig, oder eine mit entsprechend langen Leitungen, weshalb das Gewicht aus **Brewer 1990** als Richtwert gesehen werden kann. Aufgrund der zusätzlichen Systeme, die zur Aufrechterhaltung des Vakuums nötig sind, wird das Systemgewicht für die Mikrohohlglaskugeln insgesamt höher, als das für den Polyurethanschaum. Dies liegt auch an den verhältnismäßig kleinen Tanks. Würden die Tanks größer sein, würden die Vakuumsysteme nicht so stark ins Gewicht fallen und die Mikrohohlglaskugeln könnten ein geringeres Gewicht als der Polyurethanschaum erzielen.

Somit bietet der Polyurethanschaum für das Referenzmuster ATR-72 mit zwei 5 m^3 Außentanks die ideale Lösung. Es ist die leichteste und zugleich einfachste und sicherste Variante der Isolierung. Bild 5.4 zeigt den schematischen Aufbau der Isolation.

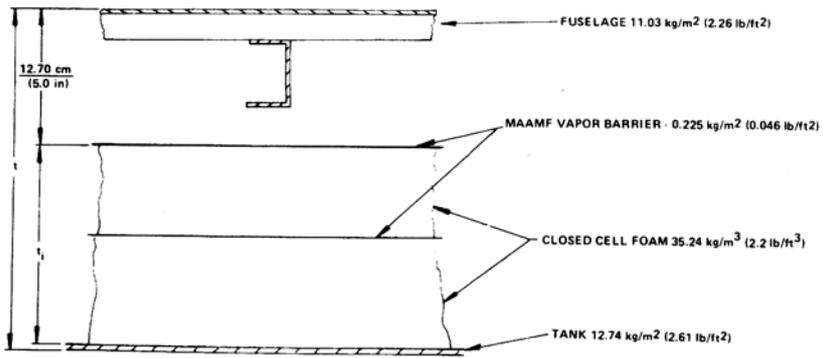


Bild 5.4 Schematische Darstellung der Polyurethan-Isolierung (Brewer 1990)

5.4 Thermodynamische Auslegung

In diesem Abschnitt werden die Isolationsdicke und das daraus resultierende Gewicht für die Variante der Polyurethanschaum-Isolation ermittelt. Dabei wird von dem in Bild 5.5 gezeigten Modell ausgegangen.

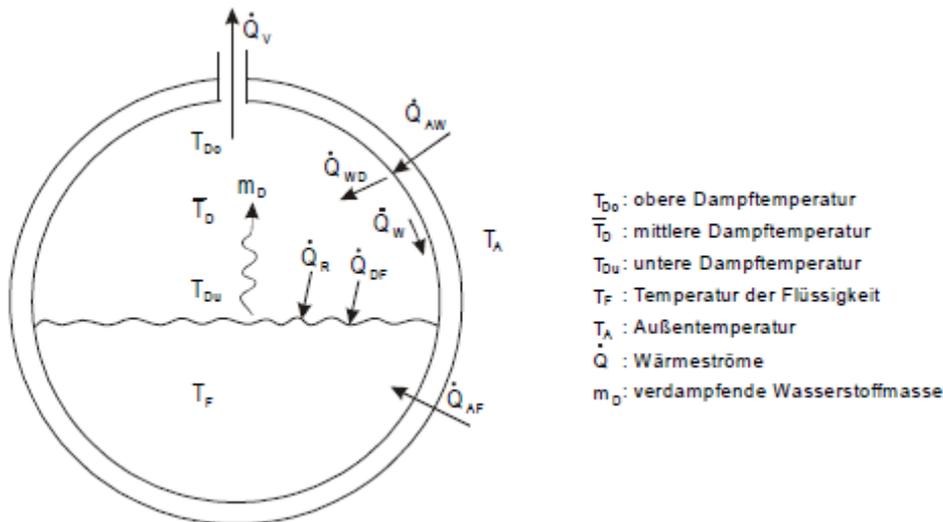


Bild 5.5 Thermodynamisches Modell eines Wasserstofftanks (Steiner 2001)

Folgende Wärmeströme treten auf:

\dot{Q}_V : Verlustwärmestrom

\dot{Q}_{AF} : Wärmestrom unterhalb des Kraftstoffpegels

\dot{Q}_W : Wärmestrom entlang der Tankinnenwand

\dot{Q}_{DF} : Wärmeübergabe zwischen Gas und Flüssigkeit

\dot{Q}_R : Durch Strahlung in die Flüssigkeit eintretender Wärmestrom

Es werden folgende Vereinfachungen angenommen:

Der Wärmeübergang zwischen der Außenumgebung und der Außenwand wird vernachlässigt. Damit entspricht die Temperatur der Außenwand der Außentemperatur:

$$T_{wa} = T_A \quad (5.1)$$

Der Wärmeübergang am Innentank zwischen dem flüssigen Wasserstoff und der Tankwand wird ebenfalls vernachlässigt.

$$T_{Wi} = T_F \quad (5.2)$$

Zur weiteren Vereinfachung der Berechnung wird angenommen, dass ein konstanter mittlerer Wärmestrom fließt.

Letztlich reduziert sich die Gleichung für den gesamten Wärmestrom damit zu:

$$\dot{Q}_{ges} \approx \dot{Q}_{AF} + \dot{Q}_{AD} \quad (5.3)$$

Somit kann die Berechnung der Isolation gestartet werden. Es handelt sich hierbei um ein Iteratives Verfahren, bei dem die Dicke der Isolation ein Ausgangswert ist. Es wird die verdampfende Wasserstoffmasse ermittelt. Je nach Höhe der verdampfenden Wasserstoffmasse wird das Verfahren mit einer geänderten Isolationsdicke erneut durchlaufen.

Zuerst wird der Wärmeübergangskoeffizient α_i ermittelt.

$$\alpha_i = \frac{Nu \cdot \lambda_{GH_2}}{D_i} \quad (5.4)$$

Als Nusselt-Zahl Nu wird 17 gewählt. Damit lassen sich Messungen von Wärmeübergangszahlen auf geometrisch ähnliche Körper übertragen. Die Wärmeleitfähigkeit des gasförmigen Wasserstoff λ_{GH_2} wird mit $0,1815 \frac{W}{m \cdot K}$ gewählt. Somit ergibt sich für den Wärmeübergangskoeffizienten $\alpha_i = 2,07 \frac{W}{m^2 \cdot K}$.

