



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences



Bachelorarbeit

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Auslegung des Kraftstoffsystems von wasserstoffbetriebenen Frachtflugzeugen

Verfasserin: Sevgi Batal

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

in Zusammenarbeit mit:

Bishop GmbH – Aeronautical Engineers
Blankeneser Bahnhofstraße 12
22587 Hamburg

Verfasserin: Sevgi Batal

Abgabedatum: 03. April 2010

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Wolfgang Gleine

Betreuer: Dipl.-Ing. Kolja Seeckt

Kurzreferat

Die vorliegende Arbeit versucht Antworten auf die grundlegenden Fragen hinsichtlich des Betriebs von Flugzeugen, die mit Wasserstoff betrieben werden, zu geben. Hierfür wird zunächst allgemein über den Wasserstoffwirtschaftskreislauf berichtet. Desweiteren sind die Schadstoffemissionen im Luftverkehr, die durch den Betrieb von Wasserstoffflugzeugen verursacht werden, erfasst. Zudem werden im Inhalt auf die Sicherheitsfragen beim Umgang mit Wasserstoff eingegangen.

Darüber hinaus wird in dieser Arbeit die Recherche-Ergebnisse zu bereits bestehenden LH_2 Kraftstoffsystemen zusammengetragen. Es wird die Funktionsweise dieser Wasserstoffflugzeuge mit all den benötigten Systemkomponenten klar definiert und beschrieben. Im Anschluss wird eine Systemarchitektur für einen wasserstoffbetriebenen ATR72-Frachter sowie für einen BWB-Frachter erstellt. Danach werden die Systemkomponenten vordimensioniert und die Systemmassen von den beiden Kraftstoffsystemen in einer Tabelle zusammengefasst.

DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Auslegung des Kraftstoffsystems von wasserstoffbetriebenen Frachtflugzeugen

Aufgabenstellung für eine *Bachelor-Thesis* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Im Rahmen des Forschungsprojekts "Grüner Frachter" (<http://GF.ProfScholz.de>) wird u. a. die Verwendung von Wasserstoff als unkonventioneller Kraftstoff für Verkehrsflugzeuge untersucht. Die Handhabung von Wasserstoff gestaltet sich aufwendig. Beispielsweise muss der Wasserstoff in den Tanks entweder bei Temperaturen unterhalb seiner Verdampfungstemperatur von -253 °C gehalten werden, oder bei hohem Druck. Diese Parameter stellen extreme Anforderungen auch an die Komponenten des Kraftstoffsystems. Das Kraftstoffsystem ist definiert als das System zwischen den Kraftstofftanks und dem Übergabepunkt des Kraftstoffes zu den Triebwerken. Das Kraftstoffsystem sichert die Kraftstoffversorgung der Triebwerke, das Betanken und Enttanken sowie den Kraftstofftransfer zwischen den Tanks.

Aufgabe

Es soll das Kraftstoffsystem von zwei mit Wasserstoff betriebenen Frachtflugzeugen ausgelegt werden. Folgende Themengebiete sollen bearbeitet werden:

- Einleitende Recherche zu Kraftstoffsystemen in herkömmlichen Passagierflugzeugen.
- Einleitende Recherche zu Kraftstoffsystemen in wasserstoffbetriebenen Flugzeugen inklusive einer Recherche zum Thema Wasserstoffversprödung.
- Erstellung einer Architektur eines Wasserstoff-Kraftstoffsystems für einen wasserstoffbetriebenen ATR72-Frachter sowie für einen Blended Wing Body-Frachter. Dabei sollten die benötigten Systemkomponenten dimensioniert werden.
- Abschätzung der resultierenden Komponenten- und Systemmassen.
- Abschätzung der erforderlichen Redundanz im jeweiligen Kraftstoffsystem.

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

Diese Bachelor-Thesis ist gekoppelt an ein industrielles Praktikum bei der Bishop GmbH – Aeronautical Engineers.



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

2010-04-03

.....
Datum Unterschrift

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder	09
Verzeichnis der Tabellen	10
Liste der Abkürzungen	11
1 Einleitung	12
1.1 Motivation	12
1.3 Ziel der Arbeit	12
1.4 Literaturübersicht	13
1.5 Aufbau der Arbeit.....	14
2 Wasserstoff.....	15
2.1 Historie	15
2.2 Eigenschaften	21
2.3 Herstellung von Wasserstoff	23
2.3.1 Chemische Produktion	24
2.3.2 Elektrolyse.....	25
2.3.3 Wasserstoff aus Biomasse	26
2.4 Speicherung von Wasserstoff.....	27
2.4.1 Druckspeicherung.....	28
2.4.2 Flüssige Speicher.....	28
2.4.3 Metallhybridspeicher.....	29
2.5 Transport von Wasserstoff	29
2.6 Verflüssigung von Wasserstoff	30
2.7 Sicherheit von Wasserstoff.....	30
2.7.1 Wasserstoffversprödung.....	31
2.8 Kosten von Wasserstoff.....	32
2.9 Wasserstoff vs. Jet A1	32
2.10 Schadstoffemission im Verkehr	33
2.11 Schadstoffemission von Wasserstoffflugzeugen.....	35
2.11.1 Wasserdampf.....	35
2.11.2 Stickoxid.....	37
3 Kraftstoffsystem	39
3.1 Konventionelles Kraftstoffsystem.....	39
3.2 LH ₂ Kraftstoffsystem	42
3.2.1 Tanks	43
3.2.2 Leitungen.....	44
3.2.3 Pumpen.....	45
3.2.4 Triebwerke.....	47

3.2.5	Wärmetauscher	48
3.2.6	Material	48
3.2.7	Isolation	49
3.3	Funktionsprinzip bestehender LH ₂ Systeme	50
3.4	Betankung	55
4	Systemauslegung	56
4.1	Leitungssysteme	58
4.2	Tanksystem	60
4.3	Triebwerkssystem	62
4.4	Systemarchitektur	64
4.5	Systemmassen	71
4.6	Redundanz	73
5	Zusammenfassung	75
	Literaturverzeichnis	76
	Anhang A Datenblatt zu PrADO und die Prinzipskizzen	78

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Übersicht von Wasserstoffflugzeugen.....	16
Bild 2.2	LH ₂ -System der B57-Canberra.....	18
Bild 2.3	Wasserstofftankstellen in Deutschland	20
Bild 2.4	Wasserstoffstraßen Netzplan	21
Bild 2.5	Phasendiagramm	22
Bild 2.6	Volumetrische Speicherdichte.....	28
Bild 2.7	Tankleckage.....	31
Bild 2.8	Schadstoffmengen	34
Bild 2.9	Kondensstreifen im Satellitenbild	36
Bild 2.10	Kondensstreifen.....	37
Bild 2.11	Magerverbrennungsbereich	38
Bild 2.12	Auswirkung von NO _x	39
Bild 3.1	Kraftstoffsystem A300/600	40
Bild 3.2	Kraftstoffsystem B737	41
Bild 3.3	Temperatur Distribution in the Tankstructure.....	44
Bild 3.4	Modifikationen PW-Triebwerk	47
Bild 3.5	Wasserstoffkraftstoffsystem TU155.....	51
Bild 3.6	Wasserstoffkraftstoffsystem A310	52
Bild 3.7	Wasserstoffkraftstoffsystemkonzept Ende 2002	53
Bild 3.8	Wasserstoffkraftstoffsystem DO 328	54
Bild 3.9	LH ₂ Tank Absolute Pressure Version	55
Bild 4.1	Vergleich Tankmassen	61
Bild 4.2	Massedaten von Triebwerkseinbauten	63
Bild 4.3	Schematische Darstellung eines LH ₂ Wärmetauschers.....	64
Bild 4.4	3-D Darstellung ATR-72.....	65
Bild 4.5	3-D Darstellung BWB	66
Bild 4.6	Systemarchitektur BWB.....	67
Bild 4.7	Systemarchitektur ATR-72.....	69

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Stoffeigenschaften LH ₂	22
Tabelle 2.2	Menge des erzeugten und verbrauchten Wasserstoffs.....	23
Tabelle 2.3	Eigenschaften von Wasserstoff.....	33
Tabelle 2.4	Auswirkungen der Verbrennung von 1kg Kerosin	33
Tabelle 3.1	Main Parameter of LH ₂ delivery pump.....	46
Tabelle 3.2	Main Parameter of LH ₂ engine	46
Tabelle 3.3	Vor- und Nachteile der Isolationsarten	50
Tabelle 4.1	Parameter relevanter Flugzeuge.....	57
Tabelle 4.2	Dimensionierung der Leitungen	58
Tabelle 4.3	Angaben für die Dimensionierung.....	59
Tabelle 4.4	Angaben zu Tankisolationen.....	62
Tabelle 4.5	Leitungslängen der Systemskizze	70
Tabelle 4.6	Angaben zu Systemmassen DO328	71
Tabelle 4.7	Angaben zu Systemmassen ATR-72 und BWB	72

Liste der Abkürzungen

BMBF	Bundesministerium für Bildung und Forschung
BWB	Blended Wing Body – Nurflügler
CEP	Clean Energy Partnership Berlin
ETS	Europäische Emissionshandelssystem
LH2	Liquid Hydrogen
MLVSI	Multi Layer Vacuum Super Insulation
PEM	Proton-Exchange-Membrane
PW	Pratt & Whitney
TPA	Wärmepumpe
TBD	To be defined

1 Einleitung

1.1 Motivation

Bereits im 16. Jahrhundert erkannte Leonardo Da Vinci die Wichtigkeit von Wasser und sagte: „Wasser ist die Kohle der Zukunft“ Ausschlaggebend für die steigende Interesse an Wasserstoff, ist die Endlichkeit des Erdölvorkommens und die aus dem Verbrauch resultierende Umweltbelastung sowie die strenger werdenden Umweltauflagen. Aus diesen Gründen gewinnt Wasserstoff als Treibstoff der Zukunft auch für Flugzeuge wieder an Bedeutung. Im Rahmen der Forschungsarbeit Grüner Frachter wird so ein Wasserstoffflugzeug untersucht.

Die chemischen und physikalischen Eigenschaften vom Wasserstoff unterscheiden sich grundlegend von dem des auf Kohlenwasserstoffverbindung basierenden Kerosins. Das erfordert eine Neuauslegung der Systeme und sogar ggf. einen Neuentwurf des Flugzeuges. In Verbindung mit der Forschungsarbeit ergab sich für mich die Möglichkeit die Thematik näher kennenzulernen und in einem zukunftsorientierten Bereich zu arbeiten.

1.3 Ziel der Arbeit

Diese Arbeit soll für den Leser eine erste Übersicht über den sekundären Energieträger, Wasserstoff, geben. Darüber hinaus soll die Arbeit verdeutlichen, welche Probleme die Wasserstoffwirtschaft im Einsatz Verkehr, insbesondere der Luftverkehr, noch zu lösen hat und warum es in absehbarer Zeit noch keine reinen Wasserstoffflugzeuge am Himmel zu sehen sein werden.

Es wird versucht aufbauend auf die bereits von großen Unternehmen vorgenommenen Untersuchungen und Ergebnissen, das Kraftstoffsystem von zwei unterschiedlich großen Flugzeugen zu erfassen und die Systemmassen zu ermitteln. Dadurch soll die mögliche Anwendbarkeit von Wasserstoff als Treibstoff auch im Flugzeug gezeigt werden.

1.4 Literaturübersicht

In der deutschsprachigen Literatur wurden nur wenige Bücher gefunden, die die Kenntnisse über Wasserstofftechnologien zusammenfasst:

Das Buch "Flüssiger Wasserstoff als Energieträger" von **Peschka 1992** erschien erstmals 1984 in deutscher Sprache und wurde in das Englische übersetzt. Sein Inhalt pflegt noch immer seine Aktualität und erfasst fast alle Wasserstoffrelevanten Themen. Sogar Luftverkehrsbezogene Themen finden darin Platz.

In **Brewer 1991** werden inhaltlich alle Themen von **Peschka 1992** weiter ausgeführt und faktisch unterlegt. Das Buch ist auf Englischer Sprache und heißt "Hydrogen Aircraft Technology" und erklärt für Ingenieure und Naturwissenschaftler im Bereich Flugzeugbau mit Wasserstoffantrieb alles Wissenswerte. Die 450 Seiten sollten einem nicht erschlagen, da das Inhaltsverzeichnis gut übersichtlich gestaltet ist.

In beiden Büchern ist die ausreichende Tiefe über die umwelttechnischen Einflüsse nicht gegeben. Gut anschaulich ist hier das Forschungsbericht 2003-18 "Partikel aus Flugzeugtriebwerken und ihr Einfluss auf Kondensstreifen" von **Schumann 2003**. Der Wasserdampf als Treibhausgas wird tiefgründig erörtert.

Genügend technischen Hintergrund für LH₂-Kraftstoffsysteme gibt die Ausarbeitung "DO 328 LH₂-Demonstrator" von **Luger 1996** wieder. Darin sind alle notwendigen Details gut und übersichtlich beschrieben. Die Beschreibung reicht soweit, dass anhand des Forschungsberichts und die dazu gehörigen Stückliste sowie die Simulationsprogrammen ohne größere technische Probleme das Wasserstoffflugzeug gebaut werden könnte.

Ebenso wichtig und unumgänglich sind die Abschlussberichte zum Projekt **Cryoplane 2002**, die auf einer CD entweder über die Hochschule oder direkt bei der Airbus GmbH zu bekommen sind. Die CD ist so aufgebaut, dass verschiedene WPs erstellt worden sind. Unter WP 3 sind alle erzielten Ergebnisse zu den Systemen und Komponenten eines LH₂-Kraftstoffsystem beschrieben.

Letztlich sollte noch das Lufttechnische Handbuch erwähnt werden. In der Zusammenfassung **LTH 1995** und **LTH 2008** kann man massenanalytische Ergebnisse und Herangehensweisen über einen wasserstoffbetriebenen Kraftstoffsystem gut verständlich wiederfinden.

1.5 Aufbau der Arbeit

Die Informationen über das mit Wasserstoff betriebene Kraftstoffsystem wird grob in drei Abschnitte geteilt:

Abschnitt 2 gibt die grundlegenden Erkenntnisse über das Wasserstoff als Energieträger wieder. Nach einer kurzen geschichtlichen Übersicht, werden die Vor- und Nachteile beim Einsatz des Wasserstoffs als Treibstoff diskutiert. Anschließend wird über die Sicherheit sowie die Wasserstoffversprödung beim Wasserstoffantrieb berichtet.

Abschnitt 3 beschreibt die bereits bestehenden Kraftstoffsystemkonzepte mit Flüssigwasserstoffantrieb. Dabei werden die für ein LH₂-Kraftstoffsystem verwendeten Systemkomponenten einzeln genauer erfasst. Der Kernunterschied zwischen einer konventionellen und wasserstoffbetriebenen Flugzeuges wird heraus gearbeitet und wiedergegeben.

Abschnitt 4 zeigt die Massenanalyse und Recherche-Ergebnisse. Am Ende folgt eine selbst erarbeitete Architektur zum LH₂-Kraftstoffsystem für die Frachtflugzeuge ATR72 und BWB. Einer genauen Funktionsbeschreibung folgt die Redundanzbetrachtung.

Anhang A zeigt die berechneten Ergebnisse im PrADO mit den genauen Tanklängen und – gewichten. Zudem sind die beiden Systemskizzen zum Kraftstoffsystem angehängt.

2 Wasserstoff

2.1 Historie

Heutzutage findet Flüssigwasserstoff verstärkten Einsatz in der Automobilindustrie und fand schon immer Anwendung im Luft- und Raumfahrt. Nachdem die Hauptuntersuchungen in den 90er Jahren im Rahmen des Cryoplane-Projekts erfolgreich abgeschlossen wurden um Wasserstoff als Treibstoff im Flugverkehr einzusetzen, ist es danach in diesem Bereich sehr still geworden. Trotz abgeschlossener, sehr gut ausgearbeiteter Konzepte findet die LH_2 -Antriebstechnik im großen Ausmaß keine Anwendung. Es gibt aber durchaus Konzepte wie beispielsweise bei der Airbus Operation GmbH, Brennstoffzellen zur Bordstromversorgung am APU einzusetzen und sogar das dabei entstehende Wasser im Flugzeug zu nutzen um Fluggewicht zu sparen. Ein weiteres Projekt läuft zudem parallel mit BMW. Die gesammelten Kenntnisse von BMW in der Tankauslegung, sollen dabei helfen große Flugzeugtanks zu konstruieren. Es geht aber insgesamt sehr kleinschrittig im Bereich der Großraumflugzeuge voran. Im Gegensatz zu den Forschungen bei den Kleinflugzeugen. Bereits 2005 ging der Global Observer, ein unbemanntes Kleinflugzeug als erstes Wasserstoffflugzeug in die Geschichte ein. Neben dem von dem kalifornischen Unternehmen AeroVironment hergestelltes Flugzeug, existieren noch weitere zahlreiche Beispiele: Der zweisitzige Flieger Hydrogenius, ein Projekt der Universität in Stuttgart, stellt einen bemannten Brennstoffzellenflugzeug dar und fliegt nicht nur Schadstoffarm sondern auch sehr leise ähnlich wie der vergleichbare Motorsegler Antares. Entwickelt wurde der Antrieb dieses Flugzeuges im DLR-Institut für Technische Thermodynamik zusammen mit den Projektpartnern Lange Aviation, BASF Fuel Cells und Serenergy in Dänemark. Die Antares DLR-H2 wird in Hamburg bei Lufthansa Technik beherbergt und dort in den nächsten drei Jahren die Brennstoffzellenaktivitäten des DLR im Rahmen des Fuel Cell Labs als fliegender Versuchsträger verstärken. Boeing Phantom Works und Diamond Aircraft Industries zeigen auf der ILA erstmalig einen bemannte Flugzeug, das von einer Brennstoffzelle angetrieben wird. Bei dem einmotorigen Flugzeug handelt es sich um einen stark modifizierten Motorsegler vom Typ Diamond HK36 Super Dimona. Das Flugzeug wurde im Boeing-Forschungszentrum in Madrid umgebaut. Allerdings will Boeing nur die Tauglichkeit von Brennstoffzellen in der Luftfahrt testen um die Brennstoffzellen als Ersatz für Hilfsgasturbinen in Verkehrsflugzeugen zu verwenden.

Ebenso vielversprechend sehen die Forschungen im Bereich neuer Überschall-Flugzeuge. Das A2-Flugzeug, das die Entwickler in London vorstellten, soll 300 Passagiere aufnehmen und Emissionsneutral mit einem LH_2 -Antrieb in fünf Stunden zwischen den Kontinenten verkehren. Das Projekt wird von der Europäischen Raumfahrtagentur ESA unterstützt und wird in 25 Jahren erwartet. Eine kleine Übersicht bietet das **Bild 2.1** und zeigt einen zeitlichen Ablauf bei der Wasserstoffentwicklung.

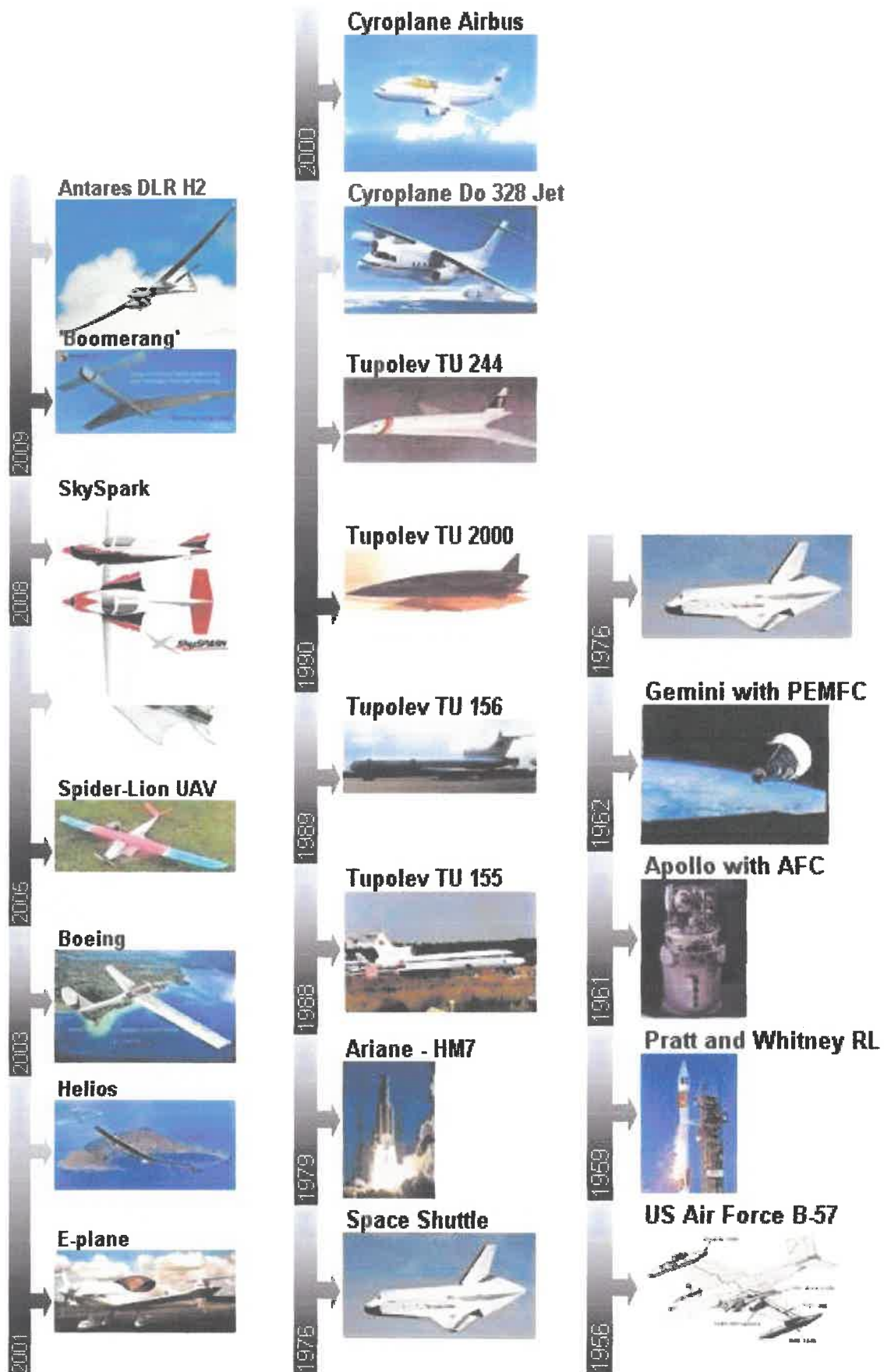


Bild 2.1 Übersicht von Wasserstoffflugzeugen (TÜV 2009)

In der mobilen Anwendung wird versucht die Serienreife von Wasserstoff-Autos zu erzielen. Derzeit fährt eine Kleinserie - 100 Autos sollen es werden - der Marke BMW auf den Straßen, nachdem zuvor im Jahr 2000 der Autokonzern die erste in Serie gebaute Flotte bestehend aus 15 LH2-Limousinen der 7er-Reihe für den Erprobung der Alltagstauglichkeit herstellte. Auch dieser Wagen hatte zwei Tanks, sodass bei Bedarf mit Benzin weitergefahren werden konnte. Prinzipiell liegen zwei Varianten zur Umsetzung für einen Wasserstoffantrieb vor: Der Wasserstoff wird in ganz normalen Motoren verbrannt und ersetzt das Benzin oder es wird eine Brennstoffzelle eingesetzt, die im Fahrzeug elektrische Energie für einen Elektromotor erzeugt. In Deutschland übernehmen vor allem Daimler, GM/Opel und Ford eine Vorreiterrolle in der Brennstoffzellentechnik. BMW hat schon sehr früh Wasserstofffahrzeuge vorgestellt und setzt auf konventionelle Verbrennungsmotoren die mit Wasserstoff betrieben werden.

Seit 2003 sind Testflotten vieler japanischer, koreanischer und deutscher Autohersteller an ausgewählte Leasingkunden übergeben worden und im Rahmen der Clean Energy Partnership Berlin (CEP) oder der California Fuel Cell Partnership in den USA im Einsatz, denn ab 2012 will USA und Japan ebenfalls mit Wasserstoffautos in Serie gehen.

Auch für den Antrieb von Bussen gibt es beide Antriebskonzepte. Im Rahmen verschiedener europäischer Projekte sind Wasserstoffbusse im Linieneinsatz unterwegs. Das für Europa wichtigste Projekt heißt HyFLEET:CUTE und im Rahmen dieses Projekts werden insgesamt 47 Busse, die 5 mal teuer sind als konventionelle Busse, an 12 Standorten getestet. Die wichtigsten Standorte sind Hamburg, wo 9 Daimler Citaro Brennstoffzellenbusse fahren. In Berlin fahren 14 Busse mit Wasserstoff-Verbrennungsmotor von MAN.

Für LKWs werden Wasserstoff und Brennstoffzellen derzeit noch nicht intensiv erprobt, da diese auf der Langstrecke auch mit Diesel sehr effizient fahren. Auf großen Schiffen ist zunächst die Bordstromversorgung angedacht damit die Generatoren im Hafen abgestellt werden können. In Hamburg fährt seit Oktober 2008 ein Dampfer, FCS Alsterwasser, das eine Brennstoffzelle nutzt und mit einer Technik fährt, die bislang vor allem in Militär-U-Booten verwendet wurde.

Aus **Eichlseder 2008** ist zu entnehmen, dass der Startschuss für die Bereitstellung und Anwendung von Flüssigwasserstoff 1898 mit der Verflüssigung von Wasserstoff durch den britischen Chemiker James Dewar gegeben wurde. Knapp 10 Jahre danach wurde Wasserstoff schon ein Grundstoff der chemischen Industrie mit der Ammoniaksynthese.

Die Vorteile des leichten Wasserstoffs wurden bereits im 18. Jahrhundert in der Luftfahrt-technik genutzt. Den Anfang machte der Physiker Jacques Charles und flog 1783 mit einem Wasserstoffballon über Paris. Nach dem tragischen Unfall des Zeppelins Hindenburg 1937 in New Jersey, wo lange Zeit geglaubt wurde, dass der leicht entflammbare Wasserstoff Schuld am Unglück sei, wurden weitere Forschungen für den Einsatz in der Luftfahrt aus Sicherheitsgründen eingeschränkt. 20 Jahre nach dem Unglück erlebte die Wasserstofftechnik eine

Renaissance. Die NASA baute einen Bomber B-57 (**Bild 2.2**), der mit flüssigem Wasserstoff fliegen konnte. Am rechten Flügelende erhielt der Bomber einen Heliumtank und am linken Flügelende einen LH₂-Tank. Der Heliumtank, der für LH₂-Druckförderung diente, wurde später durch eine Pumpe ersetzt. Fortan war der Flüssigwasserstoff regelmäßig Thema in der Luft- und Raumfahrttechnik. Zur Zeiten der Ölkrise änderte sich die Einstellung zur alternativer Antriebstechnik, sodass nach alternativen Energieformen gesucht wurde. Im Bereich der Automobilindustrie wurde der Funken 1973 gezündet. Daimler-Benz begann mit dem Einsatz von Wasserstoff als Sekundärenergieträger im Autoverkehr und brachte bereits 1975 einen Mercedes-Transporter als erstes Fahrzeug der Welt mit einem Wasserstoffmotor auf dem Markt.

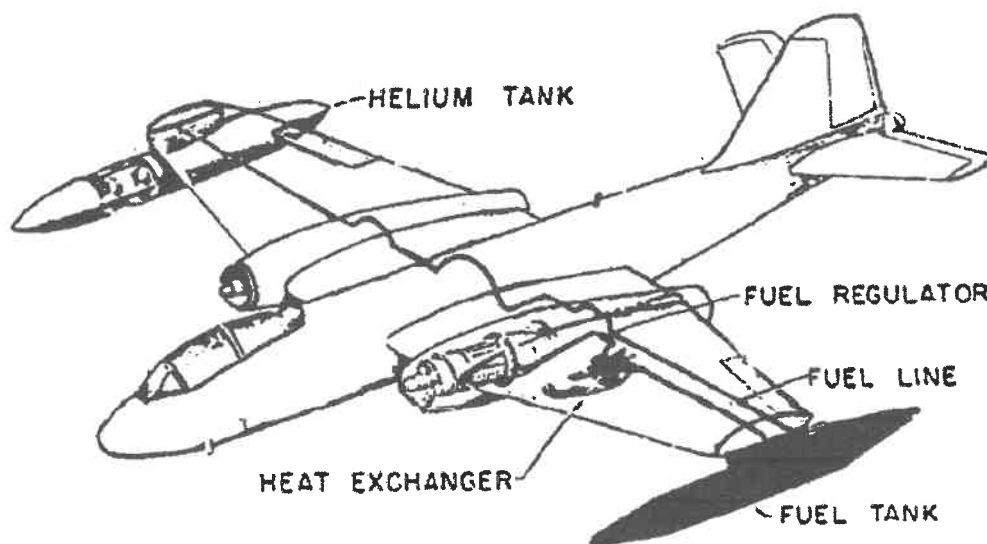


Bild 2.2 LH₂-System der B57-Canberra (LTH 1995)

Ende 1979 fand die erste Weltkonferenz zum Thema Wasserstoff statt. Zeitlich parallel liefen in den USA die Experimente der Firma Lockheed mit einer L-1011 Tri Star. Trotz der schweren LH₂ Tanks verringerte sich das Gewicht des Versuchsflugzeuges durch den Umbau um etwa 17 %. Die Leichtigkeit des Wasserstoffs übertraf. Knapp 10 Jahre danach flog schon das erste Zivilflugzeug, TU155. Die russische Maschine demonstrierte nochmals auf der ILA 1990, dass Flüssigwasserstoff als Kerosinersatz im Zivilflugzeug sicher einzusetzen und zu beherrschen ist. Daraufhin begann das deutsch-russische Gemeinschaftsprojekt Cryoplane, das den Beweis erbringen sollte, dass Flüssigwasserstoff im operativem Betrieb der Verkehrsflugzeuge problemlos genutzt werden kann. In der Studie wurde versucht aufbauend auf den Erkenntnissen der TU155, die A310 effizient und sicher umzurüsten. Um eine realistische Kostenkalkulation gewährleisten zu können, wendeten sich die Projektpartner Farchild Dornier, DASA RIT und ANTK Tupulev von der A310 ab und forcierten das Regionalflugzeug Dornier Do328. Die Ausarbeitung am LH₂-Demonstrator lieferte die erwünschten Ergebnisse, sodass die Machbarkeit im Projektbericht 1996 dargelegt wurde - ohne größere Veränderungen an der Kerosin-Version vornehmen zu müssen. Seitdem konzentriert sich die Firma

Tupolev auf die Entwicklung von drei Serienflugzeuge des Typs TU-154. Die Umrüstung soll ermöglichen, dass die Flugzeuge außer mit Kerosin auch mit flüssigem Methan betrieben werden können. Somit liegt der Schwerpunkt auf Flüssigerdgas LNG basierenden Antriebstechniken. Der Weg ist aber nicht weit entfernt zum ebenfalls tief kalten Flüssigwasserstoff.