Im nächsten Schritt wird die mittlere Austauschfläche A_m bestimmt. A_m ist der Mittelwert der äußeren und inneren Mantelfläche des Tanks und ergibt sich zu:

$$A_m = \frac{A_a + A_i}{2} = \frac{5,04 \text{ m}^2 + 5,00 \text{ m}^2}{2} = 5,02 \text{ m}^2 \quad (5.5)$$

Nachfolgend werden die Austauschflächen des Dampfes und der Flüssigkeit des Tanks bestimmt. Dabei wurde als durchschnittlicher Behälterfüllstand 0,5 gewählt. Die Austauschfläche der mit Flüssigkeit bedeckten Tankwand ergibt sich aus:

$$A_{FF} = A_m \cdot \phi_{BFS} \quad (5.6)$$

$$A_{FF} = 2,51 \text{ m}^2 \quad (5.7)$$

Die Austauschfläche des Dampfes ergibt sich zu:

$$A_{FD} = A_m \cdot (1 - \phi_{BFS}) \quad (5.8)$$

$$A_{FD} = 2,51 \text{ m}^2 \quad (5.9)$$

Nun muss der Thermische Widerstand des LH₂ und des GH₂ berechnet werden.

$$\text{LH}_2: \quad R_F = \frac{\delta_{iso1}}{\lambda_{iso1}} + \frac{\delta_{iso2}}{\lambda_{iso2}} + \dots + \frac{\delta_{ison}}{\lambda_{ison}} \quad (5.10)$$

$$\text{GH}_2: \quad R_D = \frac{1}{\alpha_i} + \frac{\delta_{iso1}}{\lambda_{iso1}} + \frac{\delta_{iso2}}{\lambda_{iso2}} + \dots + \frac{\delta_{ison}}{\lambda_{ison}} \quad (5.11)$$

Als Dicke der Isolation δ_{iso} werden 20 cm gewählt, die Wärmeleitfähigkeit des Polyurethan FREON beträgt $0,0165 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot \text{K}}$. Die Wärmeleitfähigkeit wird mit Hilfe folgender Tabelle aus **Brewer 1990** ermittelt, Bild 5.6.

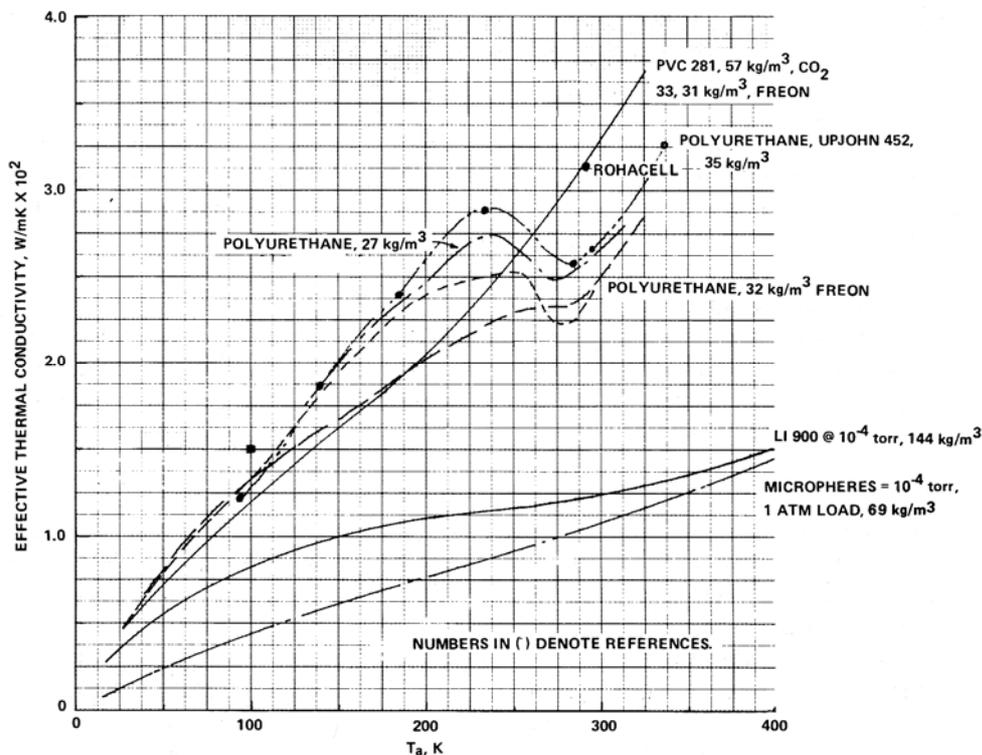


Bild 5.6 Effektive Wärmeleitfähigkeit in Abhängigkeit von der Temperatur. (Brewer 1990)

Zum Ablesen des richtigen Wertes wird der Mittelwert der mittleren Außenwandtemperatur von T_A und der Tankinnentemperatur der Flüssigkeit $T_F = 22 \text{ K}$ gebildet. Die mittlere Außenwandtemperatur ist schwer zu ermitteln. Sie ist der Mittelwert der Temperatur am Boden und der Temperatur im Flug. Je nach Wetterlage, Region und Sonnenschein kann die Temperatur am Boden stark variieren. Sie wird mit 240 K angenommen. Der mit den beiden Temperaturen ermittelte Mittelwert beträgt somit 131 K . Somit ist für Polyurethan FREON ein Wert für $\lambda = 0,0165 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot \text{K}}$ abzulesen.

Damit ergeben sich für $R_F = 12,12 \frac{\text{m}^2 \cdot \text{K}}{\text{W}}$ und für $R_D = 12,61 \frac{\text{m}^2 \cdot \text{K}}{\text{W}}$.