Das Projekt Cryoplane wurde, nach dem Beenden der ersten Untersuchung 1993, ein EU-Projekt. Deswegen führte die EADS Airbus GmbH gemeinsam mit 34 weiteren Partnern die Studie fort um einen Jet auf den Betrieb mit flüssigem Wasserstoff umzustellen. Wie in der vorgegangenen Studie durchdiskutiert, befanden sich die Tanks oben auf dem Flugzeugrumpf. Nach dem Ende des EU-Projektes 2002 erfolgten im Flugzeugbau bzgl. LH₂-Flugzeuge keine weiteren bahnbrechenden Ausarbeitungen mehr.

Nach der ersten Weltwasserstoffkonferenz fand im September 2000 die erste internationale Weltwasserstoffkonferenz Hyforum 2000 statt, nachdem ein Jahr zuvor die erste öffentliche Wasserstofftankstelle eröffnet wurde. 2001 startete BMW mit einer Clean Energy World Tour. Mit dem italienischen Energieunternehmen AEM wird im Anschlussjahr in Mailand eine Wasserstofftankstelle errichtet und weitere folgen in anderen europäischen Großstädten in Zusammenarbeit mit BP sowie des EU-Programms Zehn-Städte-Wasserstoffprogramm. Im **Bild 2.3** sind die zurzeit in Betrieb gegangenen und geplanten Wasserstofftankstellen in Deutschland abgebildet.



Bild 2.3 Wasserstofftankstellen in Deutschland (TÜV 2009)

2003 hat TOTAL die bestehende Wasserstofftankstelle einer Sicherheitszertifizierung nach dem internationalen Sicherheitsstandard ISSRS unterzogen, womit bereits in der frühen Pilotphase Standards für die Sicherheit an den Tankstellen der Zukunft gesetzt werden. Eine weitere öffentliche Wasserstoff-Tankstelle wird in Berlin entstehen und von der Aral AG betrieben. 2006 gibt es in Deutschland erst etwa ein halbes Dutzend öffentlich zugänglicher Wasserstoff-Zapfsäulen. Die Linde AG beginnt daher mit der Arbeit an einem Straßennetz zwischen Berlin, Leipzig, München, Stuttgart und Köln von etwa 1.800 km Länge. Das **Bild 2.4** zeigt den derzeitigen Netzplan.



Bild 2.4 Wasserstoff Straßennetzplan (Hyways 2009)

2.2 Eigenschaften

Nahezu 93% des Universums besteht aus dem chemischen Element Wasserstoff. Auf der Erde liegt Wasserstoff fast ausschließlich in gebundener Form vor. Hauptsächlich geht Wasserstoff aufgrund seiner Reaktionsfreudigkeit mit Sauerstoff eine Verbindung zu Wasser ein. In vielen weiteren Verbindungen wie anorganische Hydride sowie organischen Verbindungen wie Kohlenwasserstoffe, Alkohole, Aldehyden, Säuren, Fetten, Kohlenhydraten und Proteinen sind Wasserstoffatome bzw. -Moleküle enthalten (**Peschka 1992**). Unter Normalbedingungen ist Wasserstoff gasförmig. Erst bei kryogenen Temperaturen liegt Wasserstoff in flüssiger Form vor (**Bild 2.5**). Der Tripelpunkt des Wasserstoffs, bei dem seine drei Aggregatzustände gleichzeitig vorkommen, ist einer der Fixpunkte der Internationalen Temperaturskala. Es liegt bei einer Temperatur von 13,89 K und einem Druck von 0,0704 bar. Der kritische Punkt liegt bei 33,18 K und 12,96 bar (**Nist 2009**). D.h. nur zwischen dem Druckbereich 0,0704 und 12,83bar sowie dem Temperaturbereich -259,26 und -240°C hat man flüssigen Wasserstoff.

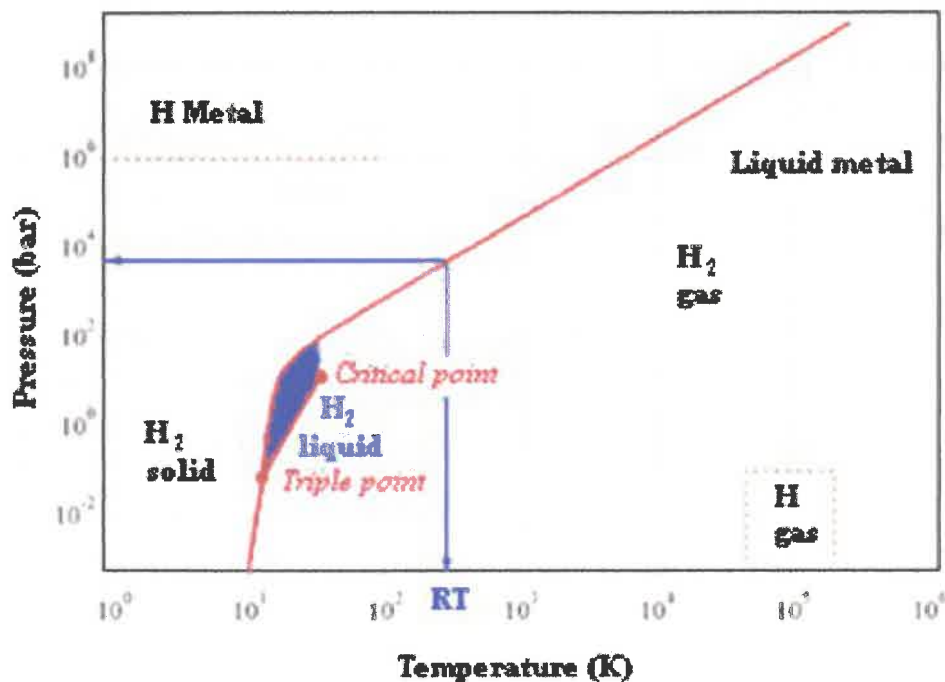


Bild 2.5 Phasendiagramm (**Jordan 2008**)

Bei großindustrieller Anwendung wird dieser Aggregatzustand bevorzugt, da Liquid Hydrogen (LH_2) weniger Volumen einnimmt als Gaseous Hydrogen (GH_2). Denn der Volumenbedarf von Wasserstoff ist einer der größten Probleme, die in der Anwendung zum Vorschein kommt. Dieser Nachteil relativiert sich durch seine sehr hohe massebezogene Energiedichte, die wiederum vom Speicherdruck abhängt (**Tabelle 2.1**).

Tabelle 2.1 Stoffeigenschaften LH₂ (Nist 2009)

Druck [bar]	Dichte [kg/m ³]	dyn. Viskosität μ [Pa*s]	kin. Viskosität $\nu = \mu/\rho$ [m ² /s]	Temperatur [°C]	Cv [J/g*K]
1	70,901166	1,34E-05	1,89E-07	-252,8256	5,65788
1,5	69,177484	1,19E-05	1,73E-07	-251,3756	5,75053
2	67,713767	1,10E-05	1,62E-07	-250,2395	5,82183
2,5	66,402553	1,02E-05	1,54E-07	-249,2903	5,88092
3	65,190663	9,67E-06	1,48E-07	-248,467	5,93213
3,5	64,047	9,18E-06	1,43E-07	-247,7353	5,97802
4	62,951247	8,76E-06	1,39E-07	-247,0736	6,02029
4,5	61,888968	8,40E-06	1,36E-07	-246,4676	6,06022
5	60,849148	8,06E-06	1,33E-07	-245,9072	6,09882

Wasserstoff als sekundär Energieträger ist speicherbar und damit transportabel. Es verbrennt nahezu emissionsfrei, ist endlos und allgegenwärtig, wodurch eine Unabhängigkeit zu fossilen Brennstoffen gewährleistet wird. Desweiteren ist sie nicht radioaktiv, krebserzeugend, giftig und reizend. Sie ist geruchs-, geschmacks- und umweltneutral. D.h. die Erzeugung und Nutzung können in den regenerativen Kreislauf der Natur eingebettet werden. Ein sekundärer Energieträger ist aber nur so umweltfreundlich wie die Primärenergie aus der sie gewonnen wird. Ziel ist es somit Wasserstoff aus nachhaltigen Quellen zu erzeugen.

2.3 Herstellung von Wasserstoff

Wasserstoff kann auf unterschiedlichen Wegen erzeugt werden. Nicht alle diese Methoden sind umweltfreundlich. Die Verwendung von fossilen Rohstoffen bildet zurzeit bei der Herstellung noch die gängigere Variante. **Tabelle 2.2** gibt einen Überblick über die Menge des erzeugten und verbrauchten Wasserstoffs in Deutschland und der ganzen Welt an. Der Versuch und schlussendlich die Umsetzung Wasserstoff umweltfreundlicher herzustellen, gewinnt immer mehr an Bedeutung zu. Die heute bekannten Herstellungsverfahren wären nach **Geitmann 2007** die Dampfreformierung, Partielle Oxidation, Autotherme Reformierung, Gasaufarbeitung, Chloralkali-Elektrolyse, Elektrolyse von Wasser und Biomasse, Kværner-Verfahren, Thermochemische Verfahren und Photobiologische Verfahren. Alle Verfahren benötigen derzeit noch viel Energie. Wenn das hergestellte Wasserstoff im Anschluss flüssig gespeichert werden soll, dann wird nochmals zusätzlich ca. 1/3 der im Wasserstoff gespeicherten Energie benötigt.

Tabelle 2.2 Menge des erzeugten und verbrauchten Wasserstoffs in Milliarden Nm³ (DWV 2009)

Direkte Produktion	Deutschland	Welt
Dampfreformierung von Erdgas oder Naphtha	6,0	190
Partielle Oxidation von Schweröl	3,0	120
Summe	9,0	310
Gewinnung als Nebenprodukt		
Petrochemie: Benzinreformierung	2,5	90
Petrochemie: Ethylenproduktion	3,6	33
Sonstige chemische Industrie	0,9	7
Chlor-Alkali-Elektrolyse	0,9	10
Kohlevergasung (Koksgas)	2,1	50
Summe	10,0	190
Gesamtsumme	19,0	500

Das erste Verfahren zur technischen Herstellung benutzte die Reaktion von Schwefelsäure auf Eisen, sodass die ersten Gasballons gefüllt werden konnten. Heutzutage fällt der Wasserstoff weitgehend aus der Chemieindustrie als Wasserstoffnebenprodukt ab. Wobei der große Anteil gleich wieder verbraucht wird. Soweit Wasserstoff gezielt hergestellt wird, geschieht das gewöhnlich durch die Dampfreformierung von Erdgas. Elektrolyse oder andere Verfahren spielen nur eine Nebenrolle. Die Verarbeitung von Erdgas stellt jedoch keine langfristige Lösung dar, wenn Klimaschutz und Ressourcenschonung immer mehr an Bedeutung gewinnen. Eine starke Tendenz dahingehend ist klar zu erkennen. Die zukünftigen Quellen zur Wasserstoffherstellung werden andere Prozesse der Chemieindustrie, bei denen Wasserstoff anfällt, zum anderen die Elektrolyse von Wasser darstellen. Eine Rolle dürfte auch die Vergasung von Biomasse (Abfälle der Land- und Forstwirtschaft, Müll, Industrieabfälle) spielen, das ein positiven Nebeneffekt mit sich ziehen würde (DWV 2009).

2.3.1 Chemische Produktion

Wie bereits geschildert, stammt derzeit der größte Teil von den weltweit hergestellten 500 Milliarden Kubikmeter Wasserstoff aus fossilen Quellen. Sie fällt in der chemischen Industrie als Nebenprodukt-Wasserstoff an. Besonders viel Wasserstoff fällt etwa bei der Chlor-Alkali-Elektrolyse und bei Rohölraffinerieprozessen an. Zu erwähnen sind hierbei die folgenden drei Methoden: Kleine Reformer, Dampfreformierung und Partielle Oxidation.

Die kleine Reformer sind insbesondere für kleine stationäre Systeme gedacht um aus Erdgas Wasserstoff zu gewinnen und somit in naher Zukunft in Zusammenhang mit der Brennstoffzelle nutzen zu können. Die besagten Reformer im Bereich der mobilen Anwendung im Fahrzeug zu integrieren spielt derzeit eine Nebenrolle und kommt eher für Spezialanwendungen,

wie z.B. zur Bordstromversorgung zum Einsatz. Hier hat vor allem die Reformierung von Benzin oder Diesel einen wichtigen Stellenwert.

Die endotherme katalytische Umsetzung von leichten Kohlenwasserstoffen (Methan bis Naphtha) zu Synthesegas, das ein Gemisch aus Kohlenmonoxid und Wasserstoff beschreibt, ist die Dampfreformierung. Diese Prozesse laufen großtechnisch üblicherweise bei Temperaturen von 850 °C und Drücken von etwa 2 bis 3 MPa (20 bis 50 bar) ab. Die sogenannte „Shift-Reaktion“ ermöglicht durch die Verwendung von Kohlenmonoxid und Wasserdampf die Herstellung von reinem Wasserstoff und Kohlendioxid. Das Kohlendioxid und die anderen unerwünschten Bestandteile werden anschließend aus dem Gasgemisch entfernt. Das abgetrennte Restgas besteht aus ca. 60 % brennbaren Anteilen (H_2 , CH_4 , CO), sodass dieser bei der Befeuerung des Reformers zum Einsatz kommt. Die großtechnische Wasserstoffherzeugung wird in Dampfreformierungsanlagen mit üblichen Kapazitäten von 100.000 m³ Wasserstoff pro Stunde z.B. von der Firma Linde GmbH durchgeführt (TÜV 2009). Gebaut werden solche Anlagen von Firmen wie Linde, Lurgi und Foster Wheeler.

Unter partieller Oxidation versteht man die thermische Umsetzung von Kohlenwasserstoffen mit Sauerstoff zu Synthesegas (Kohlenmonoxid und Wasserstoff). Das Verfahren wird im Fall von Erdgas hauptsächlich dazu verwendet, um ein Synthesegas H_2/CO -Verhältnis zu produzieren. Auch mit fein zermahlen Kohle, das mit Wasser zu einer pumpfähigen Suspension vermischt wird, lässt sich die partielle Oxidation verwirklichen. Anschließend wird diese Suspension mit Sauerstoff zu einem wasserstoffreichen Gas umgesetzt. Da all diese Verfahren zur Erzeugung noch immer fossile Energieträger benötigen, sollten sie nur eine Übergangslösung darstellen.

2.3.2 Elektrolyse

Das Prinzip der Elektrolyse ist bereits seit 1830 bekannt. Jedoch erst 1973 während der Ölkrise wurden die Forschungen in diesem Bereich vertieft. Durch die zunehmend auf erneuerbaren Energien basierenden Energiewirtschaft gewinnt Elektrizität immer mehr Popularität, denn Wasserkraft, Windenergie und Fotovoltaik produzieren direkt elektrischen Strom und auch die Verstromung von Biomasse und Biogas ist möglich und stellt eine nachhaltige Quelle dar. Die direkte Nutzung von Strom für den Antrieb von Verkehrsmitteln ist nicht gegeben, wodurch ein Energieträger und Kraftstoff benötigt werden. Wasserstoff kann aber ohne Weiteres nicht als Kraftstoff eingesetzt werden. Hierzu muss elektrischer Strom in speicherbaren Wasserstoff gewandelt werden. Die konventionellen alkalische Elektrolyse wird seit über 80 Jahren kommerziell eingesetzt.

Die Wasserzersetzung durch die Elektrolyse besteht aus zwei Teilreaktionen an den beiden Elektroden, die durch einen Ionen leitenden Elektrolyten getrennt sind. An der negativen Elektrode (Kathode) entsteht Wasserstoff und an der positiven Elektrode (Anode) Sauerstoff.

Der notwendige Ladungsausgleich findet durch Ionen Leitung statt. Die Energie zur Wasserspaltung wird durch die Zuführung von elektrischer Energie bereitgestellt. Moderne Elektrolyseanlagen sind in Kombination mit regenerativen Stromerzeugungstechnologien einsetzbar. Folgende Varianten der Elektrolyse gibt es: Alkalische-, PEM (Proton-Exchange-Membrane) Wasserelektrolyse und Hochtemperatur Elektrolyse, die sich noch in der Grundlagenforschung befindet.

Die alkalische Wasserstoffelektrolyse erreicht bis zu 90% Wirkungsgrad. Hier wird als Elektrolyt eine 25% Kalilauge verwendet. Durch eine Erhöhung der Betriebstemperatur und eine Verkleinerung der Elektrodenabstände ist es nun gelungen, den Innenwiderstand deutlich herabzusetzen. Als Elektroden wird Nickel verwendet, da dieses eine poröse Oberfläche hat, wird die Wasserstoffzersetzung stark erleichtert. Auf dem Markt verfügbar sind sowohl Elektrolyseure die bei Umgebungsdruck arbeiten, als auch Druckelektrolyseure, wobei der letztere zu bevorzugen ist, da Wasser einen höheren Druck ausweist als die Umgebung.

Im Gegensatz zu den alkalischen Elektrolyseuren, bei denen Kalilauge verwendet wird, dient hier eine protonenleitende Membran, die wie eine Säure wirkt als Elektrolyt (Proton-Exchange-Membrane). Zusätzlich ersetzt die Kunststoffmembran die Trennwand. Da die Kunststoffplatte nur einige Zehntelmillimeter dick ist, ist der Innenwiderstand sehr klein. Der Vorteil dieser Technik ist, dass bei gleicher Größe und gleichem Wirkungsgrad 50mal mehr Wasserstoff gewonnen werden kann. Die bisher angebotenen PEM-Elektrolyseure von Distributed Energy Systems in den USA erreichen Wirkungsgrade von etwa 50 %. Die Reinheit des erzeugten Wasserstoffs liegt bei mehr als 99,999 %.

Hochtemperatur-Elektrolyseure werden seit einigen Jahren als interessante Alternative diskutiert. Die Überlegungen zielen dahin, die in einem Solarkonzentrator produzierte Wärme zu nutzen und somit einen Teil der Dissoziationsenergie des Wassers in Form von Hochtemperaturwärme um 800 - 1000°C einzubringen, sodass mit reduziertem elektrischem Aufwand die Elektrolyse stattfinden kann. Denkbar wären etwa solarthermische Kraftwerke zur Stromerzeugung in Kombination mit einem solaren Turmkraftwerk in welchem Temperaturen von über 1000°C erzeugt werden können. Der elektrische Wirkungsgrad der Elektrolyse ließe sich so auf bis zu 90% steigern. Dies ist jedoch nur möglich in Ländern mit viel direkter Sonnenstrahlung.

2.3.3 Wasserstoff aus Biomasse

Für die derzeitige kommerzielle Nutzung wäre der Wasserstoff aus Biomasse gegenüber dem aus Erdgas jedoch nicht konkurrenzfähig auch wenn der Biomasse-Wasserstoff in Fahrzeugkraftstoffe eingesetzt, etwa genauso konkurrenzfähig wie die flüssigen Biokraftstoffe der zweiten Generation (z.B. BTL) wären. Man unterscheidet zwischen Methoden zur Wasser-

stofferzeugung mittels Vergasung aus fester Biomasse, der Vergärung von nasser Biomasse sowie der biologischen Wasserstofferzeugung

Die Biomassevergasung kann ein geeigneter organischer Feststoff in ein gasförmiges Produkt überführt werden. Bekannt sind etwa die Kohlevergasung oder auch die Vergasung von Holz. Aber auch viele andere Biomassearten wie etwa Gras und Stroh oder fester biologischer Abfall sind geeignet. Vor der eigentlichen Vergasung zerfällt die organische Substanz unter Wärmezufuhr in Koks, Kondensat und Gase. Bei der Wasserdampfvergasung von Biomasse entsteht in Abhängigkeit vom Gasgemisch aus etwa: 47 % Wasserstoff, 15 % Kohlenmonoxid, 10 % Methan. In einer zweiten Stufe, der Shift-Reaktion, wird das Kohlenmonoxid mit Wasserdampf zu Wasserstoff und Kohlendioxid umgesetzt. Anschließend wird das Gasgemisch in einer Druckwechselabsorptionsanlage in reinen Wasserstoff und Restgas getrennt.

Durch Vergärung von Biomasse, anaerobe Methangärung kann Biogas erzeugt werden. Dieses enthält hohe Anteile an Methan (50-70%) und Kohlendioxid (30-50%). Dieses Gasgemisch kann als Brenngas für Schmelzkarbonat-Brennstoffzellen dienen und aufgrund der hohen Temperaturen von ca. 650 °C kann die Vergärung direkt an der Elektrode erfolgen. In einer Reformieranlage wird es vor der Verwendung zu reinem Wasserstoff umgesetzt.

Es gibt verschiedene biologische Prozesse, bei denen Wasserstoff freigesetzt wird oder als Zwischenprodukt auftritt. Hier kann man prinzipiell zwei Prozesstypen unterscheiden: Die Photosynthese, zu deren Ablauf Licht benötigt wird und die Fermentation, die in Dunkelheit abläuft. Algen und Mikroorganismen übernehmen jeweils die Wasserstoffproduktion aus Abfällen der Milch und Zuckerverarbeitung. Am erfolgversprechendsten ist die Purpurbakterie. In Laborversuchen erzeugte ein Reaktor mit 1 Liter Fassungsvermögen 150cm³ Wasserstoff pro Stunde.

2.4 Speicherung von Wasserstoff

Nicht immer kann Wasserstoff am benötigten Ort erzeugt werden. Aus diesem Grund ist es sehr wichtig an eine gute Speicherung des Wasserstoffs zu denken. Die Speicherung eines jeden Energieträgers ist immer mit Risiken verbunden, weil sich Energie nicht so einfach einsperren lässt. Viel Energie im engsten Raum bedeutet immer auch viel Wärme bzw. viel Bewegung. Wasserstoffspeichertanks sind dementsprechend extrem hohen Belastungen ausgesetzt, müssen Energie mit möglichst hoher Dichte speichern, zum Teil hohe Temperaturunterschiede aushalten und außerdem bei Beförderung von mobilen Behältern den Erschütterungen und Schwingungen standhalten. Gerade im Bereich von mobilen Behältern zur Aufbewahrung von Kraftstoff hat sich sehr viel getan. Es gibt mittlerweile neue Techniken zum Aufbau von Wasserstofftanks. Es gibt neue Materialien, die auch sehr hohe Belastung standhalten. Und das Brenn- bzw. Explosions-Verhalten von Wasserstoff ist zunehmend besser bekannt (Geitmann 2007). Zur Zeit gibt es folgende Speichermethoden (Bild 2.6): Die Speicherung von gasförmigem Wasserstoff in Druckbehältern, die Speicherung von flüssigem Was-

serstoff in vakuumisolierten Behältern und die Einlagerung von Wasserstoff in Metallhydriden. Alle drei Speichermethoden haben ihre Vor- und Nachteile und sind für unterschiedliche Aufgabenbereiche geeignet.

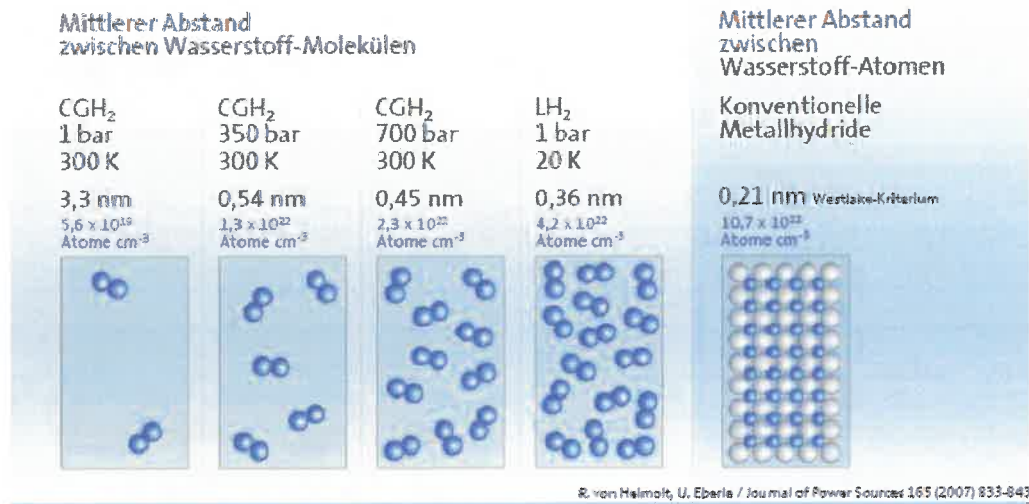


Bild 2.6 Volumetrische Speicherdichte von Wasserstoff (Brunner 2007)

2.4.1 Druckspeicherung

Bei Druckspeicherung wird ein Gas unter einem höheren Druck als dem Normaldruck gespeichert. Tanks für die Druckspeicherung unterscheiden sich im Aufbau je nach Einsatzgebiet und dem dort erforderlichen Druckniveau. Bei stationären Behältern spielt das Volumen meist keine entscheidende Rolle. Anders als bei mobilen Behältern, wie Kraftstofftanks, denn dort gibt es wenig Platz und zusätzlich muss der Speicher leicht sein. Moderne Druckspeicher sind aus Verbundmaterialien (dünne Innenbehälter aus Aluminium oder Polyethylen, die außen mit Kohle- bzw. Glasfaser verstärkt sind). Diese Konstruktionen sind sehr viel leichter als Stahlflaschen. Größere Wasserstoffmengen hingegen könnten in unterirdischen Kavernenspeichern, wie es bei Erdgas Verwendung findet, eingelagert werden. Dort kann der Wasserstoff unter bis zu 5 MPa (50 bar) Druck gespeichert werden.

2.4.2 Flüssige Speicher

Die höchste Speicherdichte bezogen auf das reine Speichervolumen hat Wasserstoff, wenn er vor der Speicherung verflüssigt wird. Der massebezogene Energieinhalt ist dabei maximal. In sogenannten Kryotanks, die für flüssig, tiefkalte Gase geeignet sind, können sie aufbewahrt werden. Durch die sehr hohe Isolationseigenschaften, können die Verluste durch Erwärmung (Abdampfverluste) gering gehalten werden. Den günstigen Gewichtswerten steht ein ungüns-

tiger Volumenwert gegenüber, vor allem da der Tank sehr gut isoliert sein muss. Stationäre Speicher für flüssig tiefkalten Wasserstoff wird man einsetzen, wenn der Wasserstoff entweder flüssig benötigt wird oder wenn er aus Platzgründen per LKW angeliefert werden muss. Er kann dann an der Tankstelle zu gasförmigem Wasserstoff verdampft werden. Grundsätzlich ist der Energieaufwand zur Bereitstellung von Flüssigwasserstoff etwas höher als bei Druckwasserstoff. Eine Alternative wäre, dass der Wasserstoff direkt an der Tankstelle erzeugt wird.

2.4.3 Metallhybridspeicher

Ähnlich dem Prinzip vom Schwamm wird in dieser Speichertechnologie bestimmte Metalllegierungen benutzt, die Wasserstoff speichern. Dabei wird der Wasserstoff vom Metall adsorbiert und es bilden sich Metallhydride. Wird ein Metallhydrid mit Wasserstoff "gefüllt", gibt er Wärme ab. Möchte man den Wasserstoff wieder zurück haben, muss man Wärme zuführen. Bezogen auf das Volumen ergeben sich bei Metallhydridspeichern sehr gute Werte für die Speicherkapazität, doch das Gewicht und der Preis hindern zurzeit noch ihren Einsatz für die mobile Anwendung. Metallhydridspeicher haben deutliche Vorteile in Handhabung und Sicherheit. Sie arbeiten fast bei Normaldruck, zeigen keine Abdampfverluste und haben außerdem eine reinigende Wirkung für den Wasserstoff. Der Wasserstoff wird durch Wärme freigesetzt, dadurch bleibt der Wasserstoff bei Beschädigung des Speichers gebunden.

2.5 Transport von Wasserstoff

Beim Transport von Wasserstoff muss man sich dieselben Überlegungen machen wie bei der Speicherung, da es sich hier eigentlich um nichts anderes als um eine temporäre Speicherung handelt. Lediglich fallen die Behälter größer aus. Flüssigwasserstoff kann beispielsweise in speziellen Tanks per LKW transportiert werden. In den USA gibt es eine 400 m lange Pipeline für die Versorgung mit Flüssigwasserstoff. In Deutschland ist eher der Transport von Gasförmiger Wasserstoff (GH₂) in Form von einzelnen Speicherflaschen oder in einer Einheit aus mehreren Flaschen, sogenannten Flaschenbündeln, oder Batteriefahrzeugen per LKW oder Eisenbahn vom Produzenten zum Verbraucher die bevorzugte Belieferungsvariante. Zusätzlich gibt es die Option, ein Pipelineverteilnetz aufzubauen, welches im Prinzip unseren heutigen Erdgasleitungen entspricht, denn Untersuchungen haben gezeigt, dass bei einem Druck von 70bar die Umsetzung möglich wäre. Da Wasserstoff Metalle spröde macht, müssten aber die Rohre besondere Eigenschaften erfüllen. Das heißt, dass sie entweder aus Stahl oder extrem zähem Gusseisen bestehen müssen. Auch an die Schweißnähte werden höhere Anforderungen gestellt. Die älteren Leitungen genügen diesen Ansprüchen noch nicht. Da diese aber in ca. 20 Jahren ersetzt werden müssen, kann man mit einer geringen Mehrinvestition das Erdgasnetz wasserstofftauglich machen. Einzelne Rohrleitungen für LH₂ wären aufgrund der aufwendigen Isolierung höchstens bis 50km geeignet. Weltweit werden rund 1000 Kilometer

Wasserstoff-Pipelines betrieben. Neue Tankschiffskonzepte speziell für den Transport für Flüssigwasserstoff wurden schon im Detail entworfen. Solange nur kleine Wasserstoffmengen interkontinental transportiert werden, ist der Transport in Containern sinnvoll. Solche Container für Flüssigwasserstoff haben Standardmaße und können weltweit mit Schiff, Zug und Lkw transportiert und an jedem Container-Terminal umgeschlagen werden (TÜV 2009).