Im nächsten Schritt wird die mittlere Dampftemperatur ermittelt. Sie ergibt sich aus der oberen Dampftemperatur T_{Do} und der Temperatur des flüssigen Wasserstoffs T_F .

$$\bar{T}_D = \frac{T_{Do} + T_F}{2} = 61 \text{ K} \quad (5.12)$$

Nun kann der Wärmestrom zum flüssigen Wasserstoff berechnet werden.

$$\dot{Q}_{AF} = A_{FF} \cdot \frac{1}{R_F} \cdot (T_A - T_F) \quad (5.13)$$

$$\dot{Q}_{AF} = 45,16 \text{ W} \quad (5.14)$$

Der Wärmestrom zum gasförmigen Wasserstoff kann nach folgender Formel berechnet werden.

$$\dot{Q}_{AD} = A_{FD} \cdot \frac{1}{R_D} \cdot (T_A - \bar{T}_D) \quad (5.15)$$

$$\dot{Q}_{AD} = 35,66 \text{ W} \quad (5.16)$$

Nun kann die mittlere Enthalpieerhöhung des verdampfenden LH_2 errechnet werden.

$$\Delta h = c_{p^*} \cdot (\bar{T}_D - T_F) \quad (5.17)$$

mit der spezifischen Wärmekapazität des gesättigten Dampfes von $c_{p^*} = 12,5 \frac{\text{KJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$.

$$\Delta h = 487,50 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}} \quad (5.18)$$

Jetzt wird der Massenstrom des verdampften LH₂ berechnet.

$$\dot{m} = \frac{\dot{Q}_{AF} + \dot{Q}_{AD}}{h_v + \Delta h} \quad (5.19)$$

h_v ist die spezifische Verdampfungsenthalpie des Wasserstoffs und ist bei 22 K und 1,5 bar $445,6 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}}$ groß. Somit wird

$$\dot{m} = 8,7 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{s}} \quad (5.20)$$

Legt man eine Bodenstandzeit von 12 Stunden zu Grunde verdampfen 3,7 kg Wasserstoff. Bei einer Speicherkapazität von 354 kg entspricht dies 1 %. Somit kann die Dicke der Isolierung kleiner gewählt werden. Bei einer Dicke von 10 cm ergibt sich eine Verdampfung von 7,4 kg, was 2% entspricht.

Das Gesamtgewicht der Isolation ermittelt sich aus der Dichte der Isolation von $32 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ und der Dicke von 10 cm plus das Gewicht für die Dampfsperre, welches $0,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ beträgt.

$$m_{ges} = \delta_{Isolation} \cdot O_{Tank} \cdot \zeta_{Isolation} + \frac{m_{Dampfsperre}}{A} \cdot O_{Tank} \quad (5.21)$$

$$m_{ges} = 32 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 16,11 \text{ m}^2 \cdot 0,10 \text{ m} + 0,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \cdot 16,11 \text{ m}^2 \quad (5.22)$$

$$\underline{\underline{m_{ges} = 55,18 \text{ kg}}} \quad (5.23)$$

Die ermittelten Daten sind ebenfalls in die Exceltabelle eingepflegt, so dass beliebige Veränderungen vorgenommen werden können.

6 Vergleich des Entwurfs mit empirischen Daten

Um das Ergebnisse einordnen zu können wird in diesem Abschnitt ein Vergleich zwischen diesem Entwurf und empirisch ermittelten Daten durchgeführt. Tabelle 6.1 gibt eine Übersicht über den Entwurf für den 5 m³ großen Wasserstofftank.

Tabelle 6.1 Zusammenfassung der Entwurfsdaten

Parameter	Einheit	Wert
Innenvolumen	m ³	5,00
Außendurchmesser	m	1,50
Gesamtlänge des Tanks (Druckbehälter)	m	3,06
Gesamtlänge des Tanks (mit aerodynamischer Verkleidung)	m	8,47
Wandstärke Zylinderteil LTH 2008/ AD 2000-Merkblätter	mm	1,50 / 3,00
Wandstärke Klöpperboden Krempe LTH 2008/ AD 2000-Merkblätter	mm	3,20 / 3,60
Wandstärke Klöpperboden Kalotte LTH 2008/ AD 2000-Merkblätter	mm	0,80 / 3,00
Werkstoff	-	Al-2219
Masse Tankstruktur LTH 2008/ AD 2000-Merkblätter	kg	111,7 / 177,1
Isolationsart	-	außen, Tank einfachwandig, nicht Vakuum
Isolationsstoff	-	Polyurethanschaum Freon mit Dampfsperre
Dichte der Isolation	kg/m ³	32,00
Dicke der Isolation	cm	10
Masse Isolation LTH 2008/ AD 2000-Merkblätter	kg	54,9 / 55,2
Gesamtmasse pro Tank exklusive LH ₂	kg	166,7 / 232,3
Masse LH ₂	kg	354,0
Gesamtmasse pro Tank inklusive LH ₂	kg	520,7 / 586,3
LTH 2008/ AD 2000-Merkblätter		
Gesamtmasse 2 Tanks inklusive LH ₂	kg	1041,4 / 1172,6
LTH 2008/ AD 2000-Merkblätter		