2.6 Verflüssigung von Wasserstoff

Zum ersten mal wurde Wasserstoff von James Dewar verflüssigt. Dabei wurde mit Hilfe flüssiger Luft der Wasserstoff erst aus -205°C abgekühlt und anschließend mit Hilfe eines Wasserstoffdrosselkreislaufs auf -253°C weiter abgekühlt. Großtechnisch wurde Wasserstoff für die Nutzung in der Raketentechnik gebraucht und eine Verflüssigungsanlage wurde in den 60er Jahren im Rahmen des Apollo-Projekts gebaut. Heute besitzt Linde GmbH den einzigen großen Verflüssiger zur LH_2 Gewinnung. Spitzenwerte von 4 t LH_2 pro Stunde werden bei der Verflüssigung des Wasserstoffs in drei Schritten erreicht. Im ersten Schritt wird mit flüssigem Stickstoff der zu verflüssigende Wasserstoff auf -190°C abgekühlt und im Anschluss wird mit Hilfe sogenannter Wasserstoff-Expansionsturbinen, die im geschlossenen Kreislauf betrieben werden, noch weiter abgekühlt. Durch Expansion in den Turbinen kühlt sich der Kreislaufwasserstoff ab und überträgt die Kälte in Wärmetauschern an den Wasserstoff. Im letzten Schritt kommt dann durch Entspannung in einem Drosselventil der Wasserstoff bei -253°C und 1,2 bar flüssig an. Durch weiteres Abkühlen wird erreicht, dass Wasserstoff matsch (Slush) vorliegt, sodass die Speicherdichte nochmals um 15% steigt. (Bracha 1997)

2.7 Sicherheit von Wasserstoff

In der chemischen Industrie wird Wasserstoff seit Jahrzehnten in großen Mengen angewendet, ohne dass es zu Zwischenfällen gekommen ist. Auch die großtechnische Anwendung von Wasserstoff stellt also kein Sicherheitsrisiko dar. Jedoch ist Fakt, dass Wasserstoff leicht mit Sauerstoff reagiert und dabei zu Wasser verbrennt. Dies ist genau die Eigenschaft, die seine Eignung als Kraftstoff ausmacht. Um dieser Gefahr einer Explosion aus dem Weg zu gehen, wird der Tank- bzw. Behälterdruck auf mindestens 1,5 bar gehalten. Damit wird das Eindringen von Luft verhindert. Das Gefahrenpotential von Wasserstoff ist aber nicht größer als das von Erdöl, Erdgas oder Uran. Seinen physikalischen und chemischen Eigenschaften nach gehen vom Wasserstoff keine außergewöhnlichen Gefahren aus, sodass es in Deutschland sogar keine anderen Sicherheitsvorschriften als für alle anderen brennbaren Gase gibt. Auch die Kryokraftstofftanks mit Stahl- oder Aluminium-Innenbehältern und Stahl-Außenbehältern erfüllen bereits heute die gestellten Sicherheitsanforderungen, d.h. Wasserstoff fällt als komprimiertes oder tief kalt verflüssigtes brennbares Gas unter die entsprechenden einschlägigen Regelwerke. Besondere Gefahren gehen nicht von ihm aus. Der Bedarf an Zulassungsvorschriften werden in absehbarer Zeit vor allem durch seine Einführung als Treibstoff in den

Verkehr entstehen müssen. Außerdem werden verstärkt Druckbehälter aus faserverstärktem Kunststoff oder anderen neuen Werkstoffen eingesetzt. Hier treten andere Sicherheitsfragen auf als bei der herkömmlichen Gasflasche aus Stahl oder Aluminium (TÜV 2009).

Bereits bekannt ist, dass flüssige Energieträger bei Unfällen häufig zur Bildung von Brandteppichen am Unfallort führen, z.B. bei Autounfällen oder Flugzeugunglücken, wo ein Großteil der Opfer in den Flammen umkommt. Wasserstoff entweicht in solchen Fällen sehr schnell nach oben (Bild 2.7). Im Gegensatz zu anderen Energieträgern ist Wasserstoff auch nicht toxisch. Versuche haben gezeigt, dass sich im Freien keine Detonationsfähigen Gemische bilden, da Wasserstoff durch die geringe Zündenergie vor dessen Bildung abbrennt. Auf der anderen Seite besteht eine höhere Explosionsgefahr, wenn Wasserstoff in geschlossenen Räumen freigesetzt wird, etwa in Garagen oder Tunneln. Dabei ist es aber ausreichend für eine erhöhte Belüftung und eventuell für zusätzliche Sicherheitsmaßnahmen zu sorgen nach DWV 2009. Außerdem birgt LH_2 eine nicht sofort ersichtliche Gefahr aufgrund seiner Aufbewahrungstemperatur: das Erfrieren. Deswegen sollte genauestens drauf geachtet werden, das LH_2 am höchsten Punkt am Flugzeug entweicht.



Bild 2.7 Tankleckage – Vergleich Wasserstoff und Benzin (Neumann 2003)

2.7.1 Wasserstoffversprödung

Alle Werkstoffe verlieren Elastizität, wenn man sie abkühlt. Für den Umgang mit tiefen Temperaturen müssen daher Materialien ausgewählt werden, die unter diesen Bedingungen noch eine gewisse Elastizität aufweisen. Das gilt auch für Behälter für flüssigen Wasserstoff, ist aber nicht wasserstoffspezifisch. Ganz anders zu behandeln ist die sogenannte Wasserstoffversprödung. Es tritt nur bei Metallen auf - nicht bei allen. Man versteht darunter, dass der atomare Wasserstoff (wie er außer durch Aufspaltung von H_2 noch mehr durch Dissoziation von Gasen wie H_2S , HCl , HCN entsteht) durch das Eindringen in das Metallgitter dessen Zusammenhalt schwächt. Dadurch können vorhandene Anrisse schneller wachsen. Der

Wasserstoff beschleunigt also bei diesen Metallen die Spannungsrisskorrosion. Anfällig sind vorwiegend Metalle mit einem kubisch-raumzentrierten Gitter (ferritische Stähle) als Metalle mit einem kubisch-flächenzentrierten Gitter (austenitische Stähle, Aluminiumlegierungen, Nickel). Nur durch geeignete Gestaltung der Werkstücke die darin auftretenden Spannungen unterhalb einer bestimmten Schwelle hält und durch Oberflächenbeschichtung usw. kann auch bei ferritischen Stählen das Auftreten von Anrissen unterdrückt und somit genutzt werden.

Nach LTH 1995 tritt Versprödung besonders bei hohen Temperaturen auf. Der Eindringprozeß und das Rißwachstum werden durch hohe Temperaturen, plastische Verformung und durch die Oberflächenrauigkeit günstig beeinflusst. Z.B. sind Turbinenschaufeln besonders gefährdet, weil sie hohen Temperaturen, Temperaturschwankungen und starken mechanischen Belastungen durch hohe Fliehkräfte ausgesetzt sind. Die Oberflächengüte kann durch Staub und Sandkörnchen zusätzlich beeinträchtigt werden. Das selbe Phänomen kann ebenfalls beim LH₂ Speichertank sowie in den Leitungen und Ventilen zu beobachten sein. Um diese Gefahr zu senken, müssen Werkstoffe entwickelt werden, die das Eindringen von H-Atomen erschweren und eine noch höhere Warmfestigkeit aufweisen.

2.8 Kosten von Wasserstoff

Der Preis von Wasserstoff ist davon abhängig wie viel gebraucht wird und wie regelmäßig, in welcher Qualität (Reinheit) und Form (flüssig, gasförmig) und wo (Infrastruktur, Entfernung von der Quelle, Art der Quelle) der Verbraucher sitzt.

Nach den Auskünften deutscher Gasefirmen muss für die teuerste Form des Bezugs von einzelner Druckgasflasche Preise zwischen 2,50 und 10 € einkalkulieren. Beim Bezug von flüssigem Wasserstoff liegen die typischen Preise zwischen 0,70 und 1,50 € pro m³ Gas. Sollte die Nachfrage nach Wasserstoff merklich steigen und eine nennenswerte Infrastruktur für nicht-industrielle Verbraucher entstehen, wäre auch mit bedeutsamen Preissenkungen zu rechnen (DWV 2009).

2.9 Wasserstoff vs. Jet A1

Mineralöl ist geeignet für diverse Anwendungen und stellt nach **Geitmann 2007** eine hochwertige Energiequelle dar. Diese hochwertige Energiequelle einfach zu verfeuern ist somit sogar schade wenn man bedenkt, dass die Endlichkeit nicht gegeben ist. Das globale Fördermaximum beim Erdöl wird in ca. 10 Jahren überschritten sein und das post-fossile Zeitalter wird beginnen bzw. hat bereits begonnen. Erdgas wird ebenso für viele Anwendungen genutzt, ist jedoch nicht so hochwertig wie Mineralöl. Hinzu kommt die Endlichkeit auch dieses primären Energieträgers, auch wenn die zeitliche Verfügbarkeit länger anhalten wird. Die Wasserstoffwirtschaft erhofft sich durch den Einsatz von Erdgas, eine Übergangslösung bis zur Serienreife von Wasserstoff gefunden zu haben. Russland beispielsweise ist ein Land, das reich an Erdgas ist, sodass sie zurzeit ausschließlich mit Flüssigerdgas forschen. Bekannt ist natürlich, dass der Sprung zur LH₂-Nutzung nicht weit ist mit den erzielten Erkenntnissen über Erdgas in flüssiger Form. Ein weiterer Aspekt, das die Verwendung von Erdgas beliebter macht, ist seine etwas umweltfreundlichere Verbrennung. Für die Luftfahrt gestaltet sich das Entkommen über Energieverbrauchsdiskussionen immer schwieriger. Neben Lärmemissionsgebühren werden auch an drei Großflughäfen Schadstoffemissionsgebühren erhoben. Verpflichtet haben sie sich in das Europäische Emissionshandelssystem (ETS) spätestens 2012 beizutreten. Die zusätzliche Verteuerung von Flugbenzin, lässt den Luftfahrtunternehmen kaum Ausweg, als dass sie anfangen in die Forschung für alternative Antriebstechniken zu investieren. Eine mögliche alternative Treibstoffart stellt ohne Diskussion das Wasserstoff dar. Die Kernunterschiede sind in der **Tabelle 2.3** dargestellt. Folgende Vor- und Nachteile lassen sich zusammenfassen: Vorteile:

- Hohe Diffusion- und Verbrennungsgeschwindigkeit
- Hohe Verbrennungswirkungsgrad und Flammstabilität
- Brennkammer ist kleiner
- Magerverbrennung möglich, somit weniger NO_x
- Bildet kein Flammteppich, steigt nach oben weg

Nachteile:

- Leicht explosiv in Verbindung mit Luft, somit teure und schwere Überdrucktanks notwendig
- Nimmt 4 mal mehr Volumen ein
- Herstellung, Speicherung und Transport aufwendig und teuer

Tabelle 2.3 Eigenschaften von Wasserstoff und Kerosin (LTH 2008)

	Wasserstoff	Jet A1
Chemische Formel	H ₂	C _{12,19} H _{23,51}
Molekular Gewicht	2,016	170
Spezifische Wärme [J/kg/K]	9663	1966
Flüssigkeitsdichte [kg/m ³]	70,8	827
Verbrennungswärme		
-Maßanalytisch [MJ/m ³]	10,2	35300
-Gewichtsanalytisch [MJ/kg]	122,8	42,8
Verdampfungswärme [KJ/kg]	446	295
Siedepunkt [°C]	-253	171 - 267
Schmelzpunkt [°C]	-259	-50
Zündgrenze [% Kraftstoffvol.]	4 - 74	1 - 5
Zündbereich [Äquivalenzv.]	0,1 – 6,8	0,5 - 4
Min. Zündungsenergie [MJ]	0,019	0,25
Max. Flammentemperatur [K]	2400	2300
Löschabstand [cm]	0,057	0,3
Explosionsgeschwindigkeit [m/s]	1900	1800

2.10 Schadstoffemission im Luftverkehr

Heute hat der Weltluftverkehr einen Anteil von ca. 2,5 % am Weltenergieverbrauch. Der Treibhauseffekt des Weltluftverkehrs ist aber 2 bis 4 mal so groß, als wenn die Energie am Boden verbraucht werden würde. Die lebenserhaltende Atmosphäre ist nur eine dünne Schicht, sodass bei normaler Reiseflughöhe 80% der Atmosphäre unten liegt. Der Luftverkehr emittiert also genau in dieser empfindlichen Schicht (DLR 2009). Eine relative Mengenangabe der emittierten Schadstoffe im Reiseflug und ihrer Auswirkung können der **Tabelle 2.4** entnommen werden.

Tabelle 2.4 Masse und Auswirkungen der Verbrennung von 1kg Kerosin (Lehmann 2008)

3,15 kg Kohlendioxid	Toxisch neutral, Wetterbeeinflussung
1,24 kg Wasser(dampf)	Toxisch neutral, Eis- und Wolkenbildung (Zirren), Nebel
6-20 g Stickoxide	Erzeuger photochemischen Smogs, führt in Reiseflughöhe zum Aufbau von Ozon
0,7-2,5g Kohlenmonoxid	Giftig, reduziert Sauerstoffkapazität im Blut
0,1-0,7 g UHC	Von toxisch neutral bis giftig, je nach Zusammensetzung
0,02 g Ruß	Sichtminderung, Träger von Giftstoffen, Kondensationskerne
Schwefeloxide	Vernachlässigbare Konzentration, „Saurer Regen“

Das Flugbenzin bzw. Kerosin, das auch als Jet A-1 bekannt, stellt eine sehr reine Form des Erdöls dar. Trotzdem fallen noch genug Schadstoffe an. Aussagen über die Menge der Emissionen lassen sich für verschiedene Flugphasen relativ gut wiedergeben. Mit aufsteigender Höhe wird die Luft dünner und dadurch steht immer weniger Sauerstoff zu Verbrennung zur Verfügung. Emissionen von CO₂ im Reiseflug erwärmen das Klima ebenso stark wie Emissionen am Boden. Emissionen von NO_x und Wasserdampf (H₂O) im Reiseflug verursachen Ozon und Kondensstreifen und haben eine stärkere Klimawirksamkeit als gleiche Emissionen am Boden (**Bild 2.8**). Ein Absenken des Fluglevels zur Vermeidung von Kondensstreifen führt zwar zu absolut höheren CO₂- und NO_x Emissionen, nicht jedoch zu einer höheren Klimawirksamkeit dieser Emissionen. Durch die verringerte Treibhausgaswirksamkeit von NO_x in niedrigeren Flughöhen können die zusätzlich entstehenden CO₂-Emissionen sogar vollständig kompensiert werden.

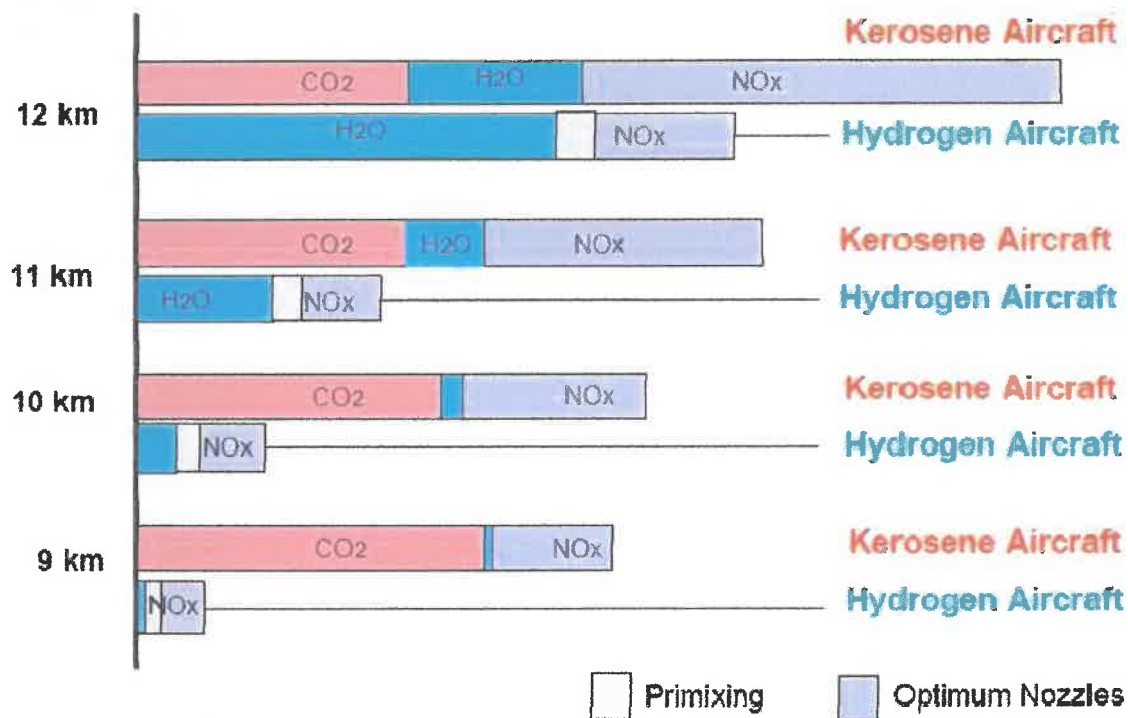


Bild 2.8 Schadstoffmengen bei Verbrennung von Kerosin und LH₂ in Abh. der Höhe (Faaß 2001)

Kohlendioxid (CO₂) ist aufgrund der großen ausgestoßenen Menge und seiner langen Verweildauer in der Atmosphäre das wichtigste Treibhausgas. Ein Anstieg der Konzentrationen hat einen gut bekannten und direkten Effekt, der zur Erwärmung der Erdoberfläche führt.

Stickoxide (NO_x) wirken sich in zweifacher Hinsicht indirekt auf das Klima aus. Sie führen unter Einwirkung von Sonnenlicht zur Ozonbildung und bewirken eine Verringerung der atmosphärischen Konzentration von Methan in der Umwelt. Sowohl Ozon als auch Methan sind

starke Treibhausgase. Im Endeffekt setzt sich die Wirkung von Ozon gegenüber dem Methan durch, und es kommt zur Erwärmung der Erde.

Wasserdämpfe, die von den Flugzeugen ausgestoßen werden, haben einen direkten Treibhausgaseffekt, der jedoch nur geringe Wirkung hat, da er durch Niederschläge rasch wieder aufgehoben wird. Die in großer Höhe ausgestoßenen Wasserdämpfe führen jedoch oft zur Bildung von Kondensstreifen, die zur Erwärmung der Erdoberfläche beitragen können. Auch können sich aus diesen Kondensstreifen Zirruswolken bilden (Wolken aus Eiskristallen).

2.11 Schadstoffemissionen von Wasserstoffflugzeugen

Der wesentliche Grund bei der Verwendung von Wasserstoff als Treibstoff ist die Verringerung der Schadstoffemissionen. Prinzipiell entsteht bei der Verbrennung nur Wasser und Stickoxid, da der dazu notwendige Stickstoff in der Umgebungsluft enthalten ist. Stickoxidemissionen nehmen exponentiell mit der Verbrennungstemperatur zu.

2.11.1 Wasserdampf

Da der Anteil von Wasserdampf beim Antrieb eines Wasserstoffflugzeugs um den Faktor 2,6 größer ist als bei einem Flugzeug mit Kerosin als Treibstoff ist auch die Treibhauswirkung größer. Dies gilt solange das Wasserstoffflugzeug die üblichen Flughöhen nutzt. Fliegt es niedriger, also in Höhen in denen auf natürliche Weise viel Wasserdampf ist, so besteht dieses Problem nicht. Denn Wasserdampf verweilt in Bodennähe 3-4 Tage, in der Troposphäre ca. 8-9 Tage, jedoch in der Stratosphäre zwischen 0,5 – 1 Jahr. Somit sollte die Flughöhe für die Umwelt bei Jets von derzeit bis zu 13 km auf unter 11km reduziert werden. Das würde aber zu einem leicht erhöhten Kraftstoffverbrauch führen. Für die hier betrachtete ATR 72 birgt es kein Problem, da sie eine maximale Flughöhe von 7.000 m hat. Schwieriger gestaltet es sich für den BWB, der in 11-13km Höhe fliegen soll (Schumann 2003).

Aufgrund der großen Verweilzeit bildet die Wasserdampfkonzentration in der Stratosphäre einen ernst zunehmenden klimarelevanten Parameter, der zudem durch die Möglichkeit der Bildung von polarstratosphärischen Wolken (PSC) noch den stratosphärischen Ozonabbau beeinflusst. Diese ähneln stark den Zirruswolken (**Bild 2.9**) und entstehen durch linienförmige Kondensstreifen. Diese beeinflussen stark den Energiehaushalt der Erdatmosphäre, da sie einerseits die einfallenden Sonnenstrahlen reflektiert und kühlend auf die Erdoberfläche wirken, andererseits vermindern sie die Wärmeabstrahlung vom Erdboden in den Weltraum. Von der Dicke der Wolken ist schließlich abhängig, ob die Zirruswolken einen kühlenden Einfluss oder erwärmenden Einfluss mit sich ziehen. Im Durchschnitt erhöhen sie jedoch den Treibhauseffekt, insbesondere während der Nacht und über warmen und hellen Oberflächen.

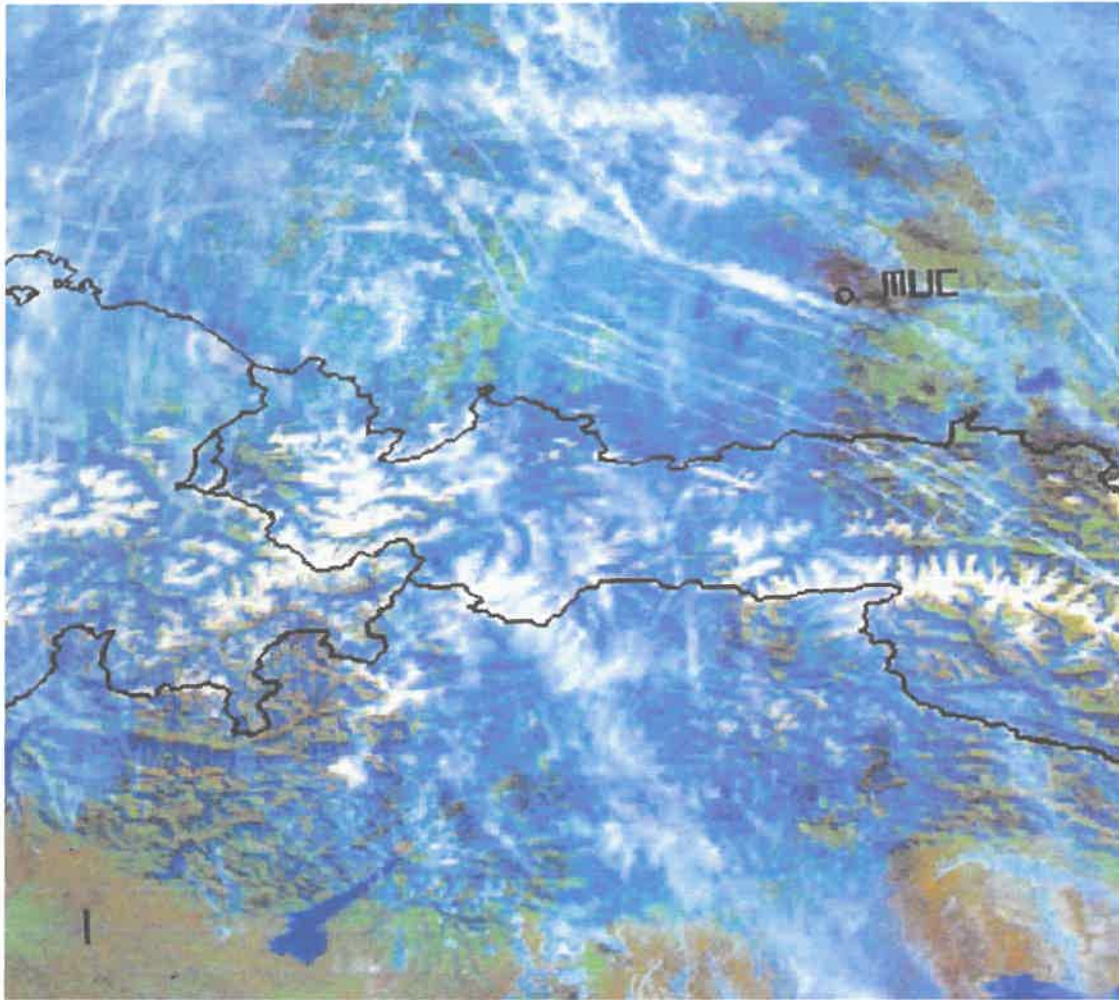


Bild 2.9 Kondenssstreifen im Satellitenbild (Schumann 1994)

Kondenssstreifen bilden sich in einer ausreichend kalten Luft (-35° - 55°C) durch die warmen und feuchten Wasserdampfemissionen des Luftverkehrs. Durch die Erhöhung der relativen Feuchte der kälteren Umgebungsluft entstehen Eiskristalle, die als linienförmige Wolken sichtbar werden. In trockener Luft verdunsten Eispartikel schnell und Kondenssstreifen bleiben nur kurz bestehen. Ihr Beitrag zur Klimaerwärmung ist gering. Wenn die Umgebungsluft jedoch eisgesättigt und sehr feucht ist, können Kondenssstreifen bestehen bleiben und sich ausbreiten. In eisgesättigten Luftschichten kann die Entwicklung extensiver Zirruswolken aus dauerhaften Kondenssstreifen beobachtet werden. Die Eispartikel wachsen durch Aufnahme von Wasserdampf aus der Umgebung. Den so entstandenen Zirren sind nicht mehr zu unterscheiden von den wahren Zirruswolken.



Bild 2.10 Kondensstreifen-Bildung auf Partikeln im Abgas oder der Umgebungsluft
(Schuhmann 2008)

Die Bedingungen unter denen sich Kondensstreifen bilden, können inzwischen bis auf 1K genau vorhergesagt werden. Dadurch kann heute sehr genau bestimmt werden, dass die heutigen Flugzeuge ca. 20% ihrer Flugzeit in solch günstiger kalter und feuchter Luft fliegen um langlebige Kondensstreifen zu bilden (**Bild 2.10**). Trotz allem tragen sie weniger zur Erderwärmung bei als ausgestoßenes Kohlendioxid.

2.11.2 Stickoxid

Die Bildung von Stickoxid lässt sich nicht verhindern, da der dazu notwendige Stickstoff in der Umgebungsluft enthalten ist. Stickoxidemissionen nehmen exponentiell mit der Verbrennungstemperatur zu. Die Verbrennungstemperatur lässt sich durch die Zusammensetzung von Luft und Kraftstoff entscheidend beeinflussen und erschwert die konkrete Erfassung der Stickoxidemissionen. Eine Magerverbrennung (Luftüberschuss) beispielsweise führt zur Temperatursenkung. Wasserstoff kann erheblich magerer verbrannt werden als Kerosin (**Bild 2.11**). Weitere Einflussfaktoren ist die Verweilzeit sowie der Druck. Die Reaktionszeit zur NO_x-Bildung ist bei der schneller ablaufenden Verbrennung von Wasserstoff geringer, was zur weiteren Senkung des NO_x-Ausstoßes führt. Stickoxidemissionen können somit beim Wasserstofftriebwerk etwa um 80% gegenüber dem Kerosintriebwerk gesenkt werden.

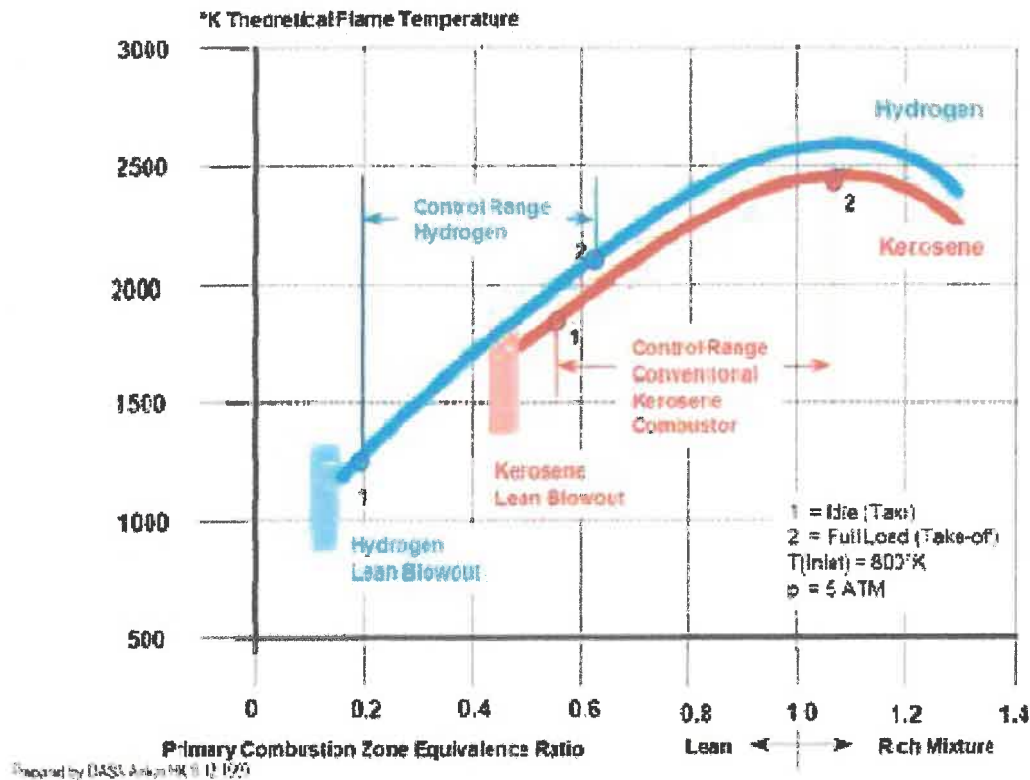


Bild 2.11 Magerverbrennungsbereich von Wasserstoff (Jordan 2008)

Ähnlich wie bei den Kolbenmaschinen lassen sich Temperatur und damit NO_x über eine magerere Gemischbildung kontrollieren. Die Realisierbarkeit der extremen Magerverbrennung wird durch neue Brennkammerkonzepte ermöglicht. Diese Konzepte mit Vorvermischung ermöglichen eine sehr homogene Aufbereitung des Gasgemisches vor Eintritt in die Brennzzone (Jordan 2008).

Stickoxide beeinflussen den Ozongehalt der Lufthülle. Ozon schirmt die Erdoberfläche von schädlichen UV-Strahlen ab. Es ist allerdings auch ein starkes Treibhausgas, dessen Konzentration sehr variabel ist. Die Ozonkonzentration wird durch die Dynamik der atmosphärischen Chemie bestimmt, die wiederum vom Breiten- und Längengrad, der Höhenlage sowie der Hintergrundkonzentration an Ozon beeinflusst wird. In der Stratosphäre fördern Stickoxide die Durchlässigkeit für schädliche Solarstrahlung, da sie als Katalysator zum Ozonabbau beitragen. Ganz anders wird die Troposphäre beeinflusst, wo die Bildung von Ozon gefördert wird (Bild 2.12).

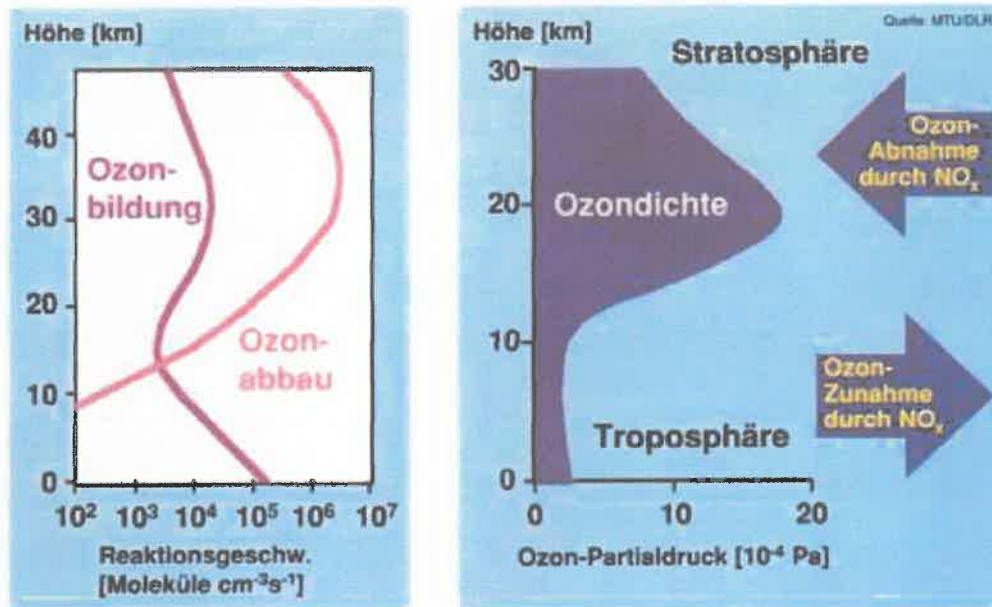


Bild 2.12 Auswirkung von NO_x auf die Ozondichte (Schumann 1994)

3 Kraftstoffsystem

3.1 Konventionelles Kraftstoffsystem

Die Hauptfunktionen des Kraftstoffsystems eines Flugzeuges (Bilder 3.1 und 3.2) sind das Mitführen der benötigten Treibstoffmenge, die Versorgung der Triebwerke und ggf. der APU mit Kraftstoff, der kontrollierte Verbrauch des Kraftstoffs für die Kontrolle des Schwerpunktes sowie die Entlastung des Tragflächenbiegemoments.

Das Kraftstoffsystem wird in zwei Kategorien aufgeteilt: Gravity-Feed System und Pressure-Feed System. Beim Gravity-Feed System erfolgt die Kraftstoffförderung ausschließlich über die Schwerkraft. Dafür muss der Kraftstofftank hoch genug angebracht werden um einen adäquaten Druck zum Triebwerk aufrechterhalten zu können. Diese Art der Kraftstoffförderung wird bei Hochdeckerflugzeugen genutzt. Das Pressure-Feed System ist bei nahezu allen Verkehrsflugzeugen anzutreffen. Wegen der weiten Entfernung der Tanks und Triebwerke sowie die tiefe Lage und die Größe der Tanks bedingt durch die Flugzeuggröße, müssen Druckpumpen für die Kraftstoffförderung eingesetzt werden. Es treten zwei verschiedene Arten von Pumpen in Kraft: Stahlpumpen und Kreispumpen. Mit Hilfe von Strahlpumpen werden, nach dem Injektorprinzip das Kerosin aus den Randgebieten der Tanks zur Hauptpumpe hin zentralisiert oder von einem Tank in das andere gepumpt. Die Pumpwirkung wird durch den Fluidstrahl erzeugt, der durch Impulsaustausch ein anderes Medium („Saugmedium“) ansaugt, beschleunigt und anschließend verdichtet und fördert. Der einfache Aufbau und das Fehlen von bewegten Teilen macht es sehr robust, wartungsarm und vielseitig einsetzbar. Das Wirksystem

der Hauptpumpe ist die Kreiselpumpe, die das Kraftstoff in die Mitte eines Zentrifugalgebläses saugt und ihn zum Triebwerk hin ausstößt. Bereits vor dem Anlaufen müssen Kreiselpumpen mit einem Medium gefüllt sein und bei Überschreitung der kritischen Menge an angesaugter Luft in die Saugleitung, bricht die Förderung in der Regel zusammen. Aus diesem Grund sind in der Regel zwei Pumpen parallel geschaltet.

Airbus Industrie Standard specification

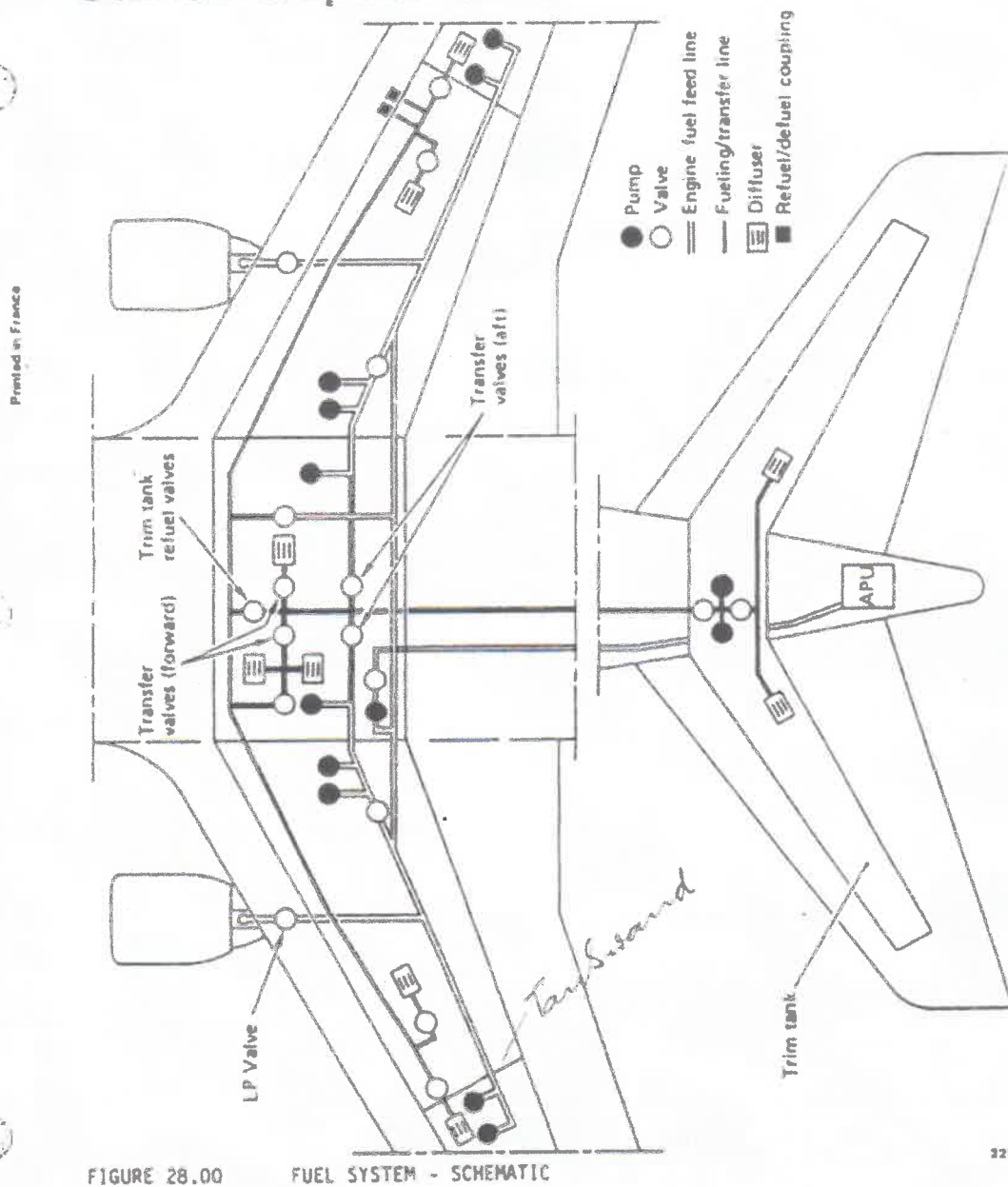


Bild 3.1 Kraftstoffsystem A300-600R (ET 2009)

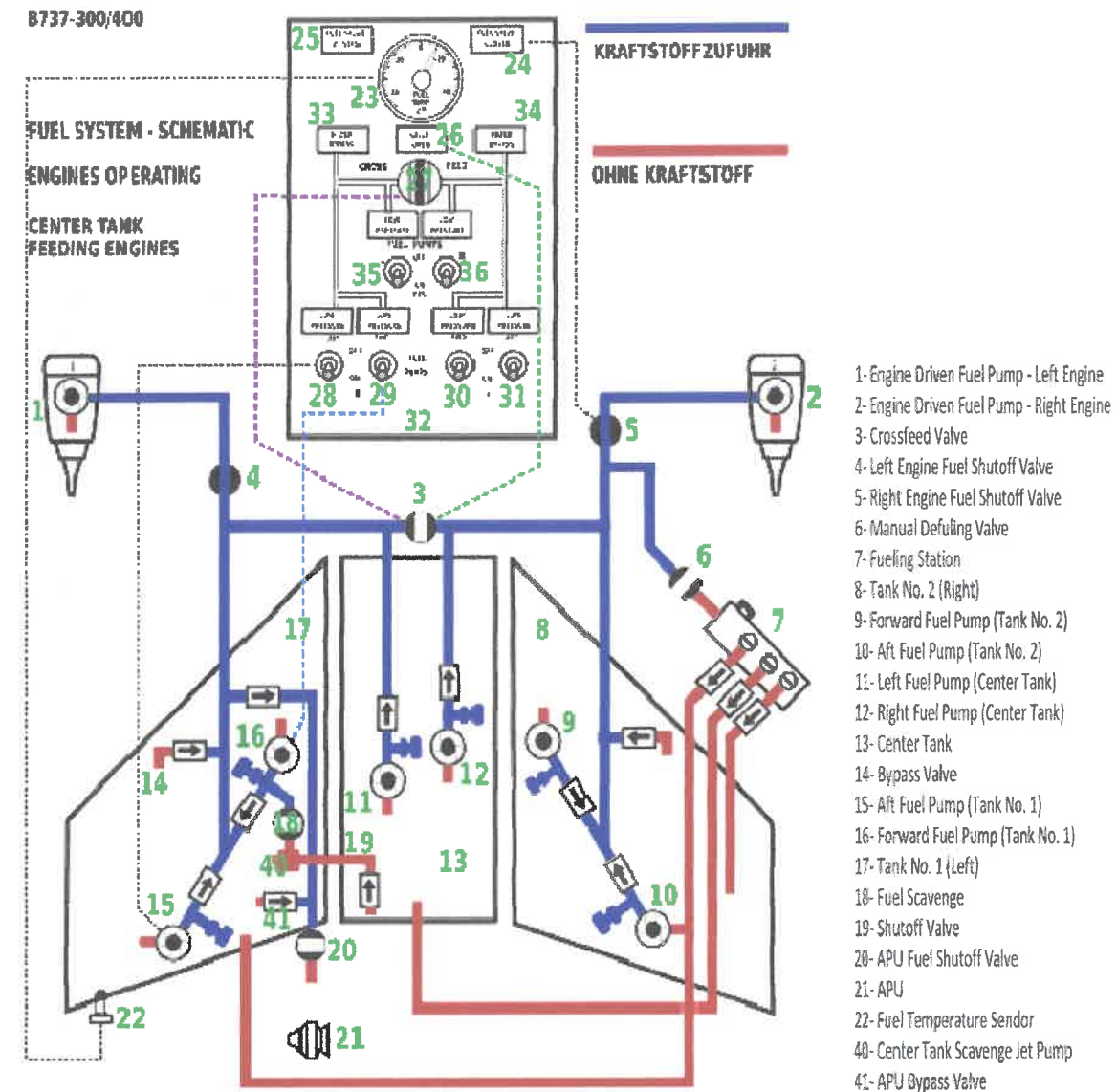


Bild 3.2 Kraftstoffsystem B737-300/400 (Wikimedia 2009)

Um einen Kraftstofftransfer vom Tank, wo die benötigte Kraftstoffmenge aufbewahrt wird bis hin zu den Triebwerken zu ermöglichen, sind folgende Komponenten im Kraftstoffsystem notwendig: ausreichend große Tanks, Pumpen, Rohrleitungen, Ventile, Flussmessgeräte, Filter, Kraftstoffheizer, Kontroll- und Messgeräte (Scholz 2009).

Die Treibstoffbevorratung kann in auswechselbaren Kraftstofftanks, in Kraftstoffzellen oder als Integraltank vorliegen. Die letztere Variante ist am häufigsten bei den Verkehrsflugzeugen wiederzufinden. Hierbei ist der Tank ein Teil der Flugzeugflügelstruktur. Der Treibstoff wird in äußeren und inneren Flügel tanks sowie in einem Trimm tank im Höhenleitwerk mitgeführt. Im Tank kann sich bei der Kraftstoffentnahme durch das Eindringen von Luftfeuchtigkeit, Wasser ansammeln. Dieses Wasser kondensiert und mischt sich mit dem Kraftstoff und kann in hohen Flughöhen Eiskristalle bilden, die die Kraftstofffilter verstopft. Um dem entgegen-

zuwirken, werden sogenannte Kraftstoffheizer eingesetzt. Da Wasser eine höhere Dichte hat, setzt es sich unten im Sammelbehälter am tiefsten Punkt ab und kann mit Hilfe von Ablassventilen abgeführt werden. Diverse andere Ventile werden ebenfalls eingesetzt um verbliebenen Restkraftstoff aus dem Tank abzuführen bzw. es umzupumpen, den Druck auszugleichen oder eine Ventilation der Luft im Tank zu ermöglichen.

Lediglich 98% des Tankvolumens wird mit Treibstoff gefüllt, damit bei starkem Temperaturanstieg Raum bleibt. Diese und andere Be- und Enttankungssysteme um den Treibstofffluss in und aus dem Flugzeug zu kontrollieren, werden viele zusätzliche Messsysteme benötigt.

Das Kreuzschaltssystem versorgt im Notfall das Triebwerk mit dem gesamten Treibstoff. Unter Normalbedingung ist das Kreuzschaltventil geschlossen und wird bei Bedarf geöffnet, sodass ein umfüllen und befördern des Kraftstoffs erfolgen kann.

3.2 LH₂ Kraftstoffsystem

Die vorhergegangene Beschreibung für konventionelle Treibstoffsysteme, kann als Richtlinie für das Wasserstoffkraftstoffsystem gelten. Das Kraftstoffsystem sollte die benötigte Kraftstoffmasse für eine erfolgreiche Flugmission speichern und die Triebwerke mit LH₂ sicher speisen. Der Flüssigwasserstoff als Treibstoff sollte in separaten geschlossenen Treibstofftanks gespeichert werden. Zudem sollte jedes Triebwerk von einem Tank gespeist werden. Um den Austausch zwischen den Tanks wegen dem Umpumpen, das Befüllen sowie Ablassen des Kraftstoffs ermöglichen zu können, sollten zusätzliche Kreuzschaltssysteme vorgesehen werden. Das Betanken und Enttanken sollte über eine Leitung erfolgen, sodass nur ein Ventil gebraucht wird. Am Triebwerk sollte die Anpassung der Brennkammer so ausgelegt werden, dass die grundlegenden Anforderungen erfüllt werden wie z.B. hoher Wirkungsgrad der Verbrennung, gute Lebensdauererwartung, stabile Flamme, betriebssichere Zündung, ertragbare Brennkammeraustrittstemperatur für langlebige Turbinen, geringe Druckverluste und emissionsarme Verbrennung. Ebenfalls müssen ausreichende sicherheitsrelevante Prüfmaßnahmen und Kontrollsysteme angebracht werden.

Die Komponenten eines LH₂ Kraftstoffsystems können nach **Luger 1996** wie folgt zusammengefasst werden:

- Tanks
Strömungsgünstige Geometrie, geringstmögliche Oberfläche wegen Wärmeeintrag und Gewicht
- Pumpen
Kreispumpen zur Förderung vom Tank zum Triebwerk, Strahlpumpen zum Umpumpen innerhalb der Tanks

- Ventile
Für Betankung, Förderung zum Triebwerk, Absicherung der Tanks
- Leitungen
Mit den erforderlichen Verbindungselementen, Dehnungskompensatoren und der Isolation
- Gas-Auslass-Armatur
Dient in Ausnahmefällen dazu, GH₂ ohne Rückströmung oder Vereisung in die Atmosphäre abströmen zu lassen
- Betankungskupplung
Ermöglicht die Befüllung mit tiefkaltem Wasserstoff
- Sensorik/ Überwachung
Liefert Daten aus dem normalen Betriebsablauf (Druck, Temperatur, Tankinhalt). Sicherheitsrelevante Daten werden permanent automatisch überwacht (Prinzipiell gleich Messdaten wie ein konventionelles System erforderlich. Lediglich bei den Temperaturen werden mehr Informationen benötigt)

Für die Triebwerke können auf bestehende Lösungen zurückgegriffen werden. Lediglich die Brennkammer und die Brennstoffpumpen müssen modifiziert werden. Ein zusätzlicher Wärmetauscher müsste noch entwickelt werden, das den in die Triebwerke gasförmig jedoch sehr kalt ankommenden Wasserstoff auf die richtige Einspritztemperatur erwärmt.

3.2.1 Tanks

Bei konventionellen Verkehrsflugzeugen wird der Flügelkasten als Tank benutzt. Das ist bei kryogenen Treibstoffen nicht möglich. Der hohe Volumenbedarf sowie die Notwendigkeit einer guten Isolierung und ein Überdruck im Tank machen eine kugelige bis zylindrische Tankform erforderlich. Die Kugelform besitzt ein optimales Oberflächen- Volumenverhältnis, was zu niedrigeren Verdampfungsverlusten führt und die Gefahr des Gefrierens der Luftfeuchtigkeit an der Tankaußenhaut verringert. Deswegen müssen diese Tanks in einem Wasserstoffflugzeug entweder im Rumpf oder unter dem Flügel platziert werden. Letztere Möglichkeit ist jedoch nur für Kurzstreckenflugzeuge zu berücksichtigen, da der 4-fache Volumenbedarf eine viel zu große Oberfläche zur Folge hätte. Das wiederum bedingt einen höheren Widerstand und schwere versteifte Flügel.

Für die Rumpfunterbringung bietet sich die integrale wie auch die nicht-integrale Bauform an. Bei der integralen Bauweise nimmt die Tankstruktur gleichzeitig die Kräfte des Rumpfes auf, so dass sich für die Tank-Rumpf-Kombination ein Massenersparnis ergibt. Ferner verbessert sich der Volumenausnutzungsgrad gegenüber den nicht-integralen Tanks. Diese Bauart empfiehlt sich allerdings nur, wenn der Tank den gesamten Rumpfdurchmesser in Anspruch nehmen darf. Die nicht-integrale Bauweise zeichnet sich durch deren Unabhängigkeit von der

Rumpfstruktur aus. Lediglich durch die isolierten Aufhängungen wird eine Verbindung zwischen Tank und Rumpf hergestellt.

Die Zustandsänderung im Tank ist isotherm und adiabat, d.h. es liegt eine irreversible Zustandsänderung vor. Neben dem Druckunterschied zur Atmosphäre sollte bei einem Kryotank auch die Temperaturabweichungen im und um den Tank beachtet werden (**Bild 3.3**). Die Pumpen zur Kraftstoffförderung erzeugen im Tank Wärme, sodass sich dadurch das Volumen ausdehnt. Wegen der metallischen Umgebung geht das aber nicht, sodass im System ein Druckanstieg erfolgt. Im allgemeinen ist ein Tankdruck von 1,5 bar vorgesehen, sodass über eine Auslass-Leitung der Druckausgleich erfolgen muss. Das Tankvolumen wird bereits am Anfang nur zu 95% gefüllt. Zudem bleibt wie bei einem konventionellen Treibstofftank ein nicht ausfliegbarer Anteil von 10% zurück (**ET 2009**).

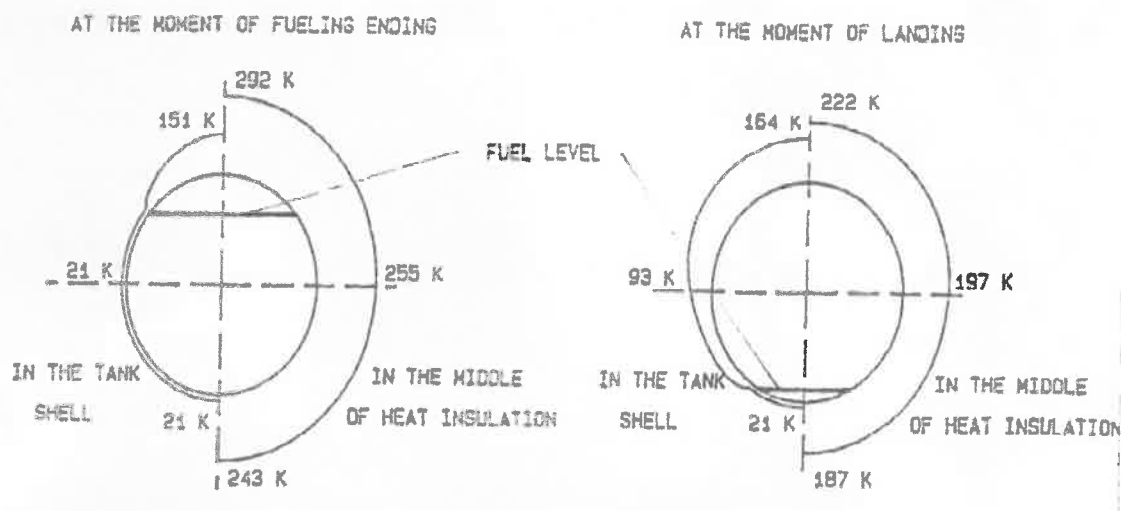


Bild 3.3 Temperatur Distribution in the Tankstructure (**ET 2009**)

Zur Entwicklung von komplex geformten Flüssigwasserstoff-Leichtbautanks werden insbesondere Materialauswahl, Design, Fertigungs- und Montageprozesse der Behälterwandstrukturen fokussiert. In all den Ausarbeitungen, hat sich die vakuumisolierten Tanks zur LH₂ Speicherung bewährt. Der Innentank ist in dem Außentank so positioniert, dass der Innentank nicht in Kontakt mit dem Außentank kommt, sodass die Wärmeleitungspfade zwischen dem Innen- und Außentank minimiert sind. Das Fluid wird durch eine Vielzahl diskreter Fluidleitungen an den Innentank geliefert und von diesem entfernt. Das Vakuum befindet sich zwischen dem Innen- und Außentank.

3.2.2 Leitungen

Damit das Wasserstoff vom Tank zum Triebwerk gelangen kann, bedarf es an Leitungen sowie Ventilen. Sie müssen ebenfalls für den Transport des LH₂ angepasst werden. Die Leitun-

gen können entweder vakuumisoliert sein oder eine Schaumstoffisolierung aufweisen (LTH 1995). Prinzipiell kommen dieselben Isolationen in Frage wie auch für die Tankbehälter, wobei die Volumen-Oberflächen-Verhältnisse um ein Vielfaches geringer sind. Dies ist auch der Grund dafür, dass für den Einsatz überwiegend vakuumisolierte Rohrleitungen Verwendung finden.

Die Schaumstoffisolierung besitzt geringere technische Komplexität, sodass die Herstellung einfacher und billiger ist. Zudem entsteht bei einer Beschädigung der Isolierung ein geringerer Schaden. Jedoch ist sie sehr schwer und spröde und hat eine geringere Feuer-Resistenz. Auch wenn die Schaumisolation in der Raketentechnik die führende Rolle einnimmt, würde es sich im Flugzeugbau nicht durchsetzen können. Bei den Anforderungen von 40000 Flugstunden bzw. 15000 Flügen wäre die Schaumstoffisolierung zu sehr Wartungsaufwendig.

Die Vakuumisolierung bietet eine qualitativ bessere Isolierung. Trotzdem ist das isolierte Leitungssystem erheblich schwerer, voluminöser und anfälliger. Der durch das Leitungssystem und die Armaturen eindringende Wärmestrom führt zur Verdampfung einer größeren Menge flüssigen Wasserstoffes.

Das Leitungssystem besteht im wesentlichen aus den die Triebwerke versorgenden Kraftstoffleitungen, den Verbindungsleitungen zwischen den einzelnen Tanks, den Betankungsleitungen und den Abdampfleitungen. Je nach Aufgabe und Innendurchmesser der Leitungen sind an die Isolation unterschiedliche Anforderungen gestellt. Beispielsweise muss die Hauptabdampfleitungen lediglich verhindern, dass sich Luft an der Außenwand verflüssigt. Die Verbindungsleitungen zwischen den Tanks oder auch den Tanksegmenten stellen wiederum höhere Anforderungen an die Isolation. Jedoch ist die Verweildauer sehr kurz, womit die Anforderungen an die Isolation wieder etwas sinken.

Das innere Rohr besteht generell aus Edelstahl und das äußere aus Aluminium.. Edelstahl eignet sich aufgrund seiner geringeren Leitfähigkeit.

3.2.3 Pumpen

Bei den Pumpen ist es notwendig die Lager und Dichtungen für kryogene Temperaturen und niedrige Viskosität auszulegen. Die Lebensdauer sollte möglichst hoch gewählt sein, sodass die Wartungsintervalle weiter auseinander liegen können. Der Einbau der Pumpen sollte außerdem so erfolgen, dass Wartungs- und Reparaturmöglichkeiten gegeben sind. Ferner ist es notwendig eine hohe Effizienz über einen sehr weiten Druck- und Massenstrombereich, wegen Leerlauf und Start, bei der Auslegung zu berücksichtigen.

Im LH₂ Kraftstoffsystem kommen mehrere Pumpenarten zum Einsatz: Kolbenpumpen, Kreisel-pumpen, Strahlpumpen sowie andere Verdrängungspumpen. Die Pumpen sollten in der Lage sein gute Fördereigenschaften bei 2-Phasenströmungen zu erzielen.

Durch die elektrisch betriebenen Förderpumpen im Tank wird das Flüssigwasserstoff unter niedrigem Druck zu den Hochdruckpumpen im Triebwerk gefördert. Im Tank befinden sich jeweils drei parallel geschaltete Kreisel-pumpen, wobei nur zwei zusammen laufen. Die dritte Pumpe läuft im Standby-Modus mit und tritt bei Ausfall einer der anderen Pumpen in Kraft. Damit diese Pumpen immer Flüssigwasserstoff ansaugen, um die Kontinuität des Förderstroms nicht zu gefährden, werden zusätzlich Strahlpumpen in den Tank eingebaut. Weitere Pumpen sind im Triebwerk platziert um die Kraftstoffzufuhr auf der Triebwerksseite zu ermöglichen. Diesen beiden Hochdruckpumpen folgen ein Wärmetauscher und das Einspritz-ventil. Die Förderpumpe im Tank liefert bei maximal nötigem Druckanstieg zur Förderung den Kraftstoff an die Hochdruckpumpe (Brennkammerdruck 30 bar –50 bar), wodurch die Verbindungsleitungen von den Tanks zur Hochdruckpumpe erheblich leichter werden.

Die **Tabellen 3.1** und **3.2** zeigen die wichtigsten Kennwerte für Pumpen, die für den Betrieb mit Flüssigwasserstoff geeignet sind anhand der Triebwerksserie PW-4000.

Tabelle 3.1 Main parameters of LH₂ delivery pumps for PW-4000 engine types with combustion chamber pressure of $P < 30 \text{ kg/cm}^2 / 30 \text{ bar}$ (T/O) (**Cryoplane 2002**)

Trust	52000-56000lb
Fuel consumption (T/O)	0,787 kg/s
Turbine pressure ratio dP	5 bar
TPA Pump outlet pressure	65 bar
Minimal inlet pressure	2,45 bar
Component temperature at pump inlet	23,5 K / 249,15°C
Component density at pump inlet	66,9 kg/m ³
Air temperature at HP compressor outlet	778,3 K / 505,15°C

Tabelle 3.2 Main Parameters of LH₂ to supply PW-4000 engine types (T/O) (**Cryoplane 2002**)

	Booster	TPA Pump
Volume component flow rate	11,76 l/s	11,76 l/s
Minimal inlet pressure	2,45 bar	2,95 bar
Pump pressure rise	1,6 bar	62,05 bar
Pump outlet pressure	4,05 bar	65 bar
Pump power	2,67 kW	143 kW
Total pump head	239 m	9275 m
Total pump efficiency	0,69	0,5

3.2.4 Triebwerke

Viele der heutigen Triebwerke können mit Hilfe von kleinen Modifizierungen für den Betrieb mit Wasserstoff umgerüstet werden (**Bild 3.4**). Die Komponenten, die zusätzlich installiert und modifiziert werden müssen, sind im wesentlichen (**LTH 1995**):

- Brennstoffpumpe
- Brennstoffregler
- Wärmetauscher
- Brennkammer

Besonders an die Brennstoffpumpen, Brennstoffleitungen und an die Regelventile werden höchste Anforderungen an Sicherheit und Lebensdauer gestellt.