Tabelle 6.2 Vergleich zwischen Entwurf und empirischen Daten

Entwurf nach	Einheit	Entwurf nach LTH 2008	Entwurf nach AD 2000-Merk- blättern	(Brewer 1990)	(Brewer 1990)	(Hansen 2000)	(Klewer 2002)	(Luger 1996)	(Thudt 1994)
Anzahl der Tankwände	-	1	1	1	1	2	2	2	1
Vakuumisolation	-	nein	nein	nein	nein	ja	ja	ja	ja
Volumen LH ₂	m ³	5,0	5,0	177,0	177,0	5,0	160	2,7	38
Material Tank	-	AL-2219	AL-2219	AL-2219	AL-2219	AL	EN-AW- 5083	AL	ALi 1460
Maximalruck Tank	bar	1,5	1,5	1,45	1,45	k.A.	1,2	3,5	k.A.
Gewicht Tank	kg	111,7	177,1	2225,67	k.A.	102,2	4904	k.A.	506
Material Isolation	-	Polyurethan Freon mit Dampfsperre	Polyurethan Freon mit Dampfsperre	Polyurethan	Polyurethan	MLVSI	Evakuierte Mikro- kugeln	Mineralfa- ser	Mineralfa- ser
Gewicht Isolation	kg	54,9	55,2	1497,3	1497,3	115,76	789,0	k.A.	802,0
Außenoberfläche	m ²	16,0	16,1	174,7	174,7	25,1	348,3	13,6	58,6
Außenvolumen	m ³	5,0	5,0	179,2	179,2	6,0	162,6	3,2	37,8
Gesamtgewicht	kg	166,7	232,3	3723,0	k.A.	218,0	5793	323	1831,0
Flächengewicht Struktur	kg/m ²	7,0	11,0	12,7	12,74	4,1	14,4	k.A.	11,2
Volumengewicht Struktur	kg/m ³	22,3	35,1	12,4	k.A.	17,0	30,8	k.A.	17,3
Flächengewicht Isolation	kg/m ²	3,4	3,4	8,6	8,6	4,6	2,3	k.A.	13,7
Volumengewicht Isolation	kg/m ³	10,9	10,9	8,4	8,4	19,2	4,9	k.A.	13,7
Flächengewicht Tank gesamt	kg/m ²	10,4	14,4	21,3	k.A.	8,7	16,6	23,8	31,3
Volumengewicht Tanks gesamt	kg/m ³	33,2	46,1	20,8	k.A.	36,2	35,6	100,2	48,4
Formfaktor	-	1,13	1,14	1,14	1,14	1,57	2,42	1,29	1,08
Oberfläche/Volumen	1/m	3,20	3,19	0,97	0,97	4,17	2,14	4,21	1,55
Gesamtgewicht Tank/Gewicht LH ₂	-	0,47	0,66	0,30	0,42	0,62	0,51	1,70	0,68

Ein Vergleich zwischen den verschiedenen Entwürfen und den empirischen Daten ist bei den teils sehr verschiedenen Größen und Arten der Ausführung als einfachwandiger oder doppelwandiger Tank mit oder ohne Vakuumisolation nur schwer möglich. Dennoch sind einige Grundlegende Dinge feststellbar.

Die Tanks von **Hansen 2000** und **Luger 1996** sind in Bezug auf ihre Größen von $5,0 \text{ m}^3$ bzw. $2,7 \text{ m}^3$ mit den Entwürfen nach **LTH 2008** und AD 2000-Merkblättern vergleichbar. Allerdings setzen beide auf einen doppelwandigen Tank mit Vakuumisolation. Durch die Doppelwandigkeit kommt ein höheres Strukturgewicht zustande, da ein Innentank und ein Außentank nötig sind. Widersprüchlicherweise hat der Tankentwurf von **Hansen 2000** ein Flächengewicht der Struktur von lediglich $4,1 \text{ kg/m}^2$. Dies ist der mit Abstand geringste Wert im Feld und liegt selbst weit unter den Werten für einfachwandige Tanks. Daher wird dieser Wert als nicht realistisch angesehen.

Für den Entwurf von **Luger 1996** liegen nur Werte für das Gesamtgewicht vor. Die Werte für das Flächengewicht und Volumengewicht liegen mit $23,8 \text{ kg/m}^2$ und $100,2 \text{ kg/m}^3$ sehr hoch. Dies ist durch die Ausführung als doppelwandiger Tank mit Vakuumisolation bedingt. Bei einem sehr kleinen Tank macht das zusätzliche Gewicht für die Systeme zur Aufrechterhaltung des Vakuums einen großen Teil der Gesamtmasse aus, weshalb das hohe Gewicht resultiert. Der hohe Maximaldruck von $3,5 \text{ bar}$ gegenüber den üblichen rund $1,5 \text{ bar}$ bedingt zusätzliches Strukturgewicht.

Die Tanks von **Brewer 1990**, **Klewer 2002** und **Thudt 1994** sind mit 177 m^3 , 160 m^3 und 38 m^3 wesentlich größer, als der in dieser Arbeit ausgearbeitete Entwurf und daher schwierig zu vergleichen. Um einen aussagekräftigeren Vergleich anstellen zu können wird mit Hilfe der Exceltabelle der Tank von **Brewer 1990** nachentworfen. Tabelle 6.3 gibt einen Überblick über die ermittelten Werte:

Tabelle 6.3 Nachentwurf des Tanks von **Brewer 1990** mit Klöpperboden

Entwurf nach	Einheit	Entwurf nach LTH 2008	Entwurf nach AD 2000-Merk- blättern	(Brewer 1990)
Anzahl der Tankwände	-	1	1	1
Vakuumisolation	-	nein	nein	nein
Volumen LH ₂	m ³	177,0	177,0	177,0
Material Tank	-	AL-2219	AL-2219	AL-2219
Maximalruck Tank	bar	1,45	1,45	1,45
Gewicht Tank	kg	2212,5	2480,3	2225,7
Material Isolation	-	Polyurethan	Polyurethan	Polyurethan
Gewicht Isolation	kg	1340,0	1340,0	1497,3
Außenoberfläche	m ²	182,6	182,6	174,7
Außenvolumen	m ³	177,7	177,7	179,2
Gesamtgewicht	kg	3551,8	3820,3	3723,0
Flächengewicht Struktur	kg/m ²	12,1	13,6	12,7
Volumengewicht Struktur	kg/m ³	12,5	14,0	12,4
Flächengewicht Isolation	kg/m ²	7,3	7,3	8,6
Volumengewicht Isolation	kg/m ³	7,4	7,5	8,4
Flächengewicht Tank gesamt	kg/m ²	19,5	20,9	21,3
Volumengewicht Tanks gesamt	kg/m ³	20,0	21,5	20,8
Formfaktor	-	1,20	1,20	1,14
Oberfläche/Volumen	1/m	1,03	1,03	0,97
Gesamtgewicht Tank/Gewicht LH ₂	-	0,28	0,30	0,30

Werden der Entwurf nach **LTH 2008** und AD 2000-Merkblättern mit dem von **Brewer 1990** verglichen, so stellen sich Werte sehr dicht am Entwurf von **Brewer 1990** heraus. Das Strukturgewicht liegt bei der Auslegung nach **LTH 2008** lediglich 0,6% unter dem von **Brewer 1990** ermittelten Wert. Beim Entwurf nach AD 2000-Merkblättern liegt das Strukturgewicht um 11,4% über dem von **Brewer 1990** ermittelten Werten. Das ermittelte Gewicht der Isolation, welche die selbe Dichte und Isolationsstärke wie der Entwurf von **Brewer 1990** aufweist, liegt 157,3 kg unter dem von **Brewer 1990**, was einer Größenordnung von 10,5% entspricht.

Zu berücksichtigen ist, dass der Tank von **Brewer 1990** konisch verläuft und der nachentworfene Tank den durchschnittlichen Durchmesser des Entwurfs von **Brewer 1990** nutzt. Da der konische Tank gegenüber einem zylindrischen Tank etwas schwerer ist, ist der Entwurf nach **LTH 2008**, der leicht unter dem Ergebnis von **Brewer 1990** liegt der zu bevorzugende Entwurf.

Eine vollständige Übersicht zu den empirisch ermittelten Daten befindet sich im Anhang B und auf CD als Excel-Tabelle, zu finden im Anhang C.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Mit dem erstellten Excel-Tool wird die Möglichkeit gegeben den in dieser Arbeit durchgeführten Tankentwurf nochmals durchzuführen. Darüber hinaus kann mit Hilfe dieses Tools ein beliebig großer Tank mit beliebiger zylindrischer Geometrie mit Klöpperboden oder auch Zylinderboden entworfen werden. Als Isolation ist standardmäßig Polyurethan gewählt. Es kann mit Hilfe der in dieser Arbeit vorliegenden Daten für Isolationen jede weitere Nicht-Vakuum-Isolation für den Entwurf genutzt werden. Vakuum-Isolationen können nicht nachentworfen werden, da eine Strukturauslegung für einen Außentank nicht integriert ist. Vakuum-Isolationen lohnen allerdings erst bei sehr großen Tanks, da die Systeme zur Aufrechterhaltung des Vakuums schwer sind und somit bei kleinen Tanks nachteilig sind. Selbst bei Tanksgrößen von 177 m^3 , wie **Brewer 1990** ihn entworfen hat (Nicht-integral), ist der Polyurethan-Tank leichter, als der Vakuum-Tank. Somit ist das Excel-Tool auch für große Tanks geeignet. Die gute Übereinstimmung der Entwürfe nach **LTH 2008** und AD 2000-Merkblättern mit dem Entwurf von **Brewer 1990** bestätigen die Anwendbarkeit des Excel-Tools.

Für die Zukunft besteht weiterhin Optimierungspotential, denn die Spielräume sind noch nicht ausgeschöpft. Es besteht die Möglichkeit Wasserstoff auf noch tiefere Temperaturen von $-259 \text{ }^\circ\text{C}$ herunter zu kühlen, wobei der sogenannte Slush (Wasserstoffmatsch) entsteht. Dieser hat eine höhere Dichte und ist eine Mischung aus festem und flüssigem Wasserstoff, womit das Volumen der Tanks besser ausgenutzt werden könnte. Durch CFK könnte wie schon in Abschnitt 4 beschrieben das Strukturgewicht um bis zu 50 % gegenüber Aluminium sinken. Wird als Isolation MLVSI genutzt, kann das Isolationsgewicht erheblich reduziert werden, jedoch muss das Gewicht der Systeme zur Aufrechterhaltung des Vakuums erheblich sinken, sonst wird der Vorteil der MLVSI wieder zu Nichte gemacht.

Werden Slush, CFK und MLVSI mit leichteren Systemen zu Vakuumaufrechterhaltung zusammen genutzt, könnte erheblich Gewicht eingespart werden. Durch die geringe Dicke der MLVSI von nur wenigen cm und der höheren Dichte des Slush würde gleichzeitig der Raumbedarf der Wasserstofftanks sinken. Durch die Integration des Wasserstoffantriebes schon bei der Entwicklung des Flugzeuges könnten Integraltanks genutzt werden, wodurch das Gewicht und der Raumbedarf weiter sinken. Weniger Gewicht und weniger Raumbedarf würden wiederum Schneeballeffekte nach sich ziehen, die die Gesamtbilanz weiter verbessern würde.

Da Wasserstoff als Kraftstoff kurz- und mittelfristig im Flugzeugbau höchstwahrscheinlich keine Rolle spielen wird, bleibt genug Zeit die erforderlichen Verbesserungen bei der Speicherung zu erreichen, die infrastrukturellen Voraussetzungen zu schaffen und vor allem eine effiziente und umweltverträgliche Gewinnung zu realisieren, um später auf den sauberen Energieträger umsteigen zu können.

Literaturverzeichnis

- AD 2000a** VERBAND DER TÜV E.V. (Hrsg.): *AD 2000-Merkblatt B0. Berechnung von Druckbehältern*. Berlin: Beuth, 2008
- AD 2000b** VERBAND DER TÜV E.V. (Hrsg.): *AD 2000-Merkblatt B1. Zylinder- und Kugelschalen unter innerem Überdruck*. Berlin: Beuth, 2000
- AD 2000c** VERBAND DER TÜV E.V. (Hrsg.): *AD 2000-Merkblatt B3 Gewölbte Böden unter innerem und äußerem Überdruck*. Berlin: Beuth, 2000
- Boehm 2006** BOEHM, Martin: *Gesamtentwurf eines ökonomischen und ökologischen Lufttransportsystems unter Ausnutzung von Synergieeffekten*. München, Universität der Bundeswehr München, Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, Dissertation, 2006
- Brewer 1990** BREWER, G. Daniel: *Hydrogen Aircraft Technology*. Lake San Marcos: CRC Press, 1990
- DIN 28011** Norm DIN 28011 Januar 1993. *Gewölbte Böden*
- Eichlseder 2008** EICHLSEDER, Helmut; KLELL, Manfred: *Wasserstoff in der Fahrzeugtechnik*. Graz: Vieweg + Teubner Verlag, 2008
- Faaß 2001** FAAß, Reinhard: *Cryoplane Flugzeuge mit Wasserstoffantrieb*, 2001. – URL: http://www.mp.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2001_12_06_Cryoplane.pdf (2009-03-04)
- Hansen 2000** HANSEN, Lars Uwe: *Entwurf und Optimierung eines Verkehrsflugzeuges für 32 Passagiere mit flüssigem Wasserstoff als Treibstoff*. Braunschweig, Technische Universität Braunschweig, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, Studienarbeit, 2000
- Klein 2007** KLEIN, Bernd: *Leichtbau-Konstruktion: Berechnungsgrundlagen und Gestaltung*. Wiesbaden: Friedr. Vieweg & Sohn Verlag, 2007
- Klewer 2002** KLEWER, Guido: *Tank für ein Wasserstoffflugzeug*. Hamburg, Technische Universität Hamburg Harburg, Arbeitsbereich Apparatebau, Große Studienarbeit, 2002
- Luger 1996** LUGER, Peter; MÜLLER, Martin: *Do328 LH2-Demonstrator: Treibstoffsystem*. Ottobrunn Süd: Dasa RIT, 1996