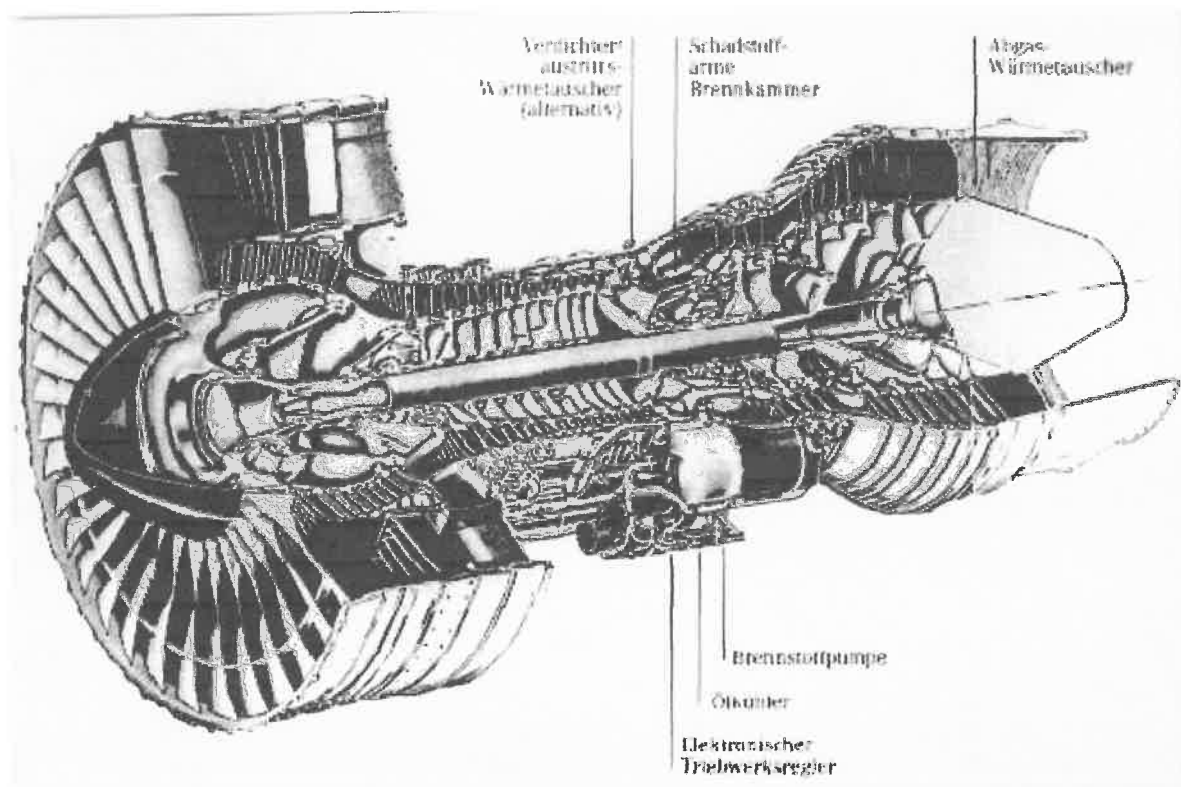


Bild 3.4 Modifikationen eines PW-Triebwerks der 4000er Serie für Wasserstoffbetrieb (**LTH 1995**)

Die entscheidenden Vorteile von Wasserstoff, die sich zur Verbesserung der neuartigen Triebwerke nutzen lassen, sind nach **Steiner 2001**:

- *große Diffusions- und Verbrennungsgeschwindigkeit*
- Möglichkeit einer Verbrennung bei großem Luftüberschuss
- enorme Kühlkapazität

Durch die hohe Verbrennungsgeschwindigkeit wird eine hervorragende Gemischbildung ermöglicht und eine Verkürzung der Brennkammer ist möglich. Zudem reduziert sich die bereits angesprochene Verweilzeit und damit die Stickoxidemission. Die Stickoxidemissionen lassen sich weiterhin durch die Magerverbrennung verringern.

Im Gegensatz zu konventionell betriebenen Flugzeugen sind zwei Hochdruckpumpen auf der Tankseite notwendig, damit bei Ausfall einer Pumpe die Sicherheit nicht gefährdet ist. Konventionelle Flugzeuge kommen notfalls ohne Förderpumpe aus. Die Triebwerke von LH₂-Flugzeugen hingegen würden durch Kraftstoffmangel ausgehen. Die Druckabsenkung in den Leitungen führt zu übermäßig starker Verdampfung und somit zur Mangelversorgung.

3.2.5 Wärmetauscher

Bevor LH₂ in die Brennkammer eingespritzt wird, sollte die Phasenumwandlung des Wasserstoffs vom flüssigen in den gasförmigen Zustand in Wärmetauschern stattfinden. Von der Firma MTU werden zwei Möglichkeiten vorgeschlagen, den Wärmetauscher in den Triebwerksprozess zu integrieren.

Bei Ausnutzung der hohen Reaktionsfreudigkeit von Wasserstoff-Luft-Gemischen kann wegen der verkürzten Verbrennungszone die Brennkammer kürzer gebaut werden. Der eingesparte Raum kann der fehlende Platz für den Wärmetauscher sein, da konventionelle Triebwerke keinen Wärmetauscher benötigen. Neben dem erhöhten baulichen Aufwand ist mit einem erhöhten Druckverlust zu rechnen, wenn die Verdichterluft über den gesamten Strömungsquerschnitt durch den Wärmetauscher geführt werden muss.

Eine weitere Möglichkeit ist es den Wärmetauscher hinter der Turbine in die Düse zu integrieren. Hier dient der Abgasstrom als Wärmequelle zur Wasserstoffverdampfung. Die Wärmetauscher müssen hierbei den Nachweis des sicheren Langzeitbetriebs bei bestehender Vereisungsgefahr und Materialversprödung durch Wasserstoffeinwirkung erbringen.

3.2.6 Material

Die Förderung sowie die Speicherung von Wasserstoff erfolgt nahe seiner Siedetemperatur von 20 K. Aus diesem Grund müssen alle Werkstoffe die mit Wasserstoff in Berührung kommen, tieftemperaturbeständig sein und zusätzlich eine Resistenz gegenüber Wasserstoffversprödung aufweisen. Grundsätzlich kommen Stahl- und Aluminiumlegierungen in Frage. Die Zugfestigkeit der meisten Metalle steigt mit abnehmender Temperatur stark an. Hingegen nimmt die Kerbschlagzähigkeit und die Bruchdehnung mit sinkender Tempera-

tur ab. Diese Verschlechterung kann z. B. durch Legierung mit Nickel gebremst oder gar verhindert werden. Im Falle von Aluminium ist die Abnahme der Kerbschlagzähigkeit und der Bruchdehnung geringer (Steiner 2001). Grundsätzlich ist bei Verwendung von entsprechenden Aluminium- und Stahllegierungen eine ausreichende Kerbschlagzähigkeit und Duktilität bei -251°C gegeben und kann gehalten werden.

Für den kryogenen Treibstofftanks werden heute austenitische Stähle wie z.B. AISI304 oder 316 und AISI304LN oder 316LN und Aluminiumknetlegierungen wie z.B. AlMg4,5Mn verwendet. Auch bei den bisherigen mit LH_2 betriebenen Kraftfahrzeugen sind überwiegend Aluminiumbehälter verwendet worden. Aufgrund der guten Verarbeitbarkeit und aus Gründen der Gewichtsreduktion wird zukünftig der Einsatz von Faserverbundwerkstoffen besonders interessant.

3.2.7 Isolation

Um die unwirtschaftlich hohen Verdampfungsverluste zu vermeiden, wird versucht so gut wie möglich die Behälter und Leitungen zur Speicherung sowie Transport von LH_2 thermisch zu isolieren. Die Isolationsart ist abhängig vom Einsatzzweck und den umzusetzenden Mengen an flüssigem Wasserstoff.

Die Wärmeübertragung erfolgt allgemein durch Konvektion, Wärmeleitung und Strahlung. Konvektion überwiegt bei unisolierten Oberflächen, die der Luft ausgesetzt sind, sodass die Luft aufgrund seines niedrigen Siedepunktes an unisolierten LH_2 Behältern bzw. Leitungen flüssig wird und tropft. Alle bisher ausgearbeiteten LH_2 Kraftstoffkonzepte ziehen eine hochwirksame Mineralfaser/ Vakuumisolierung für die Leitungen und Tanks vor. Auch nach ET 2009 wurde es als die einzig sinnvolle Isolierung zugrunde gelegt. Aus der Raketentechnik bekannte Schaumstoffisolierungen haben einen gravierenden Nachteil: sie sind Witterungsanfällig und Spröde. Diese Art der Isolierung findet in der Raketentechnik bevorzugt Anwendung, weil eine Rakete nicht 500 Stunden bis zur nächsten Inspektion mit dieser Isolierung umgeben ist. In der folgenden **Tabelle 3.3** sind die Unterschiede kurz zusammengefasst.

Tabelle 3.3 Vor- und Nachteile verschiedener Isolationsarten (*eigene Darstellung*)

Isolationsmaterial	Vorteil	Nachteil
MLVSI	Geringste Wärmeleitfähigkeit Leicht	Hoher Fertigungsaufwand Isolationsgüte schwer vorherzusagen Hohe Vakuumstabilität Nicht belastbar, daher eher Anwendung im Aussentakbereich Schlechter Zugang an den Innentank Aktive Vakuumsysteme nötig
Pulver- und Faser Isolation	Geringere Vakuumanforderung Geringe Wärmeleitfähigkeit Geringe Fertigungs- und Wartungsaufwand Können äußere Lasten aufnehmen	Schlechtere Wärmeleitfähigkeit Schwerer, da Dichte groß Mehr Isolationsdicke erforderlich
Schaumstoffisolation	Einfache Handhabung Kein Vakuum erforderlich Geringe Dichte, dadurch leichter	Schlechte Wärmeleitfähigkeit Witterungsanfällig Spröde

Diese MLVSI (Multi Layer Vacuum Super Isolation) –Vielschichtvakuumisolation hat die beste Isolationsgüte. 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. Die Isolationsleistung nimmt um den Faktor 100 bis 2000 ab beim Vakuumverlust (**Peschka 1992**).

Die Pulver- und Faser-Isolationen behindern die Wärmeübertragung mittels Konvektion. Liegen die beiden Isolationsarten evakuiert vor, dann erhöht sich deren Isolationswirkung. 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 wird Glasfaserwolle verwendet.

Schäume bestehen aus einem Grundmaterial, meistens Polyurethan oder Polystyrol, welches mit einem Gas 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, deswegen ist diese Art der Isolation sehr spröde.

3.3 Funktionsprinzip bestehender LH₂ Systeme

Die **Bilder 3.5 und 3.6** zeigen den wesentlichen Aufbau eines typischen Kraftstoffsystems eines LH₂-betriebenen Verkehrsflugzeuges. Die Erkenntnisse aus dem schon einmal erfolgreich gelandeten Flugzeuges TU155 flossen in die Studie Cryoplane ein und das Flugzeug A310 wurde umgerüstet.

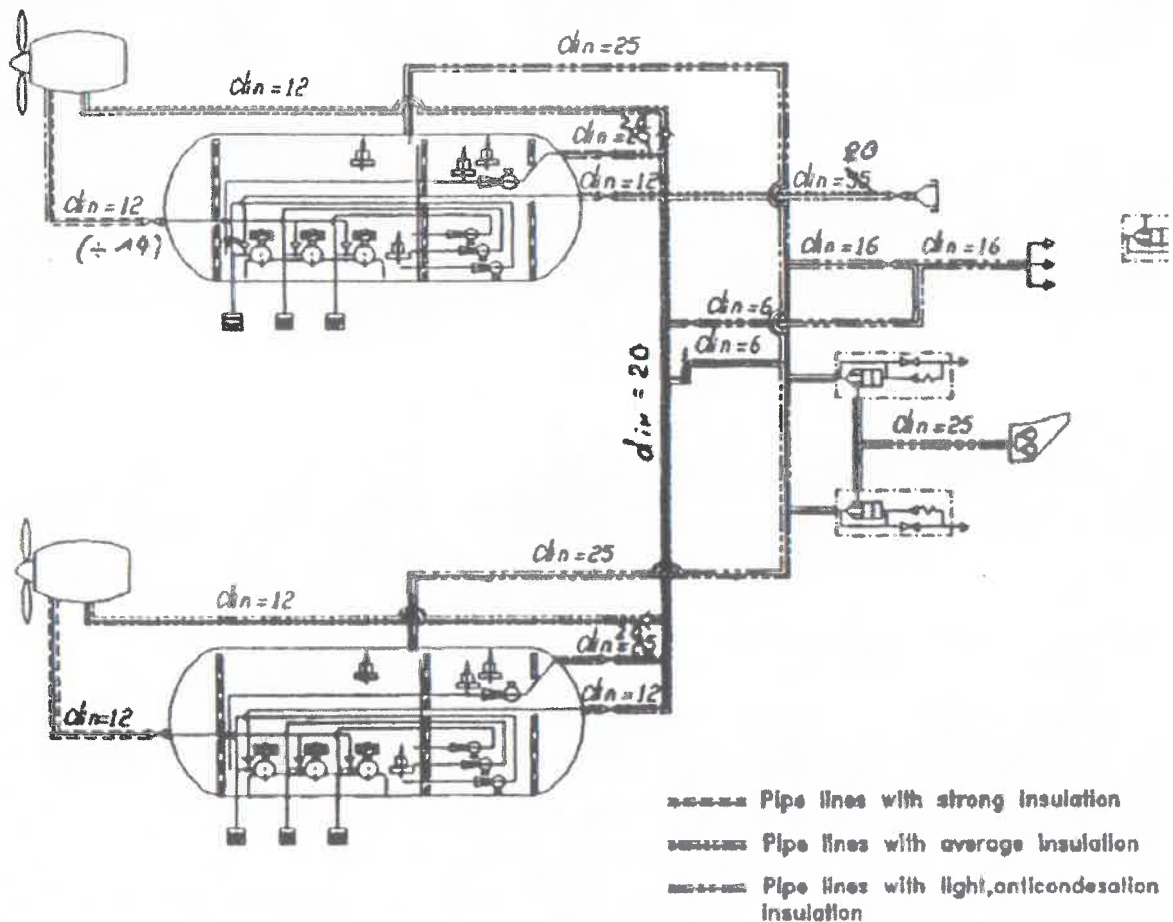


Bild 3.5 LH₂-Kraftstoffsystem TU 155 (Luger 1996)

Die benötigte Treibstoffmenge wird in zwei Tanks untergebracht. Jeder Tank speist einen Triebwerk. Für eine reibungsfreie Kraftstoffförderung befindet sich in jedem Tank drei Kreislumpen und drei Strahlpumpen. Der Tankinhalt ist in Kammern aufgeteilt. Eine Kammer bleibt stets mit LH₂ gefüllt, damit die darin platzierten Kreislumpen ausschließlich flüssigen Wasserstoff ansaugen, um einen kontinuierlichen Massenstrom zu ermöglichen. Die Strahlpumpen sorgen für eine gefüllte Kammer. Sie sind im Tank höhenversetzt eingebaut, damit sie in jeder Fluglage LH₂ ansaugen können. Mit einer weiteren Pumpe wird das Umpumpen von einem zum anderen Tank möglich. Dieser saugt ebenfalls von der LH₂ gefüllten Kammer an.

Außerdem befindet sich an jedem Tank eine Ablassleitung mit einem Sicherheitsventil, das den Überdruck, welche über den Wärmeeintrag der Pumpen entsteht, reguliert. Das System hat eine gemeinsame Betankungskupplung für beide Tanks, das Gewicht spart und das Befüllen gleichmäßiger ablaufen lässt.

Die diversen Leitungen haben alle unterschiedliche Durchmesser sowie Isolationen wegen unterschiedlichen Qualitätsanforderungen.

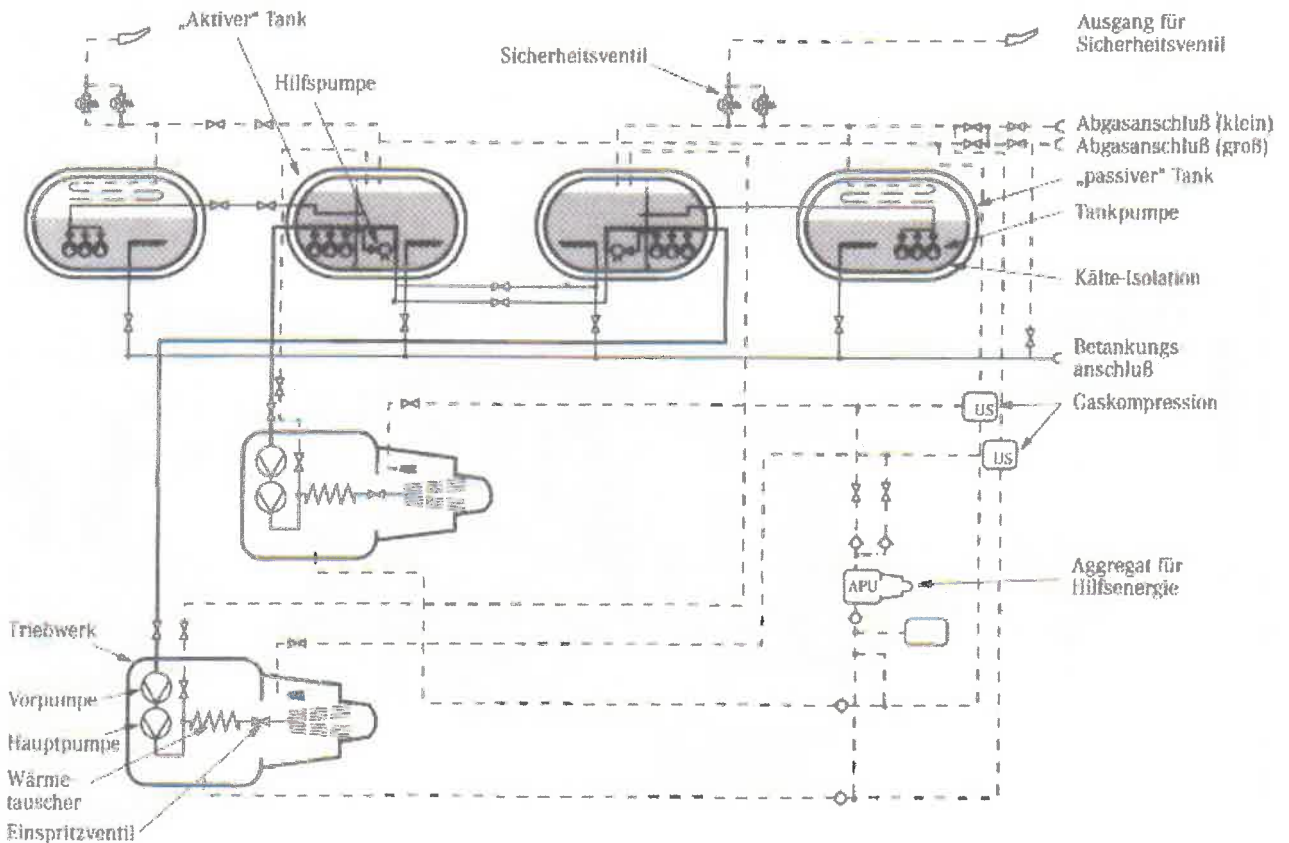


Bild 3.6 LH₂-Kraftstoffsystem A310 (Pohl 1992)

Da Flüssigwasserstoff bekanntermaßen 4-fach größeren Volumen gegenüber Kerosin benötigt, werden dadurch auch größere Tanks notwendig. Diese kamen aus Platzgründen auf dem Rumpf bzw. in den Rumpf wie bei dem Flugzeug TU155. Aufgrund der Wartung und Sicherheit wurde die benötigte Tankgröße in vier geteilt. Von den vier Tanks sind zwei als passive Tanks ausgeführt, d. h. das Leitungssystem verbindet sie im Normalbetrieb nicht direkt mit den Triebwerken. Jeder aktive Tank versorgt ein Triebwerk und wird aus dem passiven Tank nachgefüllt. Dieses Prinzip hilft dabei Gewicht einzusparen, da die passiven Tanks keine zusätzlichen Strahlpumpen benötigen. Die Hilfspumpen in den beiden aktiven Tanks sind für die Verteilung des Kraftstoffes zwischen den Tanks zuständig. Das ist notwendig für den Fall das einer der Tanks nicht mehr funktionsfähig ist und das Wasserstoff aber noch genutzt werden soll bzw. muss für eine erfolgreiche Flugmission. Außerdem ist jeder Tank mit drei Förderpumpen, wobei nur zwei durchgehend laufen und einer eigenen Abdampfleitung ausgestattet. Die Abdampfleitung von jeweils einem aktiven und einem passiven Tank sind mit zwei Sicherheitsventilen verbunden. Diese öffnen bei etwa 1,5 bar, wobei das zweite Ventil als Er-

satzventil erst bei minimal höherem Druck anspricht. Die Betankung erfolgt über eine gemeinsame Tankkupplung. Das Triebwerk besitzt zwei Hochdruckpumpen, die für die Druckerhöhung auf den benötigten Einspritzdruck sowie für die Förderung der benötigten Treibstoffmenge verantwortlich sind. Der Hochdruckpumpe folgt ein Wärmetauscher, der die Treibstofftemperatur vor der Einspritzung in die Brennkammer auf die richtige Temperatur erwärmt.

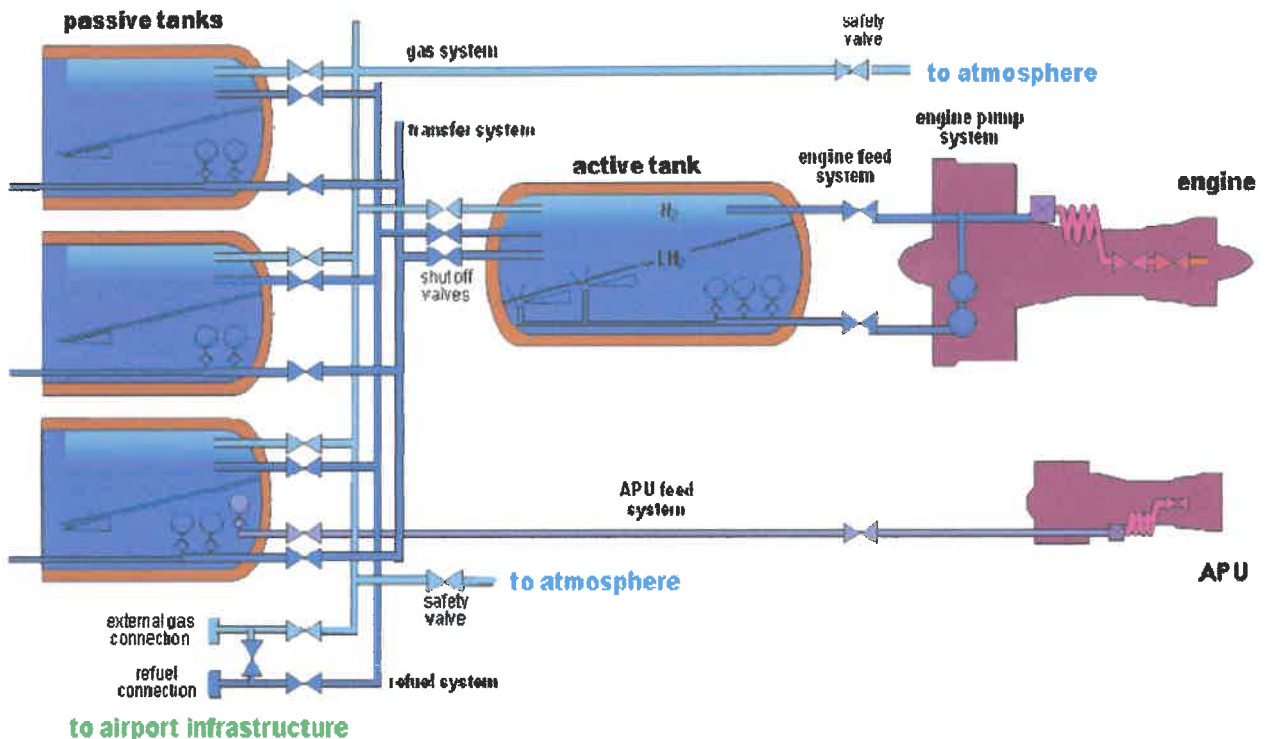


Bild 3.7 LH₂- Kraftstoffsystem-Konzept Ende 2002 (Ölkers 2002)

Das Kraftstoffsystem, das im **Bild 3.7** zu sehen ist, entstand nach dem Ende des Cryoplane-Projektes als EU-Projekt 2002. Es wird deutlich, dass das Prinzip dieselbe geblieben ist, aber in den Tanks Veränderungen vorgenommen wurden. Der Tankinhalt wird in zwei geteilt und alle besitzen zwei Jet-Pumps um die Tankpumpen (im Aktivtanks sind es nach wie vor drei) mit flüssigem Wasserstoff zu versorgen. Damit es in jeder Fluglage möglich ist, sind die Jet-Pumps höhenversetzt ähnlich dem Prinzip vom TU155. Zwischen Aktivtank- und Triebwerksleitung liegt wie im vorhergegangenen Projekt eine Rückleitung vor, die es ermöglicht überschüssiges Wasserstoff zurück zu fördern. Ein Unterschied liegt in der APU-Versorgung vor. Durch eine eigene Hilfspumpe im Passivtank wird dieser getätigt und kann viel leichter und kleiner ausfallen.

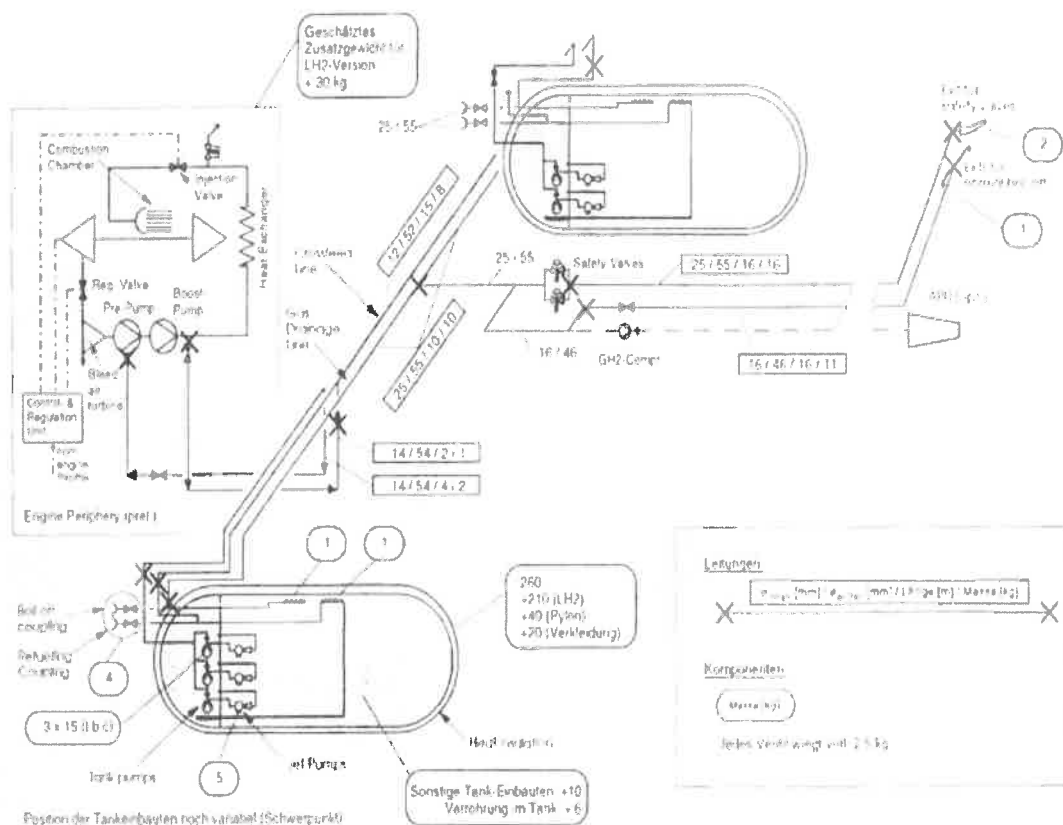


Bild 3.8 LH₂- Kraftstoffsystem von dem Demonstrator DO328 (Luger 1996)

Das **Bild 3.8** zeigt das LH2-Antriebskonzept, wo als Basis das Regionalflugzeug Dornier 328 ausgewählt wurde. Das Flugzeug war relativ gut und kurzfristig für einen Demonstrator geeignet. Ein Erstflug war 1999 geplant, sodass die Arbeit vom Fachteam bereits 1996 fertiggestellt war.

Das Triebwerksschema enthält bereits alle notwendigen Veränderungen für den Betrieb mit Wasserstoff, ähnlich den vorhergegangenen Beispielkonzepten. Betankt wird auch in diesem dargestellten Konzept über eine Anschlusskupplung, die sich auf der Unterseite des linken Tanks befindet. Hauptaugenmerk liegt in der im Tank befindlichen Vorrichtung zur Rekondensation. Das Wasserstoffgas im Tank braucht somit nicht aufwendig außerhalb des Flugzeugs entführt werden. Der Tankinhalt ist zwei geteilt um gewährleisten zu können, dass die drei Kreislumpen immer Flüssigwasserstoff befördern (ähnlich wie beim TU155). Aus diesem Grund wird ein Teil des Förderstroms für kleine Jet-Pumps benutzt um diese Tanksektion gefüllt zu halten. Damit bei Ausfall einer Pumpe keine Unterbrechung der Triebwerksversorgung eintritt, sind zwei der drei Kreislumpen immer in Betrieb. Im Fall eines Ausfalls würde also die dritte Pumpe einfach dazu geschaltet werden. Da kleine Unterbrechungen für das Umtanken keine gravierende Auswirkungen hat, sind im Passivtank zwei Tankpumpen vorhanden. Die Return-Line zwischen Tank und Triebwerk ermöglicht die Vorkühlung der Hochdruckpumpen im Triebwerk vor dem Start. Jeder Tank ist auch hier mit eigener

Überdrucksicherung ausgestattet, sodass mit Hilfe von Auslassleitungen das überschüssige GH_2 an die Umgebung abgegeben wird.

3.4 Betankung

Der Betankungsprozess muss unter strengen Sicherheitsanforderungen aus operationeller Sicht möglichst schnell ablaufen. Für die Airlines ist eine zu lange Verweildauer am Boden zu teuer. Jedoch führt ein zu schnelles Befüllen zu Temperaturspannungen, sodass geringste Verunreinigungen durch Umgebungsgase schwere Folgen haben können. Neben der Feuer- bzw. Explosionsgefahr bei einer Verunreinigung mit Sauerstoff bzw. Luft können auch andere Gase, Dämpfe und Flüssigkeiten durch Gefrieren die Sicherheit gefährden. Unerwünscht aber möglich wäre z.B. ein Festfrieren der Sicherheitsventile oder das Verstopfen von Leitungen (Brewer 1991).