- LTH 1994** PRANGE, John: *Wasserstofftechnologie*. Bremen: DA-Bremen , 1994
- LTH 2008** SONNEMANN, Dirk; BOEHM, Martin: *Strukturmechanische und thermodynamische Auslegung von LH₂-Tankstrukturen*. München: Universität der Bundeswehr München, 2008
- Muhs 2005** MUHS, Dieter; WITTEL, Herbert; JANNASCH, Dieter; VOßIEK, Joachim: *Roloff/Matek Maschinenelemente*. Braunschweig, Reutlingen, Augsburg: Vieweg, 2005
- Nast 2008** NAST, Eckart: *Script Faserverbundtechnologie*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2008
- Reinoso 2005** REINOSO, Juan Matias: *Untersuchungen zur Wasserstoffspeicherung in ausgewählten anorganischen Materialien*. Zürich, Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, Dissertation, 2005
- Schürmann 2007** SCHÜRMAN, Helmut: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. Berlin: Springer, 2007
- Sonnemann 2006** SONNEMANN, Dirk: *Strukturmechanische und Thermodynamische Auslegung von Wasserstofftanks für Flugzeuge*. Neubiberg, Universität der Bundeswehr München, Studienarbeit, 2006
- Steiner 2001** STEINER, Jörg: *Umrüstung eines Großraumverkehrsflugzeuges für den Betrieb mit flüssigem Wasserstoff unter Vermeidung konfigurativer Änderungen*. Berlin, Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, Diplomarbeit, 2001
- Thudt 1994** THUDT, K.; EHRHARDT, J.: *Cryoplane Metallic Tank Design*. München: MAN Technologie, 1994
- www.atr.fr** URL: <http://www.atr.fr/public/atr/html/products/products.php?aid=506&pid=30462&PHPSESSID=d63821d665db2f615306bedc86242500> (2009-04-03)

Anhang A

Excel-Tool „Tankdesign“

Das Excel-Tool bietet die Möglichkeit mit wenigen Eingaben und ohne detaillierte Kenntnisse über die Details der Auslegung eines Wasserstofftanks, einen zylindrischen Tank wahlweise mit Halbkugel- oder Klöpperboden beliebiger Größe auszulegen. Es genügt entsprechende Werte in die grün markierten Felder einzutragen. In den gelben Feldern werden die Ergebnisse ausgegeben. Die blauen Felder, stellen Werte, die auf einem anderen Excel-Tabellenblatt berechnet worden sind dar und dürfen nicht verändert werden.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	
1	Tankdesign										
2	Eingabegrößen sind grün markiert --> hier eintippen										
3	Übergabewerte aus anderer Rechnung --> so lassen										
4	Ausgabegrößen sind gelb markiert --> anschauen										
5											
6	Vorgehen:										
7	1.	Auf diesem Tabellenblatt grüne Zellen ausfüllen									
8	2.	Auf Tabellenblatt "Isolationsdicke" grüne Zellen ausfüllen									
9											
10											
11	Parameter Geometrieberechnung Innentank				Einheit	Wert	Bemerkungen				
12	Tankvolumen				[m ³]	5,00					
13	Außendurchmesser				[m]	1,50					
14	Berechnung nach...				[-]	LTH					
15	Art des Bodens				[-]	Klöpper	Klöpperboden nach DIN 28011				
16	Wandstärke berechnet Zylinderteil				[mm]	1,43					
17	Wandstärke berechnet Boden Kalotte, Halbkugel				[mm]	0,72					
18	Wandstärke berechnet Boden Krempe				[mm]	3,12					
19	Wandstärke gewählt Zylinderteil				[mm]	1,50					
20	Wandstärke gewählt Kalotte, Halbkugel				[mm]	0,80					
21	Wandstärke gewählt Krempe				[mm]	3,20	Wenn F15="-" dann Eingabe: 0				
22	Werkstoff				[-]	AL-2219					
23	Dichte des Werkstoffes				[kg/m ³]	2850					
24	3 Pumpen und Rohre				[kg]	45	empirisch (Luger 1996)				
25	Anti-Spritzwände (1 pro 0,85m und an Kappen)				[[kg/(Stk*m ²)]]	1,31	empirisch ermittelt (Thudt 1994)				

Bild A.1 Excel-Tool "Tankdesign" Eingabemaske

28	Ausgabewerte für Innentank					
29	Innenvolumen Zylindersegment	[m ³]	4,33			
30	Innenvolumen Boden (beide)	[m ³]	0,67			
31	Volumen Wand Zylinderteil	[m ³]	0,0174			
32	Volumen Wand Boden (einer)	[m ³]	0,0014			
33	Volumen Wand gesamt	[m ³]	0,0202			
34	Außenoberfläche	[m ²]	16,04			
35	Außenvolumen	[m ³]	5,02			
36	Länge Zylindersegment	[m]	2,46			
37	Außenlänge Boden (ein Boden)	[m]	0,29			
38	Gesamtlänge des Druckbehälters	[m]	3,04			
39	Gewicht Tankstruktur	[kg]	111,72			
40	Gewicht Isolation	[kg]	54,94			
41	Gesamtgewicht	[kg]	166,66			
42	Flächengewicht Struktur bezogen auf Außenoberfläche	[kg/m ²]	6,97			
43	Volumengewicht Struktur bezogen auf Außenvolumen	[kg/m ³]	22,26			
44	Flächengewicht Isolation bezogen auf Außenoberfläche	[kg/m ²]	3,43			
45	Volumengewicht Isolation bezogen auf Außenvolumen	[kg/m ³]	10,94			
46	Flächengewicht gesamt bezogen auf Außenoberfläche	[kg/m ²]	10,39			
47	Volumengewicht gesamt bezogen auf Außenvolumen	[kg/m ³]	33,20			
48	Formfaktor	[-]	1,13			
49	Oberfläche/Volumen	[-]	3,20			
50	Gesamtgewicht/Gewicht LH ₂	[-]	0,47			

Bild A.2 Excel-Tool "Tankdesign" Ausgabemaske

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	Berechnung Wandstärke nach LTH									
2	Eingabegrößen sind grün markiert --> hier eintippen									
3	Übergabewerte aus anderer Rechnung --> so lassen									
4	Ausgabegrößen sind gelb markiert --> anschauen									
5										
6	Parameter für Berechnung AL-2219				Einheit	Wert	Bemerkungen			
7	Außendurchmesser D _a				[m]	1,50				
8	Differenzdruck Delta p				[Bar]	1,50				
9	Festigkeitskennwert K ₂₀				[N/mm ²]	172,00				
10	Sicherheitsfaktor S				[-]	1,33				
11	Schweißnahtfaktor v _s				[-]	1,00				
12	Korrosionszuschlag c				[-]	0,00				
13	Berechnungsbeiwert β				[-]	4,3501	über Iteration annähern:			4,3501
14	Bemessungsdruck p				[Bar]	2,48				
15	Bemessungsdruck p				[N/mm ²]	0,25				
16	Wandstärke s _z des inneren Druckbehälters (Zylinder)				[mm]	1,43	Auslegung gegen inneren Überdruck			
17	Wandstärke s _{HK} des Halbkugelbodens				[mm]	0,72	Auslegung gegen inneren Überdruck			
18	Wandstärke s _{Ka} der Kalotte Klöpperbodens				[mm]	0,72	Auslegung gegen inneren Überdruck			
19	Wandstärke s _{Kr} der Krempe des Klöpperbodens				[mm]	3,12	Auslegung gegen inneren Überdruck			
20										
21										
22										

Bild A.3 Excel-Tool "Tankdesign" Berechnung der Wandstärke nach LTH 2008

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	Berechnung Wandstärke nach AD 2000									
2	Eingabegrößen sind grün markiert --> hier eintippen									
3	Übergabewerte aus anderer Rechnung --> so lassen									
4	Ausgabegrößen sind gelb markiert --> anschauen									
5										
6	Parameter für Berechnung AL-2219				Einheit	Wert	Bemerkungen			
7	Außendurchmesser D_a				[mm]	1500,00				
8	Differenzdruck Delta p				[Bar]	1,50				
9	Festigkeitskennwert bei Berechnungstemperatur K				[N/mm ²]	172,00				
10	Sicherheitbeiwert bei Berechnungsdruck S				[-]	1,50	B0			
11	Schweißnahtfaktor v				[-]	1,00	B1			
12	Zuschlag f. Wanddickenunterschreitung c_1				[-]	0,00	B0 9.1.2			
13	Abnutzungszuschlag c_2				[-]	0,00	B0 9.2.3			
14	Berechnungsbeiwert β				[-]	4,35				
15	Berechnungsdruck				[Bar]	2,48				
16	Wandstärke s_z des inneren Druckbehälters (Zylinder)				[mm]	3,00	Auslegung gegen inneren Überdruck; mind. 3mm; B1			
17	Wandstärke s_{HK} des Halbkugelbodens				[mm]	3,00	Auslegung gegen inneren Überdruck; mind. 3mm; B1			
18	Wandstärke s_{Ka} der Calotte Klöpperbodens				[mm]	3,00	Auslegung gegen inneren Überdruck; mind. 3mm; B3			
19	Wandstärke s_{Kr} der Krempe des Klöpperbodens				[mm]	3,52	Auslegung gegen inneren Überdruck; mind. 3mm;			

Bild A.4 Excel-Tool "Tankdesign" Berechnung der Wandstärke nach AD 2000-Merkblättern

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	
1	Berechnung Isolationsdicke															
2	Eingabegrößen sind grün markiert --> hier eintippen															
3	Übergabewerte aus anderer Rechnung --> so lassen															
4	Ausgabegrößen sind gelb markiert --> anschauen															
5																
6	Parameter für Berechnung Isolationsdicke				Einheit	Wert	Bemerkungen									
7	Außendurchmesser				D_a	[m]	1,500									
8	Dicke der Isolierung				δ_{iso}	[m]	0,100	gucken, ob verdampfende Masse LH ₂ ok ist (G32/G33)								
9	Durchschnittlicher Behälterfüllstand				θ_{BFS}	[-]	0,50	bei Behälterfüllstand 0,5								
10	Obere Dampftemperatur				T_{DO}	[K]	100	zum ablesen Mittelwert zwischen T_a und T_f bilden								
11	mittlere Temperatur LH ₂ / Siedetemp LH ₂				T_f/T_s	[K]	22									
12	mittlere Außenwandtemperatur				T_A / T_1	[K]	240	Reiseflug: 200K; Boden: 290K; Mittelwert: 240K								
13	Dichte der Isolierung				ρ	[Kg/m ³]	32,00	Polyurethan Freon S. 183 Brewer 1990								
14	Wärmeleitfähigkeit der Isolierung				λ_{iso}	[W/(m*K)]	0,0168	Polyurethan Freon S. 183 Brewer 1990								
15	spezifische Wärmekapazität des gesättigten Dampfs				c_p	[KJ/(Kg*K)]	12,5									
16	Verdampfungsenthalpie				h_v	[KJ/Kg]	445,6	bei 22K und 1,5Bar								
17	Nusseltzahl				Nu	[-]	17									
18	Wärmeleitfähigkeit GH ₂				λ	[W/(m*K)]	0,1815									
19	Innendurchmesser				D_i	[m]	1,497									
20	Wärmeübergangskoeffizient				α_i	[W/(m ² *K)]	2,06									
21	Mittlere Austauschfläche				A_m	[m ²]	5,01									
22	Tankwandfläche der Flüssigkeit				A_{FF}	[m ²]	2,50									
23	Tankwandfläche des Dampfs				A_{FD}	[m ²]	2,50									
24	Wärmewiderstand LH ₂				R_F	[(m ² *K)/W]	6,06									
25	Wärmewiderstand GH ₂				R_D	[(m ² *K)/W]	6,55									
26	Mittlere Dampftemperatur				T_D	[K]	61,00									
27	Mittlerer Wärmestrom zwischen Außenwand und LH ₂				Q_{AF}	[W]	90,10									
28	Mittlerer Wärmestrom zwischen Außenwand und GH ₂				Q_{AD}	[W]	68,50									
29	Gesamter Wärmestrom				Q_{ges}	[W]	158,60									
30	Mittlere Enthalpieerhöhung des verdampften LH ₂				Δh	[KJ/Kg]	487,50									
31	Massenstrom des verdampfenden LH ₂				m	[Kg/s]	1,7E-04									
32	Verdampfende Wasserstoffmasse nach 3h				m_{vW}	[Kg]	1,8									
33	Verdampfende Wasserstoffmasse nach 12h				m_{vW}	[Kg]	7,3									
34	Masse der Isolation				m_{iso}	[Kg]	51,3									
35	Masse der Dampfsperre				$m_{Dampfsperre}$	[Kg]	3,6	0,225 Kg/m ² Brewer 1990 Seite 190								
36	Gesamtmasse				m_{Gesamt}	[Kg]	54,94									