Beim Betanken führt eine Leitung den flüssigen Wasserstoff, die andere dient der Rückspeisung des bei der Betankung verdampfenden Wasserstoffes, der einer Verflüssigungsanlage zugeführt wird. Die tankseitigen Abdampfventile werden geöffnet, um nicht gegen den Innendruck von maximal 1,5 bar arbeiten zu müssen. Bevor die beiden Vakuumschläuche in Betrieb genommen werden, erfolgt eine Reinigung und Vorkühlung. Die Schläuche werden mehrfach zunächst auf etwa 0,07 bar evakuiert und anschließend bei ca. 3,5 bar mit Helium gespült. Neben der eben beschriebenen ventilierten Befüllung wäre auch eine nicht ventilierte Befüllung denkbar. Das Prinzip dieser Befüllungsart beruht auf der Rekondensation des „warmen Gases“ durch das Befüllen mit unterkühltem LH₂. Auf die Gasrückführleitung kann aus Sicherheitsgründen dennoch nicht verzichtet werden (Brewer 1991).

Außerdem sollte möglichst drauf geachtet werden, dass das Flugzeug nach der Befüllung mit LH₂ keine langen Wartezeiten bis zur Startfreigabe hat. Das **Bild 3.9** zeigt deutlich, dass wegen dem Wärmeeintrag ein zu hoher Druckanstieg erfolgt. Dadurch würde das teure Flüssigwasserstoff wegen dem notwendigen Druckausgleich über die Sicherheitsventile verschwendet werden.

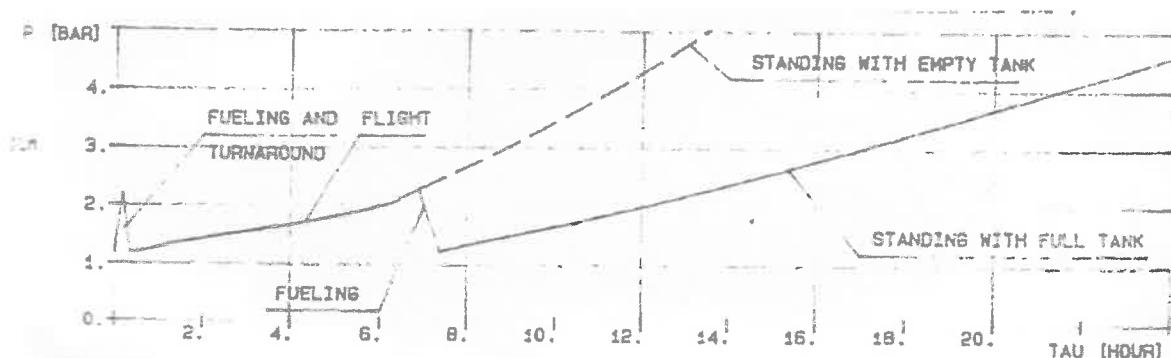


Bild 3.9 LH₂-Tank absolute pressure variation (ET 2009)

4 Systemauslegung

Um ein unbekanntes System ausreichend gut vordimensionieren zu können, wird versucht ähnliche Ausarbeitungen zu finden. Es wird nach Lösungsansätzen in Luftfahrtvorschriften sowie im Luftfahrttechnischen Handbuch geschaut, damit evtl. Vergleichswerte zu Verfügung stehen. Doch bevor die Suche gestartet werden kann, sollte die Aufgabe genauestens analysiert werden. Die Analyse dieser Aufgabe ergab folgende Randbedingungen für die Dimensionierung des Kraftstoffsystems von den Frachtflugzeugen ATR-72 und BWB, die in **Tabelle 4.1** zusammengefasst sind.

Mit Hilfe der Formeln $\eta_{th} = \frac{P_{nutz}}{Q_{zu}}$ und $H_u = \frac{Q_{zu}}{m_B}$ kann der Massenstrom m_B vom Brennstoff vor dem Triebwerkeintritt berechnet werden.

Die Umstellung der Formeln liefert $m_B = \frac{P_{nutz}}{\eta_{th} \cdot H_u}$

Dabei steht P_{nutz} für die Triebwerksleistung in Watt, H_u für die untere Heizenergie und η_{th} für den thermischen Wirkungsgrad des Triebwerks. Der thermische Wirkungsgrad für Propellertriebwerken liegt um 0,5.

Die Leistung der Triebwerke ist für den Massenstrom dimensionierend. Somit ergibt sich für das Flugzeug ATR-72 ein Brennstoffmassenstrom von 33 g/s bei einer Triebwerksleistung von 2750PS (2022,6 kW). Dieser Wert besitzt die selbe Größenordnung wie das der Ausarbeitung DO328. Außerdem sind sich beide Flugzeuge mit ihrer Größe und Flugmission sehr ähnlich, sodass die Ergebnisse aus **Luger 1996** sich gut als Anhaltswerte eignen.

Das andere zu dimensionierende Flugzeug BWB hat leistungsstärkere Triebwerke. Gewählt wurden vier Triebwerke der Serie PW4000 mit je 230 kN Schubkraft, die den benötigten Schub aufbringen können. Beim Project Cryoplane fand das selbe Triebwerk Anwendung. Aus diesem Grund können die Werte von **Cryoplane 2002** als Berechnungsgrundlage für die Auslegung des Flugzeuges BWB dienen. Damit ergibt sich für den Brennstoffmassenstrom ein Wert von 0,787 kg/s.

Tabelle 4.1 Parameter der relevanten Flugzeuge (*eigene Darstellung*)

Parameter/ Flugzeug	A 300-600R	BWB	DO328	ATR-72
Frachtvolumen [m ³]	347	667	-	75,5
Nutzlast PL [t]	54,6	103	4890	8400
Triebwerksmodell	2 PW4052	4 PW4052	2 PW124B	2 PW127F
Schub [kN bzw. kW]	226,5 kN	226,5 kN	1400 kW	2022,6 kW
Kraftstoffgewicht _{max} [kg]	53500	30332	3428	2000
MTOW [t]	170	316	14	22
Reichweite (PL _{max}) [km]	4850	8850	1350	1650
Ma	0,82	0,8	0,57	0,47
Flughöhe [m]	10668	12500	10600	7600
Fluggeschwindigkeit [km/h]	871	863	620	510
Anzahl LH ₂ Tanks	4	6 (alt 50)	2	2
LH ₂ Masse [kg]	19110	30300	1220	809
LH ₂ Volumen [m ³] ($\rho = 69,18$ bei 1,5 bar Tankdruck)	276	428	17,6	11,7
Bespülte Tankoberfläche [m ²]	-	505,6	-	34,8
Tankdurchmesser [m]	1,6	≈3,5	1,2	1,7
Gesamttanklänge [m]	≈17	≈24	5,6	≈7

4.1 Leitungssysteme

Wie bereits beschrieben gilt bei der Auslegung der Leitungssysteme höchste Sorgfalt. An jedem der Leitungen werden unterschiedliche Anforderungen gestellt. Nach **Luger 1996** werden zwischen Feedline, Returnline, Crossfeed, Refuel-Line, Boiloff-Line und Emergency Line unterschieden. Alle diese Leitungen haben eine andere Isolation, Durchmesser und Massenströme auf (**Tabelle 4.2**). Die Wärmeleitfähigkeit bei der Schaumisolation beträgt 0,02 W/mK und bei der Vakuumisolation 10^{-4} W/mK. Jeweils bei einer Dicke von 20mm. Im Rohrwand mit 1mm Dicke beträgt die Wärmeleitfähigkeit 10 W/mK.

Tabelle 4.2 Grenzfälle zur Auslegung des Leitungssystem (**Luger 1996**)

Leitung	Massenstrom [g/s]	Leitungsdurch- messer [mm] (innen/außen)	P [bar]	T [K]
Feedline				
Vakuumisoliert	70	14/50	2,9	22
Schaumisoliert	35		2,9	22
Return-Line				
Vakuumisoliert	60	14/50	2,9	22
Schaumisoliert	25		2,9	22
Crossfeed				
Vakuumisoliert	35	14/50	2,9	22
Schaumisoliert	35		2,9	22
Refuel-Line			Anpassen	
Vakuumisoliert	650	20/50	<10	20
Boiloff-Line				
Schaumisoliert	10	16/46	3,5	30....100
Emergency-Line				
Schaumisoliert	20-250	25/55 – 80/110	3,5	30

Das in **Luger 1996** betrachtetes Flugzeug für die Systemauslegung ist die DO328. Es entspricht also eher einem kleineren Flugzeug mit kürzeren Leitungslängen und kleineren Durchmesser. In der **Tabelle 4.3** aus **Cryoplane 2002** befinden sich ergänzende Angaben für die Auslegung leistungsfähigerer Triebwerke, größerer Tanks. Es werden stärkere Anforderungen an das Leitungssystem stellt.

Tabelle 4.3Angaben zur Grenzwerte für die Dimensionierung der Leitungen (**Cryoplane 2002**)

	Min.-Max. Operational massflow (kg/s)	Normal Operational pressure (kPa)	Normal operational temperature (K)	Estimated pipe length (m)	Calculated inner diameter (mm)	Insulation Quality (W/m)
Engine feed tank to HP pump	0,016-0,47 cruise flow=0,15	350	21,5- 23	15	50	10
Engine feed HP pump to HX DN HX	0,016-0,47 cruise flow=0,15	6500	22- 24 150- 250	5	20	Just to Prevent O2 liqui- dication or ice formation
APU feed	0,003-0,02	1600	22- 24	TBD EADS	TBD SNECMA	50
Transfer- Line	0,15	350	22- 24	TBD EADS	TBD SNECMA	50
Refuel- Line	16	700	20	TBD EADS	TBD SNECMA	50
Gas drainage- Line	Result of sizing. SNECMA	700	TBD SNECMA	TBD EADS		50

4.2 Tanksystem

Um das notwendige Tankvolumen bestimmen zu können, muss vorher die benötigte Treibstoffmenge an LH_2 für die gewählte Flugmission berechnet werden. Sowohl das benötigte Treibstoffvolumen, als auch das Treibstoffgewicht ist bereits für die Flugzeuggrößen ATR-72 sowie BWB bekannt. Für andere Flugzeuggrößen ist dieser Wert leicht zu berechnen. Es ist bekannt, dass Flüssigwasserstoff eine höhere massebezogene Energiedichte besitzt. Die Beziehung $H_{U\text{-Kerosin}}$ zu $H_{U\text{-LH}_2}$ ergibt, dass nur ca. $1/3$ der Menge an Flüssigwasserstoff statt vom Kerosin benötigt wird. In dieser Beziehung sind die Sicherheitsrelevanten Ersatztreibstoffmassen auch bereits enthalten. Jedoch muss ein kleiner Ersatzvolumen dazu gerechnet werden, wegen des nicht ansaugbaren Restvolumens, des notwendigen Gasvolumens über der Flüssigkeit zur Anfang und des benötigten Zusatzvolumens für die Tankeinbauten zur Kraftstoffförderung. Anschließend wird die Isolationsdicke gewählt, sodass die Geometrische Größe somit der Platzbedarf ausreichend gut bestimmt werden kann.

Der Wärmeeintrag aus der Umgebung sollte möglichst klein gehalten um somit den Abdampfverlust zu begrenzen. Dabei ist neben einer guten Isolation auch die gewählte Tankform wichtig. Eine möglichst kleine Oberfläche bei einem größtmöglichen Volumen sollte das Ziel sein. Deswegen werden zylindrische Tankformen bevorzugt. Außerdem ermöglichen diese Tankformen eine gute Druckfestigkeit. Die Isolation sollte nur so gut wie nötig sein. Wenn die Isolation zu gut gewählt wird, könnte es bei Treibstoffentnahme passieren, dass die Druckdifferenz zwischen Tank und Umgebung nicht mehr aufrecht erhalten werden kann. Bei ungenügender Isolierung müsste zu viel gasförmiger Wasserstoff an die Atmosphäre abgegeben werden.

In der Ausarbeitung **Cryoplane 2002** wird die Gesamttankmasse mit der Formel $100 \times \text{Tankvolumen} [\text{m}^3] = \text{Tankmasse} [\text{kg}]$ vordimensioniert. Das gibt die reine Tankmasse ohne Isolierung und Tankeinbauten an. Eine Übersicht der Tankmasse mit der gewählten Isolation kann anhand des **Bildes 4.1** angenähert werden. Da die Oberfläche auch bekannt ist, kann die Masse pro Quadratmeter angegeben werden. Da das Material Aluminium im Flugzeug der bekannte Werkstoff ist, wurden die Flächengewichte ausschließlich für diesen Werkstoff bestimmt. Diese Massenangaben dienen wegen der richtigen Größenordnung gut für die Vordimensionierung der Tanks vom BWB.

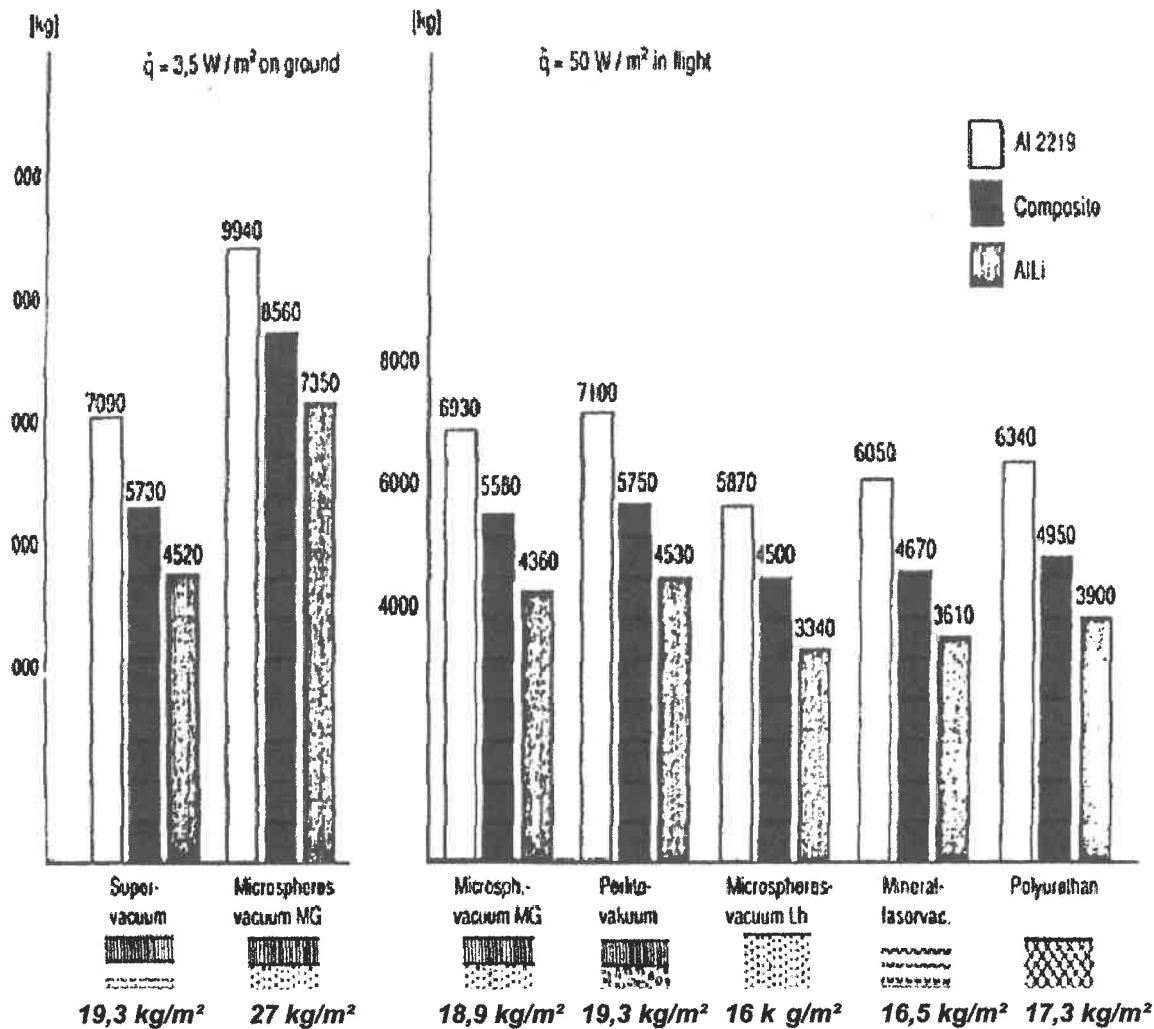


Bild 4.1 Vergleich der Tankmassen mit unterschiedlichen Isolationen bei einer Gesamttankoberfläche 367m^2 und dem Volumen 245m^3 . (LTH 1995)

Für das kleinere Flugzeug ATR-72 werden die Ergebnisse aus **Luger 1996** herangezogen. Die **Tabelle 4.4** gibt eine Zusammenfassung. Wegen Gewichts- und Durchmesserbegrenzungen kommen nur die Super-Vakuum und die Mineralfaser-Lösung in Betracht. Sofern hohe Isolationsgüte gefordert ist, bei langen Standzeiten am Boden, ist die Super-Vakuum Lösung zu wählen. Die Anforderungen in dieser Arbeit lassen auch eine Mineralfaserisolation zu. Frachtflugzeuge haben zwar lange Bodenstandzeiten (Nachtflugverbot), stehen aber mit leer geflogenem Tank und können kurz vor dem Flug betankt werden.

Tabelle 4.4 Angaben zur Tankisolation und Gewicht (Luger 1996)

	Super Vakuum	Microsphere Vakuum	Perlit Vakuum	Mineralfaser	Polyurethan Schaum
Wärmeeintrag [W]	50	50	50	300	300
Isolationsdicke [mm]	40	75	150	20	350
Tankgewicht ohne Einbauten [kg]	210	310	550	210	450
Volumengewicht [kg/m ³]	70	103	183	70	150
Flächengewicht [kg/m ²]	6	9	15,8	6	12,9

Nach **Cryoplane 2002** ergibt sich bei einer Isolationsdicke von 30mm bei Mineralfaser Vakuumisolation ein Flächengewicht von 9kg/m² für die Isolation. Das Gewicht für die Tankwand mit einer Dicke von 3,5 mm, kann grob mit der Beziehung $100 \times \text{Tankvolumen [m}^3\text{]} = \text{Tankmasse [kg]}$ überschlagen werden.

4.3 Triebwerkssystem

Laut **Cryoplane 2002** liegt die Notwendigkeit vor neue Triebwerke für einen LH₂ Betrieb zu entwerfen. Zumindest müssen wesentliche Modifikationen vorgenommen werden. Zunächst müsste die Treibstoffeinspritzung überdacht und angepasst werden. Außerdem wird in der Ausarbeitung deutlich, dass im Unterschied zu konventionellen Triebwerken, bei den LH₂ Triebwerken ein der Einspritzdüse vorgeschalteter Wärmetauscher unumgänglich ist (**Siehe 3.2.4**). Ebenfalls wird ein anderes Brennkammerkonzept erforderlich. Um das teure Wasserstoff nicht zu verschwenden, muss zudem ein Messgerät mit dem dazugehörigen Mehrwegeventil eingebaut werden. Diese sollen die gezielte Rückführung des überschüssigen Wasserstoffs in die Tanks kontrolliert zulassen.

Nach **Luger 1996** wird beim Umrüsten eines Triebwerkes ca. 30 kg Zusatzgewicht pro Triebwerk benötigt, das sich allein aus dem Gewicht des Wärmetauschers und der zusätzlichen Isolierung der Leitungen sowie der Hochdruckpumpen im Triebwerk zusammensetzt. Im Bericht **Cryoplane 2002** ist für den Wärmetauscher ein Gewicht von 10,7 kg für kleinere Flugzeugtriebwerke bis 33,2 kg für große Flugzeugtriebwerke berechnet worden. Im Falle DO328 würden die zusätzlichen Einbauten also 19,3 kg wiegen. Ungefähr so viel würden auch die Einbauten und letztlich die Triebwerke des Flugzeuges ATR-72 wiegen. Das Zusatzgewicht von den BWB-Triebwerken würde schon allein wegen den schwereren Wärmetauschern sowie Pumpen und den längeren Leitungen schwerer ausfallen. Dieser Wert kann

mit Hilfe des **Bildes 4.2** bestimmt werden, da das Triebwerk, wie bereits erwähnt, der selben Triebwerksserie entspricht.

Förderpumpen:

Antrieb	max. Kraftstoff- flussmenge [kg/s]	Druckerhöhung [bar]	Masse [kg]
400 Hz Wechselstrom-Elektromotor	0,454	3,17	5-19
270 V Gleichstrom-Elektromotor	0,454	3,17	4-5

Hochdruckpumpen:

Antrieb	max. Kraftstoff- flussmenge [kg/s]	max. Druck am Ausgang [bar]	Masse [kg]
Abluft vom Verdichter	0,454	51,6	16
270 V Gleichstrom-Elektromotor	0,454	51,6	18,7
wellengetrieben mit fester Übersetzung	0,454	51,6	18,3
wellengetrieben mit variabler Übersetzung	0,454	51,6	11,4

Wärmetauscher:

Einbauort/Funktion	max. Kraftstoff- flussmenge [kg/min]	Temperaturerhöhung [K]	Masse [kg]
Kühlung der Turbinenschaufeln	32,6	51	18
Kühlung der Ölpumpe	32,6	9	2,6
Klimaanlage	32,6	4	11,3
Abgasdüse	10	413	77,1

Bild 4.2 Massedaten von Systemkomponenten eines LH₂ Triebwerkes (LTH 1995)

Das **Bild 4.3** zeigt ein mögliches Funktionsprinzip für einen Wärmetauscher. Es handelt sich um ein röhrenartiges Gerät mit Luftleitblechen. Am Boden des Wärmetauschers tritt LH₂ ein und wird durch die Röhren nach oben befördert. Am Aggregat vorbeiströmende Luft erwärmt den LH₂, er wird vergast und tritt als GH₂ am oberen Ende des Geräts aus. Sodass dieser mit Hilfe einer Rückführleitung zurück in die Tanks gefördert werden kann.

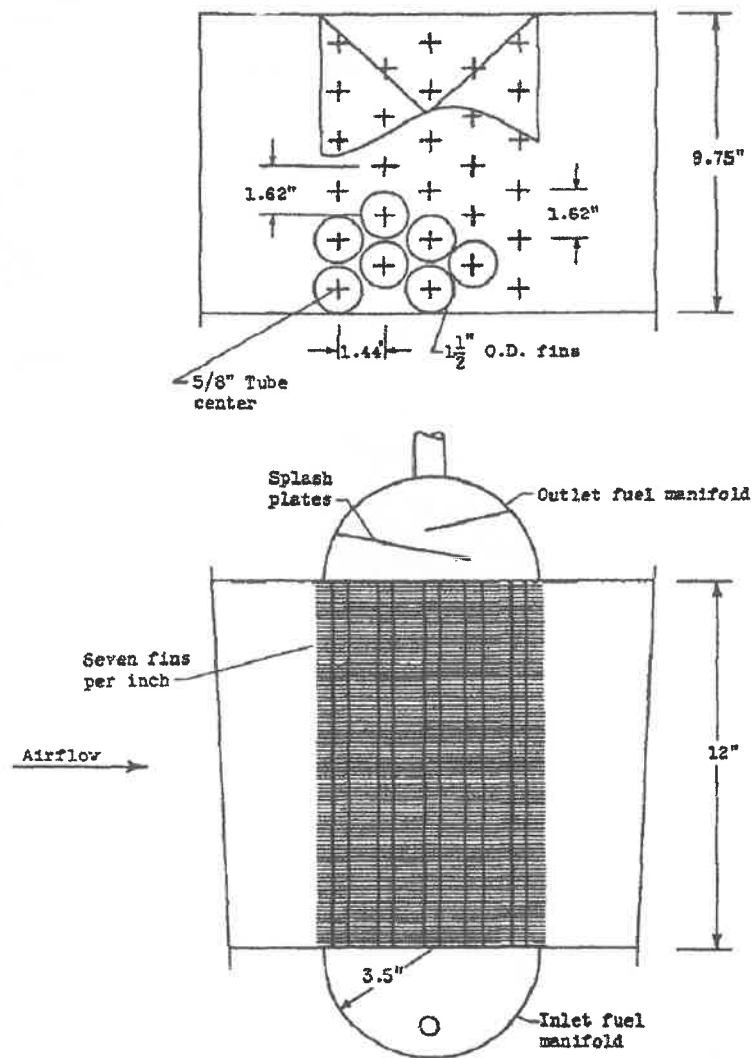


Bild 4.3 Schematische Darstellung eines LH₂ Wärmetauschers (LTH 1995)

4.4 Systemarchitektur

Die endgültige Geometrie der Tanks und die Integration in den Rumpf der Flugzeuge, wurde mit Hilfe des Programms PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimization) erstellt. Dieses Programm ermöglicht im Vorentwurf neuer Verkehrsflugzeuge Abschätzungsverfahren für Systemparameter und designbezogene Änderungen durchzuführen. Der Tankdesign für das Flugzeug ATR-72 stand bereits fest (**Bild 4.4**). Für das Flugzeug BWB wurde mit Hilfe des Programms ein Optimierte Tankdesign erstellt (**Bild 4.5**). Das Datenblatt dazu ist dem **Anhang A** zu entnehmen.

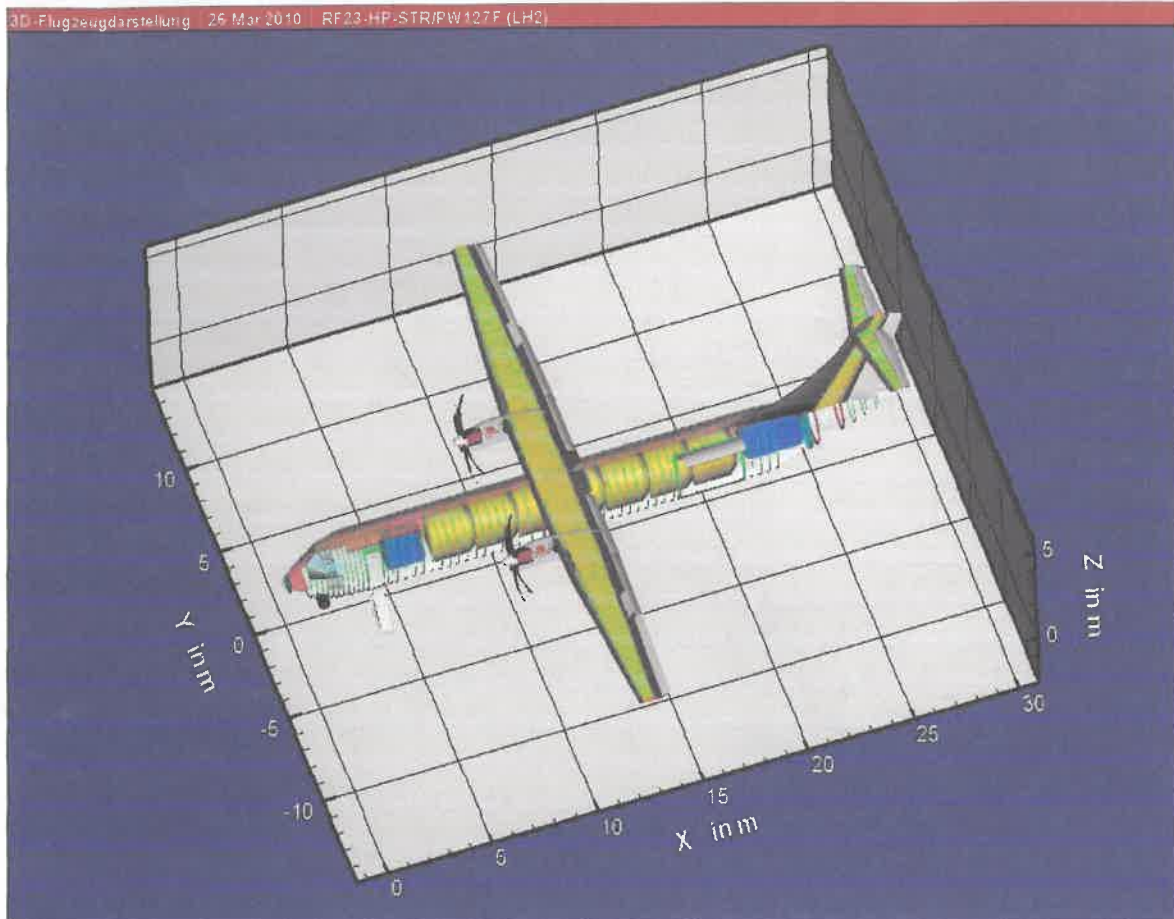


Bild 4.4 3-D Flugzeugdarstellung vom ATR-72

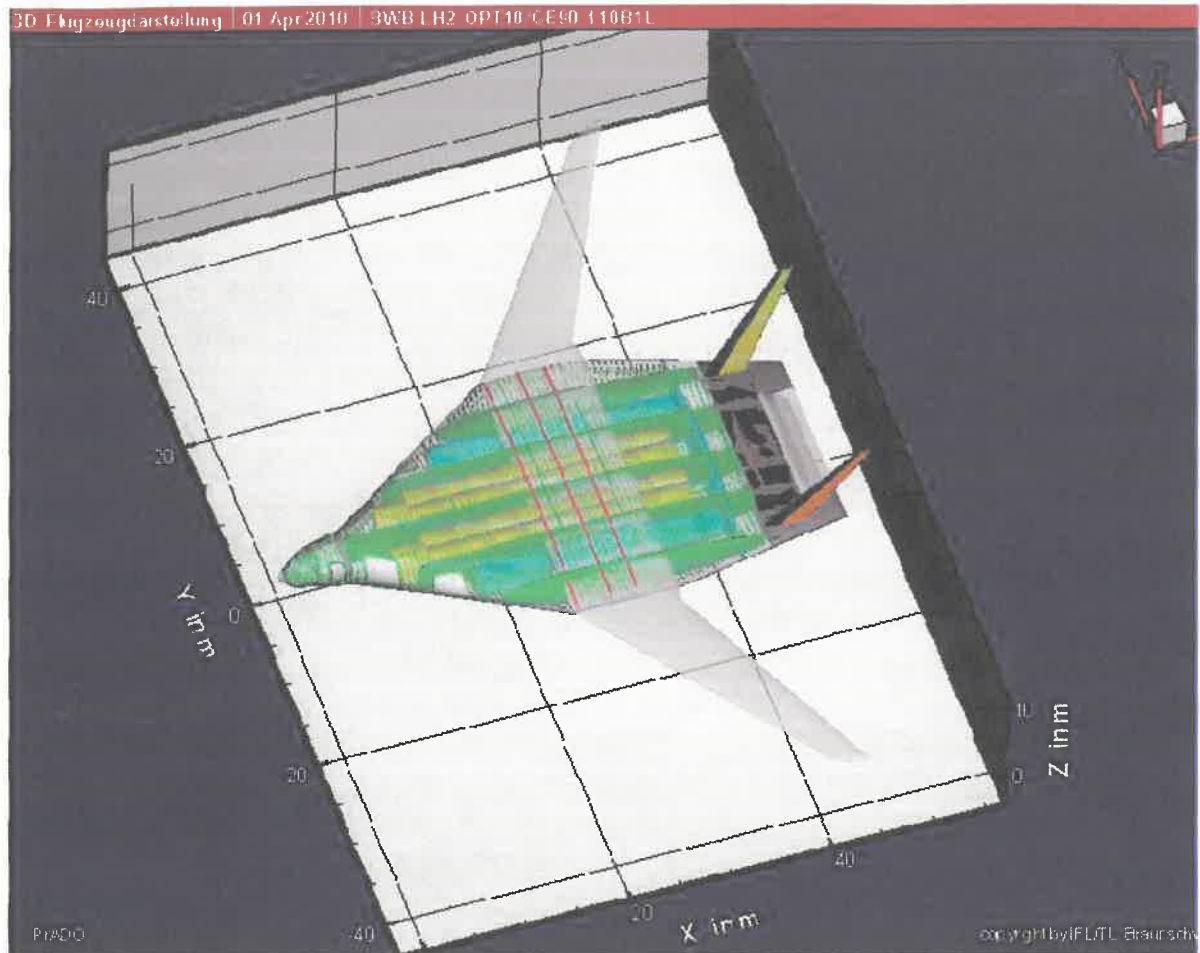


Bild 4.5 3-D Flugzeugdarstellung vom BWB

Der Neuentwurf von der Tankanordnung des BWB-Flugzeuges war notwendig, da die Tanks zu viele gewesen (50 Stück) sind. Zudem waren sie sehr schmal. Es ist bekannt, dass die Oberflächenwärmeabstrahlung je größer ist desto mehr Oberfläche vorhanden ist. Bei diesem Flieger fiel dieser Zusammenhang zweifach ins Gewicht: Zum Einen ist mehr Oberfläche vorhanden aufgrund der Anzahl der Tanks und zum Anderen sind die Tanks sehr weit entfernt von der Form der Kugel, welches die geringstmögliche Wärmeabstrahlung zulassen würde. Außerdem führt jeder Tank, der wegfällt zum Gewichtsersparnis bei den Leitungen, Pumpen und Ventilen. Durch den neuen Entwurf wurde sogar Platz gespart. Der ganze Unterdeck ist leergeräumt von den LH₂ Tanks und könnte für Bulk genutzt werden.