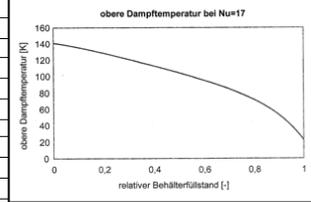


Bild A.5 Excel-Tool "Tankdesign" Berechnung der Isolationsdicke

Anhang B

Excel-Tabelle "Empirische Daten"

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	Empirische Daten									
2	Eingaben aus Literaturrecherche									
3	Errechnete Werte, da in Literatur nicht angegeben									
4										
5	Entwurf nach	Einheit	Brewer 1990	Boehm 2006	Klewer 2002	Klewer 2002	Hansen 2000	Luger 1996	Luger 1996	Thudt 1994
6	Anzahl der Tankwände	[-]	1	1	2	2	2	2	2	1
7	Volumen LH ₂	[m ³]	177		160,00	160,00	5,00	2,68	2,68	38,00
8	Gewicht LH ₂	[kg]	12532		11328	11328	354	190	190	2690,4
9	Material Tank	[-]	AL 2219		EN-AW-5083	EN-AW-5083	AL	AL	AL	AlLi 1460
10	Maximaldruck	[bar]	1,45	1,50	1,20	1,20		3,50	3,50	
11	Gewicht Tank	[kg]	2225,67		4904	4904	102,24			506
12	Isolationstyp	[-]	Polyurethan-schaum	Polyurethan-schaum	MLVSI	Evakuierte Mikrokugeln	Superisolation	Superisolation	Mineralfaser	Mineralfaser
13	Vakuum-Isolation	[-]	Nicht-Vakuum	Nicht-Vakuum	Vakuum	Vakuum	Vakuum	Vakuum	Vakuum	Vakuum
14	Wärmeübergangskoeffizient	[W/(m ² *K)]						3,50	13,00	15,00
15	Wärmeleitfähigkeit	[mW/(m*K)]	4,00		0,01	0,31	0,02			
16	Isolationsdicke	[mm]	203,20		0,98	30,20	116,00			30,00
17	Isolationsvolumen	[m ³]	42,49		0,34	10,52	2,92			1,76
18	Isolationsdichte	[kg/m ³]	35,24		55,00	75,00				
19	Gewicht Isolation	[kg]	1497,30		18,70	788,95	115,76			802,00
20	Gewicht Systeme (Pumpen, Rohre, Elektrik)	[kg]			100,00	100,00	0,00	45,00	45,00	150,00
21	Gewicht Tank + Isolation	[kg]	3722,97		4922,70	5692,95	218,00	308,00	278,00	1308,00
22	Gesamtgewicht Tank exkl. LH ₂	[kg]	3722,97		5022,70	5792,95	218,00	353,00	323,00	1831,00
23	Gesamtgewicht Tank inkl. LH ₂	[kg]	16254,57		16350,70	17120,95	572,00	543,00	513,00	4521,40
24	Außenlänge Tank	[m]	12,99		17,99	17,99	8,00	5,33	5,33	5,26
25	Außenurchmesser Tank	[m]	4,47		2,00	2,00	1,00	1,32	1,32	3,42
26	Außenoberfläche Tank	[m ²]	174,70		348,32	348,32	25,13	13,57	13,57	58,60
27	Außenvolumen Tank	[m ³]	179,24		162,55	162,55	6,02	3,22	3,22	37,83
28	Flächengewicht Struktur	[kg/m ²]	12,74	8,40	14,37	14,37	4,07			11,19
29	Volumengewicht Struktur	[kg/m ³]	12,42		30,78	30,78	16,98			17,34
30	Flächengewicht Isolation	[kg/m ²]	8,57	5,40	0,05	2,27	4,61			13,69
31	Volumengewicht Isolation	[kg/m ³]	8,35		0,12	4,85	19,22			13,69
32	Flächengewicht Tank gesamt	[kg/m ²]	21,31		14,42	16,63	8,67	26,01	23,80	31,25
33	Volumengewicht Tank gesamt	[kg/m ³]	20,77		30,90	35,64	36,20	109,52	100,21	48,40
34	Formfaktor	[-]	1,14		2,42	2,42	1,57	1,29	1,29	1,08
35	Oberfläche/Volumen Tank	[1/m]	0,97		2,14	2,14	4,17	4,21	4,21	1,55
36	Gesamtgewicht Tank/Gewicht LH ₂	[-]	0,30		0,44	0,51	0,62	1,86	1,70	0,68

Bild B.1 Excel-Tabelle "Empirische Daten"

Anhang C

CD-ROM

In diesem Anhang befindet sich die CD-Rom mit den folgenden Daten:

- die Projektarbeit als Word- und als PDF-Datei
- Excel-Tool „Tankdesign“
- Excel-Tabelle „Empirische Daten“