Das Erstellen der Systemarchitektur erwies sich als sehr zeitaufwendig, führte aber zu guten Ergebnissen. Mit Hilfe der 3-D Zeichnung konnte die Systemarchitektur Maßstabsgetreu eingezeichnet werden (**Bild 4.6**). Wie auch für den ATR-72 (**Bild 4.7**).

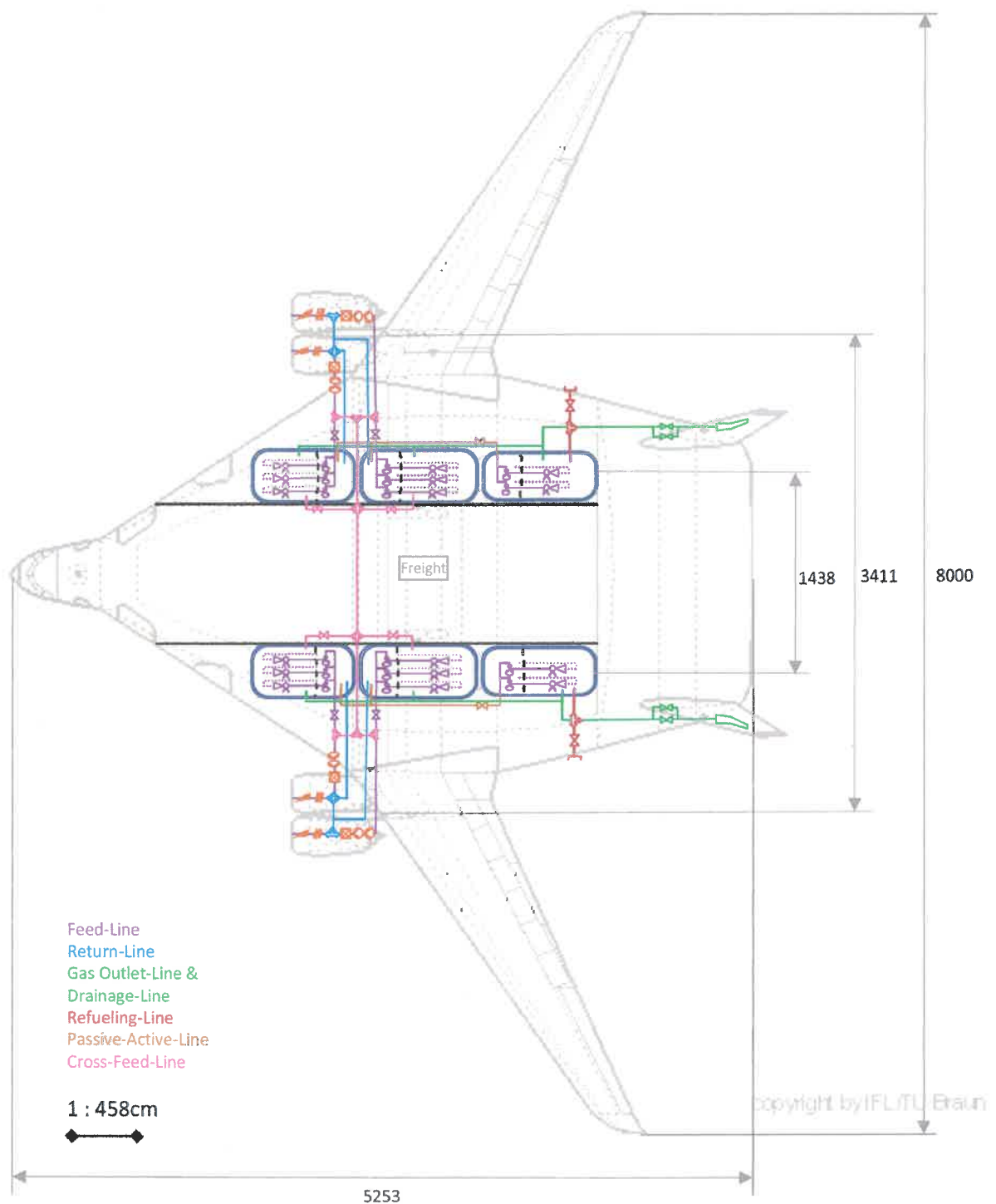


Bild 4.6 Systemarchitektur BWB (eigene Darstellung)

Das Kraftstoffsystem besitzt zwei Tankkupplungen, damit das Befüllen der großen Tanks nicht zu lange dauert. Es sind insgesamt 6 Tanks vorhanden. Von denen dienen die zwei hinteren Passiv-Tanks ausschließlich der Speisung der Aktiv-Tanks. Damit sind die vier Tanks gemeint, die die Triebwerke direkt speisen.

Wie es in der Systemarchitektur gezeigt wird, werden nur die beiden Passiv-Tanks direkt durch eine Tankkupplung mit LH_2 gefüllt (rot). Die anderen Tanks werden mit Hilfe der Passive-Aktive-Line (braun) gefüllt. Dadurch wird erreicht, dass alle Tankeinbauten und Triebwerksteile vorgekühlt werden. Ist Ausreichend Kraftstoff getankt worden, kann die Tankkupplung entfernt werden und das Flugzeug kann auf das Rollfeld vorrollen. Schon an dieser Stelle kann der Einsatz von der Gas-Outlet-Line (grün) zum Einsatz kommen. Der Überdruck im Tank wegen dem Wärmeeintrag führt zum Verdampfen des Flüssigwasserstoffs. Das gasförmige Wasserstoff führt zur Druckerhöhung und muss durch diese Leitung nach draußen befördert werden. Wegen der Erfrierungsgefahr, befindet sich das Auslassventil am höchsten Punkt am Leitwerk.

Rollt das Flugzeug an und ist Startklar, kommt die Feed-Line (Lila) zum Einsatz. Durch diese Leitung kommt der Kraftstoff vom Tank zum Triebwerk. Damit das passieren kann, werden diverse Einbauten sowohl im Tank als auch im Triebwerk notwendig. Der Kraftstoff wird durch die Strahlpumpen in die Kammer befördert, wo die Kreiselumpen arbeiten. Das ist notwendig, um ermöglichen zu können, dass nur LH_2 gefördert wird. Insgesamt sind drei Pumpen parallel im Betrieb, aus Redundanzgründen. Zwei arbeiten durchgehend und der Dritte wird dazu geschaltet, wenn einer ausfallen würde. Das ist nicht nur im Flug wichtig, sondern auch am Boden, damit das beladene Flugzeug nicht am Rollfeld zurückbleiben muss und Starterlaubnis erteilt bekommt. Die Passivtanks hingegen haben nur zwei Pumpen, da hier eine Unterbrechung der kontinuierlichen Kraftstoffförderung keine so gravierenden Folgen hätte. Diese Tanks speisen nämlich nicht direkt die Triebwerke. Der Tankinnendruck ist 1,5 bar hoch.

Die genannten Niederdruckpumpen, fördern den Treibstoff zu den Hochdruckpumpen im Triebwerk. Hier liegt das Flüssigwasserstoff schon zweiphasig vor. Die benötigte Menge des Zweiphasengemisches wird durch den Wärmetauscher erwärmt und in die Brennkammer befördert. Durch den Messgerät festgestellt und nicht benötigte Menge wird mit der Rückführleitung (blau) zurück in das Triebwerk geleitet. Somit wird verhindert, dass das teure Wasserstoff verschwendet wird.

Falls ein Tank beschädigt sein sollte, oder ein Defekt in den Leitungen vorliegt, kann im Flug vom Tank zu Tank umgepumpt werden. Das geschieht mit der Cross-Feed-Line (rosa). Hierbei spielen die Mehrwegeventile eine sehr große Rolle. Denn diese können und werden durch den Druckabfall automatisch einen der Förderwege schließen oder öffnen und somit die Kreuzschaltung ermöglichen.

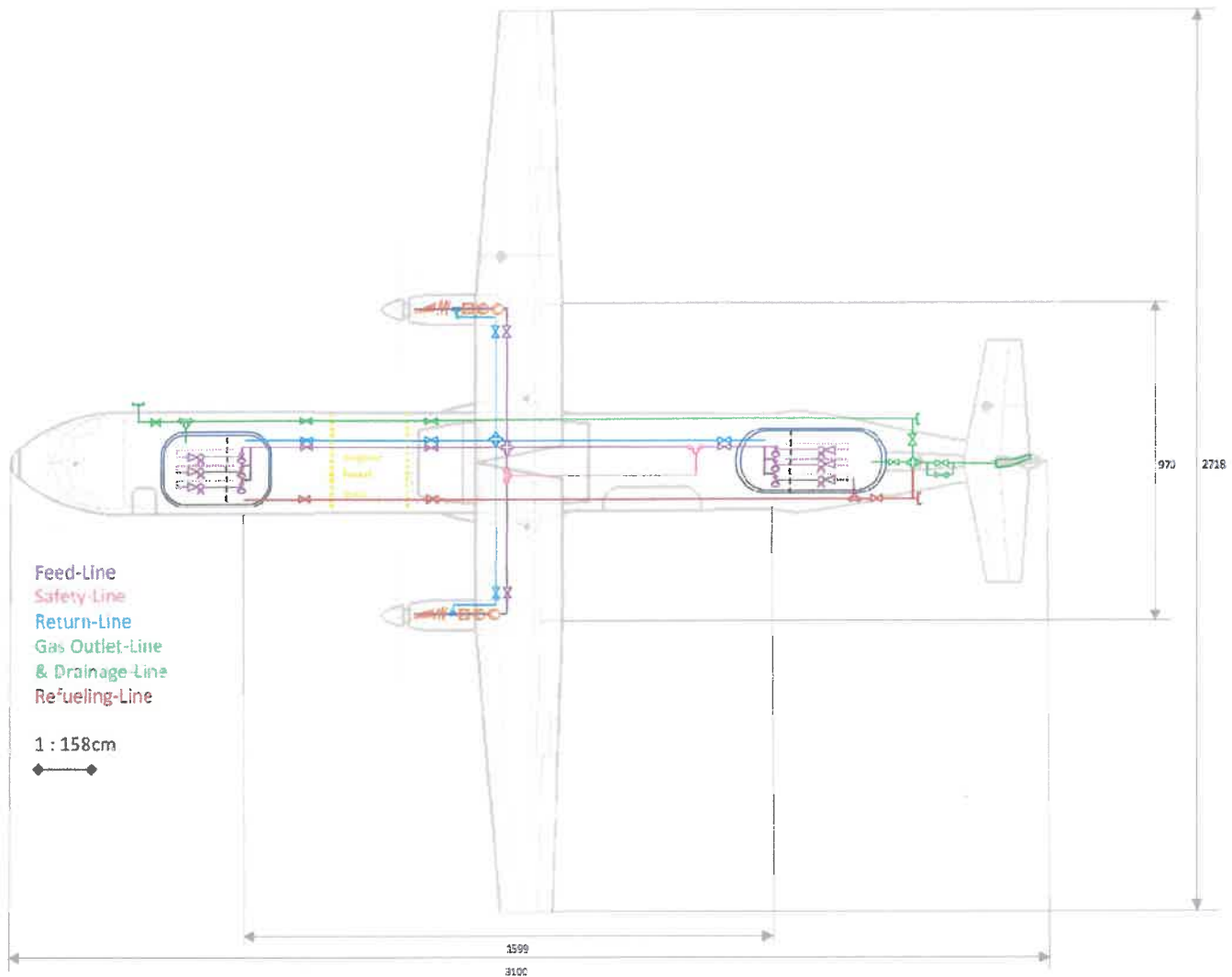


Bild 4.7 Systemarchitektur ATR-72 (eigene Darstellung)

Das Kraftstoffsystem des Flugzeuges ATR-72 gestaltet sich einfacher. Es sind nur zwei Tanks vorhanden. Einer speist das eine Triebwerk, der andere das andere Triebwerk. Die Tanks haben dieselben Einbauten wie die Aktiv-Tanks im vorhergegangenen Beispiel. Auch hier fördern die Kreislumpen das Flüssigwasserstoff zu den Triebwerken. Am Triebwerkseingang angekommen, wird das Zweiphasengemisch von den Hochdruckpumpen über das Messgerät zum Wärmetauscher gefördert. Der Überschuss an Wasserstoffgas wird mit der Rückführleitung zurück zum Tank gefördert, wo es wieder verflüssigt wird.

Wegen der Rotor Burst Area werden jeweils vor und hinter der Zone zusätzliche Sicherheitsventile angebracht. Diese schließen sofort bei einem Schaden an irgendeiner Leitung. Damit der Flugbetrieb aber aufrechterhalten werden kann, ist ein sogenanntes Safety-Line vorhanden. Mit Hilfe der beschriebenen Mehrwegeventile ist es möglich den Förderstrom von dem hinteren Tank umzulenken und mit der rosa farbigen Leitung die Speisung der Triebwerke zu weiterhin zu ermöglichen.

Im Unterschied zu dem Beispiel vorher, ist an dieser Systemskizze nur eine Tankkupplung vorgesehen. Die Tanks sind nicht so groß, sodass über eine Kupplung beide Tanks mit LH₂ gefüllt werden können. Da die Leitung jedoch sehr lang ausfällt und beim Feststellen einer Leckage noch viel zu viel LH₂ in der Leitung zurückbleiben würde, ist die Verbindung dieser Leitung zusätzlich mit der grünen Gas-Outlet-Line notwendig. Von hier aus könnte das LH₂ sicher durch das Auslassventil über das Leitwerk heraus gefördert werden.

Die verwendeten Symbole sind wie folgt definiert:

Vakuumisolierter Tank	
Kreiselpumpe	
Strahlpumpe	
Sicherheitsventil	
Auslassventil	
Kupplung	
Messgerät	
Hochdruckpumpe	
isolierte Leitung	
Wärmetauscher	
Einspritzdüse	
3- bzw. 4-Wegeventil	

Die Leitungslängen wurden in der folgenden **Tabelle 4.5** zusammengefasst und mit Hilfe der Ergebnisse aus **Luger 1996** die Massen bestimmt. Um die Längen bestimmen zu könne, wurde die Systemskizze Maßstabsgetreu gezeichnet und abgemessen.

Tabelle 4.5 Leitungslängen und Massen der Systemskizzen (*eigene Darstellung*)

Leitungslängen	ATR-72 [m]	BWB [m]	Gewicht pro Länge [kg/m]	Gewicht [kg] ATR-Leitung	Gewicht [kg] BWB-Leitung
Auslassleitung (Grün)	32,56	88,69	0,68	22,14	60,3
Betankungsleitung (Rot)	6,08	10,08	1	6	10
Rückführleitung (Blau)	26,69	40,95	0,5	13,3	20,5
Lila Kraftstoffleitung (Lila)	25,26	35,73	0,5	12,6	17,8
SOS-Transferleitung (Rosa)	6,64	43,92	0,5	3,3	21,9
Aktiv- Passiv-Leitung (Braun)	-	28,12	0,53		14,9
Gesamt	97,23	247,5		57,3	145,4

4.5 Systemmassen

Die Masse der Kraftstoffsystemkomponenten gliedert sich in die Massen

- der Förderpumpen (3 pro Tanksystem) und Hilfspumpen,
- der Hochdruckpumpen,
- des Vakuumkontrollsystems,
- der Wärmetauscher,
- der Druckregel-Ventile, sonstiger Ventile und Adapter und
- der elektrischen Systeme für Pumpen und Ventile.

Die in **Tabelle 4.6** angegebenen Gewichtsabschätzungen beruhen noch nicht auf detaillierten Konstruktionsuntersuchungen, sodass eine Toleranz nach oben und unten möglich ist. Jedoch reichen diese Angaben für erste Gewichtsabschätzungen und Vergleiche. In Anlehnung an diese und die **Tabelle 4.5** sowie den vorher gegangenen Angaben, wurde die **Tabelle 4.7** zusammengestellt, die die Systemmassen für die Flugzeuge ATR-725 und BWB wiedergeben.

Tabelle 4.6 Angaben über Systemmassen für das Flugzeug DO328 (Luger 1996)

Components DO328	Single Weight [kg]	Number	Σ Weight [kg]
Tank	210	2	420
Radial Pump	15	6	90
Jet Pump	5	2	10
Diffusor	1	6	6
Piping in Tank	6	2	12
Other interneals in tanks	7	2	14
Sensors in Tank	3	2	6
Refuel coupling	4	2	8
Tank-Valves	2,5	1	2,5
Σ-Tank (without fuel)			569
Pipes from/to engine	3	1	3
Crossover –Pipes	8	1	8
Gas Pipe	47	1	47
Gas Outlet (large)	2	1	2
Gas Outlet (small)	1	1	1
Safety Valve	2,5	4	10
Other Valves	2,5	4	10
Safety Measures	30	1	40
Engine Units for LH2 (in addition)			30
Σ-Gesamt			720

Tabelle 4.7 Systemmassen ATR-72 und BWB (**eigene Darstellung**)

Komponenten	ATR-72 [kg]			BWB [kg]			
	Einzel- gewicht	An- zahl	Gesamt samt- gewicht	Einzel- gewicht	An- zahl	Gesamt samt- gewicht	
Tank Mineralfaser (LTH)		2	574,2		6	8342,4	
Tank Mineralfaser (Cryoplane)		2	1483,2		6	47345	Zu hoch
Tank Mineralfaser (Luger)		2	208,8		6	3033,6	Zu gering
Kreiselpumpen	15	6	90	30	16	480	
Strahlpumpen	5	6	30	10	16	160	
Verrohrungen im Tank	6	2	12	10	6	60	
Sonstige Tankeinbauten	7	2	14	12	6	72	
Betankungskupplung	4	1	4	4	2	8	
Leitungen (Vgl. Tabelle 4.4)			57,3			145,4	
Sicherheitsventile	2,5	20	50	3	16	48	
Mehrwegeventile	4	9	36	5	14	70	
Sensoren und Messgeräte			40			80	Luger
Triebwerk	650	2	1300	2400	4	9600	
Wärmetauscher				33,2	4	132,8	
Förderpumpe	30	2	60	15	4	60	
Hochdruckpumpe				11,4	4	45,6	
Volumenstrom-Messgerät	5	2	10	5	4	20	
Auslassventil groß	2	1	2	4	2	8	
Auslassventil klein	1	2	2	2	2	4	
Gesamt [kg]			2281			19336	
Gesamt ohne Triebwerke [kg]			981			9736	
Gesamt ohne Triebwerke mit LH ₂ [kg]			1790			40036	

Die Systemmasse von dem Flugzeug ATR-72 stimmt gut mit den Massenangaben von **Luger 1996** überein. Die Systemmasse vom BWB Flugzeug ist ungefähr das 10-fache. Auch dieser Wert scheint plausibel beim Vergleich der Flugzeuggrößen.

4.6 Redundanz

Weltweit werden 500 Milliarden m^3 Wasserstoff sicher im Jahr verarbeitet. Alle Verbindungen und Sicherungen in und an Tanks sind doppelt ausgelegt. Tanks werden dort platziert, wo eine Beschädigung unwahrscheinlich ist. Außerdem werden durch Versuche unter schlechtesten Bedingungen versucht, die Tanks abzusichern. Steigt der Druck im Inneren der Tanks extrem an und die Sicherheitsventile öffnen nicht, dann ermöglicht eine vorherbestimmte Sollbruchstelle den kontrollierten Druckabbau. Bei Feuerversuchen werden Tanks für bis zu 70 Minuten komplett Flammen ausgesetzt. Der Wasserstoff entweicht dabei sicher durch die Sicherheitsventile. Es gibt keine Explosion oder eine unkontrollierte Freigabe von Wasserstoff. Bei Stoßversuchen mit festen Gegenständen werden Tanks mechanisch verformt, ohne dass es zu einer Explosion kommt.

Diese Tanks versorgen im Kraftstoffsystem dann jedes Triebwerk von einem eigenständigen System. Zudem ist jedes Triebwerk aus jedem Tank, unabhängig von der Intaktheit der anderen Tanks, mit Kraftstoff versorgbar. Ebenfalls aus Redundanzgründen wird ein LH_2 -Flugzeug die Starterlaubnis nur mit mindestens zwei intakten Förderpumpen erhalten, sodass es sinnvoll ist eine weitere Pumpe parallel zu schalten. Auch für den Flugbetrieb ist eine dritte Tankpumpe sinnvoll. Denn im Gegensatz zum konventionellen Flugzeug, würde das Triebwerk sehr schnell ausgehen bei unzureichendem Förderdruck.

Aufgrund von starkem Kraftstoffverbrauch kann kurz nach dem Betanken der Tankinnen-
druck trotz Verdampfung auf ca. 1,2 bar absinken. Dabei können den Tanks über die Wärmetauscher im Treibwerk sogar GH_2 zugeführt werden, womit der Druck wieder ansteigen würde. Zuviel verdampfter Kraftstoff könnte über die Rückführleitung wieder in den Tank gefördert und somit wieder in die Brennkammer eingespritzt werden.

Der Einsatz vernetzter Systeme in kritischen Bereichen, stellt hohe Anforderungen hinsichtlich der notwendigen Sicherheit und Zuverlässigkeit der Systeme. Ziel ist es mögliche Fehler frühzeitig beim Systementwurf aufzudecken und zu vermeiden. Bei der Messtechnik und Datenaufbereitung erfordert der Einsatz von LH_2 als Treibstoff prinzipiell die gleichen Messdaten wie ein konventionelles Kraftstoffsystem. Lediglich bei den Temperaturen werden mehr Informationen benötigt, um sicherzustellen, dass die betriebsbedingten tiefen Temperaturen eingehalten werden. Für die Piloten erscheinen die Messdaten wie bekannt am Display im Cockpit. Jedoch müssten die benötigten Sensoren den in der Raumfahrt eingesetzten Sensoren gleichen und erfordern Modifikationen in der Messtechnik. Zusätzlich zur Normalausstattung an Sensoren wird der Demonstrator zur System- und Betriebsorientierung eine Reihe von wei-

teren Meßstellen erhalten müssen. Eine zusätzliche Einrichtung für die Signal-Verarbeitung und Darstellung ist ebenfalls erforderlich.

Nach Luger 1996 sollten folgende Sicherheitsmaßnahmen getroffen werden:

- Kapselung und Ventilation von Rohrleitungen zur gezielten Ableitung und Detektion möglicher Wasserstoff-Leckagen
- Konstruktive Maßnahmen zur einfachen Durchführung von Leckage-Prüfungen, wie beispielsweise „Schnüffel“-Bohrungen an Rohrverbindungen
- Detektoren für Wasserstoff-Leckage und Brand mit der dazugehörigen Signalaufbereitung und Überwachung
- Druckentlastung von LH_2 Leitungen jeweils zwischen zwei Ventilen. Entweder durch integrierte Überströmventile oder durch entsprechende Auslegung der Ventilsfedern
- Druckentlastung von Triebwerkspumpen und Wärmetauschern zur Vermeidung von Wasserstoffanreicherung in der Brennkammer während der Standzeiten
- Redundante Anordnung der Sicherheitsventile, die auch gewollt manuell ausgelöst werden können

Ebenso müssen bei der Betankung sicherheitsrelevante Vorkehrungen gemacht werden. Es muss sichergestellt sein, dass keine Luft in den Tank eindringen kann. Außerdem sollte die GH_2 -Tankentlüftung während des Tankvorgangs und der Wartephase vor dem Start mit einer Dampfdruckleitung zur Tankstation verbunden sein, um diese zu verflüssigen. Ebenfalls sollte ein Überlauf des LH_2 nicht zu einem Unfall führen, sodass ein Abfluss durch die eine andere Leitung ermöglicht werden sollte. Diese Auffang- und Rückführleitungen müssen bei allen Be- und Umfüllungsvorgängen vorgesehen werden.

5 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurde diskutiert, wie gut das Wasserstoff als Treibstoff der Zukunft dienen kann und wie so ein mögliches Kraftstoffsystem aussehen könnte. Dafür wurde zunächst der Unterschied zwischen herkömmlichen und dem neuen LH_2 Treibstoff genauestens untersucht. Dabei wurde festgestellt, dass das Wasserstoff bei der Speicherung im Flüssigen Zustand eine fast dreimal höhere massebezogene Energiedichte hat, jedoch noch einen viel zu großen Platzbedarf benötigt, wegen der 4-fach geringeren Volumen bezogenen Energiedichte. Das führt zwar zu einem niedrigeren Kraftstoffgewicht, aber nimmt mehr Volumen im Flugzeug ein. Bei den hier vorgestellten Flugzeugen, konnte dieses Problem geschickt umgangen werden. Das Frachtflugzeug ATR-72 bekam einfach einen längeren Rumpf, wo vorne und hinten die LH_2 Tanks positioniert wurden. Dadurch kann die selbe Nutzlast mitgenommen werden.

Bei dem BWB war schon genug Platz vorhanden. Es stand genug Raum für mögliche Tanks zu Verfügung nachdem die geforderte Nutzlast untergebracht wurde.

Wie bereits erwähnt würde ein Betrieb mit Flüssigwasserstoff als Kraftstoff viel Gewicht einsparen. Jedoch kann diese Einsparung durch die benötigten Systemkomponenten wieder kompensiert werden. Wie viel diese Systeme an Masse besitzen, wurde mit Hilfe von vorherigen Ausarbeitungen und darin enthaltenen Massenabschätzungen durchgerechnet und in einer Tabelle zusammengefasst. Außerdem ist eine Systemskizze für beide Frachtflugzeuge erstellt worden, woran das Funktionsprinzip eines LH_2 Kraftstoffsystem gut dargelegt wird. Den Abschluss bildet die Diskussion über die Redundanzen und die systemorientierte Messtechnik.

Literaturverzeichnis

- Brewer 1991** BREWER, G. Daniel: *Hydrogen Aircraft Technology*. Lake San Marcos: CRC Press, 1990
- Brunner 2007** BRUNNER, Tobias: *Perspektiven kryogener H₂-Speicher im Antriebs- und Fahrzeugverbund*. Berlin: 2007
- DWV 2009** DEUTSCHER WASSERSTOFF UND BRENNSTOFFZELLEN VERBAND: *Wozu eigentlich Wasserstoff*. 2009, URL: <http://www.dwv-info.de> (2009-08-16)
- Eichlseder 2008** EICHELSIEDER, Helmut; KLELL, Manfred: *Wasserstoff in der Fahrzeugtechnik*. Graz: Vieweg + Teubner Verlag, 2008
- ET 2009** ENERGIE TECHNOLOGIE GMBH, Ottobrunn, München, 2009
- Faaß 2001** FAAB, Reinhard: *Cryoplane Flugzeuge mit Wasserstoffantrieb*, 2001.– URL: http://www.mp.hawhamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2001_12_06_Cryoplane.pdf (2009-06-04)
- Geitmann 2007** GEITMANN, Sven: *Wasserstoff und Brennstoffzellen – Die Technik von morgen* : Hydrogeit Verlag, 2007
- Jordan 2009** JORDAN, Thomas: *Skript zur Vorlesung Kern- und Energietechnik*. Forschungszentrum Karlsruhe: 2009
- LTH 1995** PRANGE, John: *Wasserstofftechnologie*. Bremen: DA-Bremen , 1995
- LTH 2008** SONNEMANN, Dirk; BOEHM, Martin: *Strukturmechanische und thermodynamische Auslegung von LH₂-Tankstrukturen*. München: Universität der Bundeswehr München, 2008
- Luger 1996** LUGER, Peter: *DO328 LH₂-Demonstrator*: Ottobrunn Süd: DASA RIT, 1996
- Nist 2009** NIST STOFFDATENBANK: *Chemistry Fluid*, 2009 – URL: <http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid/> (2009-12-04)
- Ölkers 2002** ÖLKERS, Wilhelm: *Fuel System Control – System Principle and Architecture*., Hamburg: 2002

- Peschka 1992** PESCHKA, Walter: *Liquid Hydrogen Fuel of the Future*: Springer Verlag, 1992
- Schumann 2003** SCHUHMAN, Ulrich: *Partikeln aus Flugzeugtriebwerken und ihr Einfluss auf Kondensstreifen, Zirruswolken und Klima*. Oberpfaffenhofen: DLR, 2003
- Schumann 2008** SCHUHMAN, Ulrich: *Luftfahrt und Atmosphäre - reicht ACARE zum Klimaschutz aus*. DLR, 2008. – URL: http://www.dlr.de/pa/Portaldata/33/Resources/dokumente/mitarbeiter/Klimaeffekt_Luftverkehr_Schumann_DLR_2008_01_31.pdf (2009-06-15)
- 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
- TÜV 2009** TÜV SÜD INDUSTRIE SERVICE GMBH, *Wasserstoff und Brennstoffzellen*, 2009 – URL: <http://www.netinform.de/H2/Start.aspx> (2009-06-28)
- Wikimedia 2009** WIKIMEDIA: *Kraftstoffsystem B737* 2009. – URL: commons.wikimedia.org (2009-07-17)
- Wild 1990** WILD, W. Thomas: *Transport Category Aircraft Systems*. USA: IAP, Inc, 1990

Anhang A

Datenblatt zu PrADO und die Prinzipskizzen

```

=====
Datenbank-Name C:\PrADOSYSTEM\PrADO\HAW\Batal\Tankpositionierung\PRA-db13.dat
Projekt       BWB-LH2-OPT10
Bearbeiter    W.Heinze/L.Hansen
Datum         26.03.2010
Uhrzeit       11:10:35
=====

```

```

=====
**ANFANG-DB13

```

```

<-NLHTP - Anzahl der LH2-Tankpylone

```

```

  0  2  1  1
  0

```

```

<-NLHTK - Anzahl der LH2-Tanks

```

```

  0  2  1  1
  6

```

```

<-LHTKPOS1 - Positonsvektor/LH2-Tank 1

```

```

  0  3  1  11
  101.0000000000000  1.000000000000000  3.000000000000000
  10.600000000000000  7.000000000000000  0.000000000000000E+000
  50.000000000000000  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000
  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000

```

```

<-LHTKPOS2 - Positonsvektor/LH2-Tank 2

```

```

  0  3  1  11
  101.0000000000000  1.000000000000000  3.000000000000000
  10.600000000000000 -7.000000000000000  0.000000000000000E+000
  50.000000000000000  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000
  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000

```

```

<-LHTKPOS3 - Positonsvektor/LH2-Tank 3

```

```

  0  3  1  11
  101.0000000000000  1.000000000000000  3.000000000000000
  18.100000000000000  7.000000000000000  0.000000000000000E+000
  50.000000000000000  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000
  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000

```

```

<-LHTKPOS4 - Positonsvektor/LH2-Tank 4

```

```

  0  3  1  11
  101.0000000000000  1.000000000000000  3.000000000000000
  18.100000000000000 -7.000000000000000  0.000000000000000E+000
  50.000000000000000  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000
  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000

```

```

<-LHTKPOS5 - Positonsvektor/LH2-Tank 5

```

```

  0  3  1  11
  101.0000000000000  1.000000000000000  3.000000000000000
  26.700000000000000  7.000000000000000  0.000000000000000E+000
  50.000000000000000  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000
  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000

```

```

<-LHTKPOS6 - Positonsvektor/LH2-Tank 6

```

```

  0  3  1  11
  101.0000000000000  1.000000000000000  3.000000000000000
  26.700000000000000 -7.000000000000000  0.000000000000000E+000
  50.000000000000000  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000
  0.000000000000000E+000  0.000000000000000E+000

```

```

<-DATILHTK1 - Dateiname/LH2-Tankgeometrie

```

```

  0  1  1  6

```

```

./TEMPLATE/TANK/VELA3_LH2_TK6.DAT
./TEMPLATE/TANK/VELA3_LH2_TK6.DAT
./TEMPLATE/TANK/VELA3_LH2_TK6.DAT
./TEMPLATE/TANK/VELA3_LH2_TK6.DAT
./TEMPLATE/TANK/VELA3_LH2_TK6.DAT
./TEMPLATE/TANK/VELA3_LH2_TK6.DAT

```

<-KARTLHTK - Zuordnung der Kraftstoffart/LH2-Tank

0 2 1 6
1 1 1 1 1

<-LGLHTK m Maximale Laenge/LH2-Tank

0 3 1 6
7.400000000000000 7.400000000000000 8.500000000000000
8.500000000000000 8.400000000000000 8.400000000000000

<-DALHTKZ m Maximale Hoehe/LH2-Tank

0 3 1 6
3.800000000000000 3.800000000000000 3.600000000000000
3.600000000000000 3.000000000000000 3.000000000000000

<-DALHTKY m Maximale Breite/LH2-Tank

0 3 1 6
3.800000000000000 3.800000000000000 3.600000000000000
3.600000000000000 3.000000000000000 3.000000000000000

<-DLHTKM m Isolierungsdicke/LH2-Tank

0 3 1 6
5.000000000000000E-002 5.000000000000000E-002 5.000000000000000E-002
5.000000000000000E-002 5.000000000000000E-002 5.000000000000000E-002

<-SRLHTK mm Sandrauhigkeit der Oberflaeche/LH2-Tank

0 3 1 6
1.000000000000000E-002 1.000000000000000E-002 1.000000000000000E-002
1.000000000000000E-002 1.000000000000000E-002 1.000000000000000E-002

<-VNLHTK - Volumenausnutzung/LH2-Tank

0 3 1 6
1.000000000000000 1.000000000000000 1.000000000000000
1.000000000000000 1.000000000000000 1.000000000000000

<-FGLHTK kg/m**2 Spezifisches Flaechengewicht (Struktur und Isolierung)/LH2-Tank

0 3 1 6
10.600000000000000 10.600000000000000 10.600000000000000
10.600000000000000 10.600000000000000 10.600000000000000

<-LHTKANBAU1 - Zuordnungsvektor/LH2-Tank 1

0 3 1 2
1.000000000000000 1.000000000000000

<-LHTKANBAU2 - Zuordnungsvektor/LH2-Tank 2

0 3 1 2
1.000000000000000 1.000000000000000

<-LHTKANBAU3 - Zuordnungsvektor/LH2-Tank 3

0 3 1 2
1.000000000000000 1.000000000000000

<-LHTKANBAU4 - Zuordnungsvektor/LH2-Tank 4

0 3 1 2
1.000000000000000 1.000000000000000

<-LHTKANBAU5 - Zuordnungsvektor/LH2-Tank 5

0 3 1 2
1.000000000000000 1.000000000000000

<-LHTKANBAU6 - Zuordnungsvektor/LH2-Tank 6

0 3 1 2
1.000000000000000 1.000000000000000

<-R1GEOALHTK - Vektor/Anordnung der LH2-Tanks

0 3 1 50
6.000000000000000 8.000000000000000 16.911000000000000
7.000000000000000 1.100000000000000 50.000000000000000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 16.911000000000000 -7.000000000000000
1.100000000000000 50.000000000000000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
24.411000000000000 7.000000000000000 1.000000000000000
50.000000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 24.411000000000000

```

-7.000000000000000 1.000000000000000 50.0000000000000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 33.0110000000000 7.000000000000000
0.700000000000000 50.0000000000000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
33.0110000000000 -7.000000000000000 0.700000000000000
50.0000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
<-R1GEOLHTK1 - Geometrievektor/LH2-Tank 1
0 3 1 197
28.0000000000000 0.000000000000000E+000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 7.254901670588236E-002
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
0.870433421333333 0.870433421333333 0.870433421333333
0.145098042117647 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.19422478400000 1.19422478400000
1.19422478400000 0.217647058823529 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.41617637466667
1.41617637466667 1.41617637466667 0.290196075529412
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.57981088533333 1.57981088533333 1.57981088533333
0.362745100941176 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.70203218533333 1.70203218533333
1.70203218533333 0.435294117647059 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.79133717600000
1.79133717600000 1.79133717600000 0.507843134352941
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.85249247600000 1.85249247600000 1.85249247600000
0.580392159764706 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.88823517466667 1.88823517466667
1.88823517466667 0.652941176470588 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.900000000000000
1.900000000000000 1.900000000000000 1.33006536141176
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.900000000000000 1.900000000000000 1.900000000000000
2.00718954635294 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.900000000000000 1.900000000000000
1.900000000000000 2.68431372258824 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.900000000000000
1.900000000000000 1.900000000000000 3.36143790752941
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.900000000000000 1.900000000000000 1.900000000000000
4.03856209247059 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.900000000000000 1.900000000000000
1.900000000000000 4.71568627741176 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.900000000000000
1.900000000000000 1.900000000000000 5.39281045364706
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.900000000000000 1.900000000000000 1.900000000000000
6.06993463858824 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.900000000000000 1.900000000000000
1.900000000000000 6.74705882352941 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.900000000000000
1.900000000000000 1.900000000000000 6.81960784023530
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.88823517466667 1.88823517466667 1.88823517466667
6.89215686564706 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.85249247600000 1.85249247600000
1.85249247600000 6.96470588235294 1.000000000000000

```

```

4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.79133717600000
1.79133717600000 1.79133717600000 7.03725489905882
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.70203218533333 1.70203218533333 1.70203218533333
7.10980392447059 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.57981088533333 1.57981088533333
1.57981088533333 7.18235294117647 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.41617637466667
1.41617637466667 1.41617637466667 7.25490195788235
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.19422478400000 1.19422478400000 1.19422478400000
7.32745098329412 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 0.870433421333333 0.870433421333333
0.870433421333333 7.400000000000000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
<-LHTKVP1 - Vektor/Lage des vorderen Tankpunktes/LH2-Tank 1
0 3 1 3
16.9110000000000 7.00000000000000 1.100000000000000
<-LHTKHP1 - Vektor/Lage des hinteren Tankpunktes/LH2-Tank 1
0 3 1 3
24.3110000000000 7.00000000000000 1.100000000000000
<-R1GEOLHTK2 - Geometrievektor/LH2-Tank 2
0 3 1 197
28.0000000000000 0.000000000000000E+000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 7.254901670588236E-002
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
0.870433421333333 0.870433421333333 0.870433421333333
0.145098042117647 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.19422478400000 1.19422478400000
1.19422478400000 0.217647058823529 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.41617637466667
1.41617637466667 1.41617637466667 0.290196075529412
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.57981088533333 1.57981088533333 1.57981088533333
0.362745100941176 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.70203218533333 1.70203218533333
1.70203218533333 0.435294117647059 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.79133717600000
1.79133717600000 1.79133717600000 0.507843134352941
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.85249247600000 1.85249247600000 1.85249247600000
0.580392159764706 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.88823517466667 1.88823517466667
1.88823517466667 0.652941176470588 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.900000000000000
1.900000000000000 1.900000000000000 1.33006536141176
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.900000000000000 1.900000000000000 1.900000000000000
2.00718954635294 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.900000000000000 1.900000000000000
1.900000000000000 2.68431372258824 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.900000000000000
1.900000000000000 1.900000000000000 3.36143790752941
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.900000000000000 1.900000000000000 1.900000000000000
4.03856209247059 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.900000000000000 1.900000000000000
1.900000000000000 4.71568627741176 1.000000000000000

```

```

4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.90000000000000
1.90000000000000 1.90000000000000 5.39281045364706
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.90000000000000 1.90000000000000 1.90000000000000
6.06993463858824 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.90000000000000 1.90000000000000
1.90000000000000 6.74705882352941 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.90000000000000
1.90000000000000 1.90000000000000 6.81960784023530
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.88823517466667 1.88823517466667 1.88823517466667
6.89215686564706 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.85249247600000 1.85249247600000
1.85249247600000 6.96470588235294 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.79133717600000
1.79133717600000 1.79133717600000 7.03725489905882
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.70203218533333 1.70203218533333 1.70203218533333
7.10980392447059 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.57981088533333 1.57981088533333
1.57981088533333 7.18235294117647 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.41617637466667
1.41617637466667 1.41617637466667 7.25490195788235
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.19422478400000 1.19422478400000 1.19422478400000
7.32745098329412 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 0.870433421333333 0.870433421333333
0.870433421333333 7.40000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
<-LHTKVP2 - Vektor/Lage des vorderen Tankpunktes/LH2-Tank 2
0 3 1 3
16.9110000000000 -7.00000000000000 1.10000000000000
<-LHTKHP2 - Vektor/Lage des hinteren Tankpunktes/LH2-Tank 2
0 3 1 3
24.3110000000000 -7.00000000000000 1.10000000000000
<-R1GEOLHTK3 - Geometrievektor/LH2-Tank 3
0 3 1 197
28.0000000000000 0.00000000000000E+000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000 8.33333300000000E-002
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
0.824621136000000 0.824621136000000 0.824621136000000
0.16666670000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.13137084800000 1.13137084800000
1.13137084800000 0.25000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.34164077600000
1.34164077600000 1.34164077600000 0.333333330000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.49666294400000 1.49666294400000 1.49666294400000
0.41666667000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.61245154400000 1.61245154400000
1.61245154400000 0.50000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.69705627200000
1.69705627200000 1.69705627200000 0.583333330000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.75499287200000 1.75499287200000 1.75499287200000
0.66666667000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.78885437600000 1.78885437600000
1.78885437600000 0.75000000000000 1.00000000000000

```

```

4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.800000000000000
1.800000000000000 1.800000000000000 1.527777780000000
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.800000000000000 1.800000000000000 1.800000000000000
2.305555560000000 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.800000000000000 1.800000000000000
1.800000000000000 3.083333330000000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.800000000000000
1.800000000000000 1.800000000000000 3.861111110000000
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.800000000000000 1.800000000000000 1.800000000000000
4.638888890000000 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.800000000000000 1.800000000000000
1.800000000000000 5.416666670000000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.800000000000000
1.800000000000000 1.800000000000000 6.194444440000000
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.800000000000000 1.800000000000000 1.800000000000000
6.972222220000000 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.800000000000000 1.800000000000000
1.800000000000000 7.750000000000000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.800000000000000
1.800000000000000 1.800000000000000 7.833333330000000
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.788854376000000 1.788854376000000 1.788854376000000
7.916666670000000 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.754992872000000 1.754992872000000
1.754992872000000 8.000000000000000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.697056272000000
1.697056272000000 1.697056272000000 8.083333330000000
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.612451544000000 1.612451544000000 1.612451544000000
8.166666670000000 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.496662944000000 1.496662944000000
1.496662944000000 8.250000000000000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.341640776000000
1.341640776000000 1.341640776000000 8.333333330000000
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.131370848000000 1.131370848000000 1.131370848000000
8.416666670000000 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 0.824621136000000 0.824621136000000
0.824621136000000 8.500000000000000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
<-LHTKVP3 - Vektor/Lage des vorderen Tankpunktes/LH2-Tank 3
  0 3 1 3
24.4110000000000 7.000000000000000 1.000000000000000
<-LHTKHP3 - Vektor/Lage des hinteren Tankpunktes/LH2-Tank 3
  0 3 1 3
32.9110000000000 7.000000000000000 1.000000000000000
<-R1GEOLHTK4 - Geometrievektor/LH2-Tank 4
  0 3 1 197
28.0000000000000 0.000000000000000E+000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 8.333333330000000E-002
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
0.824621136000000 0.824621136000000 0.824621136000000
0.166666670000000 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.131370848000000 1.131370848000000
1.131370848000000 0.250000000000000 1.000000000000000

```

```

4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.34164077600000
1.34164077600000 1.34164077600000 0.333333330000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.49666294400000 1.49666294400000 1.49666294400000
0.41666667000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.61245154400000 1.61245154400000
1.61245154400000 0.50000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.69705627200000
1.69705627200000 1.69705627200000 0.583333330000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.75499287200000 1.75499287200000 1.75499287200000
0.66666667000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.78885437600000 1.78885437600000
1.78885437600000 0.75000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.80000000000000
1.80000000000000 1.80000000000000 1.52777778000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.80000000000000 1.80000000000000 1.80000000000000
2.30555556000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.80000000000000 1.80000000000000
1.80000000000000 3.08333333000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.80000000000000
1.80000000000000 1.80000000000000 3.86111111000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.80000000000000 1.80000000000000 1.80000000000000
4.63888889000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.80000000000000 1.80000000000000
1.80000000000000 5.41666667000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.80000000000000
1.80000000000000 1.80000000000000 6.19444444000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.80000000000000 1.80000000000000 1.80000000000000
6.97222222000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.80000000000000 1.80000000000000
1.80000000000000 7.75000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.80000000000000
1.80000000000000 1.80000000000000 7.83333333000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.78885437600000 1.78885437600000 1.78885437600000
7.91666667000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.75499287200000 1.75499287200000
1.75499287200000 8.00000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.69705627200000
1.69705627200000 1.69705627200000 8.08333333000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.61245154400000 1.61245154400000 1.61245154400000
8.16666667000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.49666294400000 1.49666294400000
1.49666294400000 8.25000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 1.34164077600000
1.34164077600000 1.34164077600000 8.33333333000000
1.00000000000000 4.00000000000000 0.00000000000000E+000
1.13137084800000 1.13137084800000 1.13137084800000
8.41666667000000 1.00000000000000 4.00000000000000
0.00000000000000E+000 0.824621136000000 0.824621136000000
0.824621136000000 8.50000000000000 1.00000000000000
4.00000000000000 0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
<-LHTKVP4 - Vektor/Lage des vorderen Tankpunktes/LH2-Tank 4
0 3 1 3

```

```

24.411000000000000 -7.000000000000000 1.000000000000000
<-LHTKHP4 - Vektor/Lage des hinteren Tankpunktes/LH2-Tank 4
  0 3 1 3
32.911000000000000 -7.000000000000000 1.000000000000000
<-R1GEOLHTK5 - Geometrievektor/LH2-Tank 5
  0 3 1 197
28.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 8.235293788235294E-002
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
0.687184280000000 0.687184280000000 0.687184280000000
0.164705885647059 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 0.942809040000000 0.942809040000000
0.942809040000000 0.247058823529412 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.118033980000000
1.118033980000000 1.118033980000000 0.329411761411765
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.247219120000000 1.247219120000000 1.247219120000000
0.411764709176471 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.343709620000000 1.343709620000000
1.343709620000000 0.494117647058824 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.414213560000000
1.414213560000000 1.414213560000000 0.576470584941177
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.462494060000000 1.462494060000000 1.462494060000000
0.658823532705882 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.490711980000000 1.490711980000000
1.490711980000000 0.741176470588235 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.500000000000000
1.500000000000000 1.500000000000000 1.50980392376471
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.500000000000000 1.500000000000000 1.500000000000000
2.27843137694118 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.500000000000000 1.500000000000000
1.500000000000000 3.04705882023529 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.500000000000000
1.500000000000000 1.500000000000000 3.81568627341176
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.500000000000000 1.500000000000000 1.500000000000000
4.58431372658824 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.500000000000000 1.500000000000000
1.500000000000000 5.35294117976471 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.500000000000000
1.500000000000000 1.500000000000000 6.12156862305882
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.500000000000000 1.500000000000000 1.500000000000000
6.89019607623529 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.500000000000000 1.500000000000000
1.500000000000000 7.65882352941177 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.500000000000000
1.500000000000000 1.500000000000000 7.74117646729412
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.490711980000000 1.490711980000000 1.490711980000000
7.82352941505882 1.000000000000000 4.000000000000000
0.000000000000000E+000 1.462494060000000 1.462494060000000
1.462494060000000 7.90588235294118 1.000000000000000
4.000000000000000 0.000000000000000E+000 1.414213560000000
1.414213560000000 1.414213560000000 7.98823529082353
1.000000000000000 4.000000000000000 0.000000000000000E+000
1.343709620000000 1.343709620000000 1.343709620000000

```

```

8.07058823858823      1.00000000000000      4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.24721912000000      1.24721912000000
1.24721912000000      8.15294117647059      1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 1.11803398000000
1.11803398000000      1.11803398000000      8.23529411435294
1.00000000000000      4.00000000000000      0.00000000000000E+000
0.94280904000000      0.94280904000000      0.94280904000000
8.31764706211765      1.00000000000000      4.00000000000000
0.00000000000000E+000 0.68718428000000      0.68718428000000
0.68718428000000      8.40000000000000      1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
<-LHTKVP5 - Vektor/Lage des vorderen Tankpunktes/LH2-Tank 5
  0  3  1  3
33.01100000000000      7.00000000000000      0.70000000000000
<-LHTKHP5 - Vektor/Lage des hinteren Tankpunktes/LH2-Tank 5
  0  3  1  3
41.41100000000000      7.00000000000000      0.70000000000000
<-R1GEOLHTK6 - Geometrievektor/LH2-Tank 6
  0  3  1 197
28.00000000000000      0.00000000000000E+000 1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000
0.00000000000000E+000 0.00000000000000E+000 8.235293788235294E-002
1.00000000000000      4.00000000000000      0.00000000000000E+000
0.68718428000000      0.68718428000000      0.68718428000000
0.164705885647059      1.00000000000000      4.00000000000000
0.00000000000000E+000 0.94280904000000      0.94280904000000
0.94280904000000      0.247058823529412      1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 1.11803398000000
1.11803398000000      1.11803398000000      0.329411761411765
1.00000000000000      4.00000000000000      0.00000000000000E+000
1.24721912000000      1.24721912000000      1.24721912000000
0.411764709176471      1.00000000000000      4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.34370962000000      1.34370962000000
1.34370962000000      0.494117647058824      1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 1.41421356000000
1.41421356000000      1.41421356000000      0.576470584941177
1.00000000000000      4.00000000000000      0.00000000000000E+000
1.46249406000000      1.46249406000000      1.46249406000000
0.658823532705882      1.00000000000000      4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.49071198000000      1.49071198000000
1.49071198000000      0.741176470588235      1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 1.50000000000000
1.50000000000000      1.50000000000000      1.50980392376471
1.00000000000000      4.00000000000000      0.00000000000000E+000
1.50000000000000      1.50000000000000      1.50000000000000
2.27843137694118      1.00000000000000      4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.50000000000000      1.50000000000000
1.50000000000000      3.04705882023529      1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 1.50000000000000
1.50000000000000      1.50000000000000      3.81568627341176
1.00000000000000      4.00000000000000      0.00000000000000E+000
1.50000000000000      1.50000000000000      1.50000000000000
4.58431372658824      1.00000000000000      4.00000000000000
0.00000000000000E+000 1.50000000000000      1.50000000000000
1.50000000000000      5.35294117976471      1.00000000000000
4.00000000000000      0.00000000000000E+000 1.50000000000000
1.50000000000000      1.50000000000000      6.12156862305882
1.00000000000000      4.00000000000000      0.00000000000000E+000
1.50000000000000      1.50000000000000      1.50000000000000

```

6.89019607623529	1.00000000000000	4.00000000000000
0.00000000000000E+000	1.50000000000000	1.50000000000000
1.50000000000000	7.65882352941177	1.00000000000000
4.00000000000000	0.00000000000000E+000	1.50000000000000
1.50000000000000	1.50000000000000	7.74117646729412
1.00000000000000	4.00000000000000	0.00000000000000E+000
1.49071198000000	1.49071198000000	1.49071198000000
7.82352941505882	1.00000000000000	4.00000000000000
0.00000000000000E+000	1.46249406000000	1.46249406000000
1.46249406000000	7.90588235294118	1.00000000000000
4.00000000000000	0.00000000000000E+000	1.41421356000000
1.41421356000000	1.41421356000000	7.98823529082353
1.00000000000000	4.00000000000000	0.00000000000000E+000
1.34370962000000	1.34370962000000	1.34370962000000
8.07058823858823	1.00000000000000	4.00000000000000
0.00000000000000E+000	1.24721912000000	1.24721912000000
1.24721912000000	8.15294117647059	1.00000000000000
4.00000000000000	0.00000000000000E+000	1.11803398000000
1.11803398000000	1.11803398000000	8.23529411435294
1.00000000000000	4.00000000000000	0.00000000000000E+000
0.94280904000000	0.94280904000000	0.94280904000000
8.31764706211765	1.00000000000000	4.00000000000000
0.00000000000000E+000	0.68718428000000	0.68718428000000
0.68718428000000	8.40000000000000	1.00000000000000
4.00000000000000	0.00000000000000E+000	0.00000000000000E+000
0.00000000000000E+000	0.00000000000000E+000	
<-OLHTK m**2 Bspuelte Oberflaeche/LH2-Tank		
0 3 1 6		
84.7129725986266	84.7129725986266	92.1841024721897
92.1841024721897	75.9163196829797	75.9163196829797
<-VLHTKM m**3 Maximales Volumen im Tank (ohne Berandung)/LH2-Tank		
0 3 1 6		
78.9572967617113	78.9572967617113	81.3986655992187
81.3986655992187	55.8618293327972	55.8618293327972
<-DELTALHTK %l Schlankheitsgrad/LH2-Tank		
0 3 1 6		
51.3513513513513	51.3513513513513	42.3529411764706
42.3529411764706	35.7142857142857	35.7142857142857
<-XDTLHTK %l Maximale relative Dickenruecklage/LH2-Tank		
0 3 1 6		
8.82352941176471	8.82352941176471	8.82352941176471
8.82352941176471	8.82352941176471	8.82352941176471
<-LVKLHTK m Laenge des Tankvorkoerpers/LH2-Tank		
0 3 1 6		
0.652941176470588	0.652941176470588	0.750000000000000
0.750000000000000	0.741176470588235	0.741176470588235
<-VVKLHTKM m**3 Maximales Volumen im Tankvorkoerper (ohne Berandung)/LH2-Tank		
0 3 1 6		
4.92149879050363	4.92149879050363	5.07367210790110
5.07367210790110	3.48193183875566	3.48193183875566
<-LHKLHTK m Laenge des Tankheckkoerpers/LH2-Tank		
0 3 1 6		
0.652941176470589	0.652941176470589	0.750000000000000
0.750000000000000	0.741176470588235	0.741176470588235
<-VHKLHTKM m**3 Maximales Volumen im Tankheckkoerper (ohne Berandung)/LH2-Tank		
0 3 1 6		
4.92149879050364	4.92149879050364	5.07367210790110
5.07367210790110	3.48193183875566	3.48193183875566
<-AQMAXLHTK m**2 Maximale Querschnittsflaeche/LH2-Tank		
0 3 1 6		

```

11.3411494794592    11.3411494794592    10.1787601976309
10.1787601976309    7.06858347057703    7.06858347057703
<-AQ99LHTK m**2 Querschnittsflaeche bei 99% der Tanklaenge/LH2-Tank
0 3 1 6
2.42224564798749    2.42224564798749    2.17398224362310
2.17398224362310    1.50970989140493    1.50970989140493
<-VLHTK m**3 Verfuegbares Tankvolumen/LH2-Tank
0 3 1 6
77.7394764829088    77.7394764648246    78.7814232226474
78.7814232226474    52.8904235383982    52.8904235383982
<-LANLHTK m Verbindungs-laenge am Halteteil/LH2-Tank
0 3 1 6
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
<-DANLHTK m Dicke der Verbindungs-laenge am Halteteil/LH2-Tank
0 3 1 6
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000 0.000000000000000E+000
<-NELHTK - Anzahl der Umstroemungsecken am Halteteil/LH2-Tank
0 2 1 6
0 0 0 0 0 0
<-LHTKVP6 - Vektor/Lage des vorderen Tankpunktes/LH2-Tank 6
0 3 1 3
33.01100000000000 -7.00000000000000 0.700000000000000
<-LHTKHP6 - Vektor/Lage des hinteren Tankpunktes/LH2-Tank 6
0 3 1 3
41.41100000000000 -7.00000000000000 0.700000000000000
**ENDE-DB13

```

Abmessungen zur Bemassung der 2D-Darstellung des Flugzeugs

IFL - Institut fuer Flugzeugbau und Leichtbau/TU Braunschweig, Deutschland

Datum 26.03.2010
 Bearbeiter W.Heinze/L.Hansen
 Projektbezeichnung BWB-LH2-OPT10
 Triebwerksbezeichnung GE90-110B1L

Bemerkungen:

- o Die Abmessungen sind nach Baugruppen geordnet
- o Das globale Koordinatensystem (GKS) des Flugzeugs ist wie folgt definiert:
 - die X-Achse ist parallel zur Rumpfachse ausgerichtet und zeigt in positiver Richtung zum Rumpf-heck
 - die X-Achse laeuft durch den Mittelpunkt des Querschnitts mit der maximalen Hoehe und Breite (im Normalfall ist dies der Auslegungsquerschnitt)
 - die Y-Achse steht senkrecht auf der X-Achse
 - in der Draufsicht zeigt die Y-Achse in positiver Richtung zur rechten Flugzeugseite
 - die Z-Achse steht senkrecht auf der X- und Y-Achse
 - in der Seitenansicht zeigt die Z-Achse in positiver Richtung nach oben
- o Die Bauteile sind gegenueber dem globalen Koordinatensystem (GKS) verschoben, Diese Verschiebung wird durch die Lage des Bauteilbezugspunktes beschrieben.

Anzahl der Bauteile des Flugzeugs

Ruempfe	1
Fluegel	1
Seitenleitwerke	2
Hoeohenleitwerke	0
Triebwerke	4
Triebwerksgondeln	4
Fahrwerksbeine	3
Fahrwerksraeder	14
Fairings	0
Winglets	0
LH2-Tanks	6
externe Tanks	0
LCHx-Tanks	0

A) Allgemeine Daten zum Flugzeugprojekt

	Fluegel Nr. 1
Bezugsflaeche	589.815 m**2
Streckung	10.851
Zuspitzung	0.102
25%-Tiefe-Pfeilung	34.102 Grad
max.rel.Profildicke	9.000 % / 9.000 % / 9.000 % / 9.000 % / 9.000 % /
9.000 % / 9.000 %	
Volumenfaktor	0.000
	Seitenleitwerk Nr. 1
Bezugsflaeche	50.000 m**2

Streckung	2.410
Zuspitzung	0.350
25%-Tiefe-Pfeilung	33.445 Grad
max.rel.Profildicke	11.000 % / 11.000 %
Volumenfaktor	0.024

Seitenleitwerk Nr. 2

Bezugsflaeche	50.000 m**2
Streckung	2.410
Zuspitzung	0.350
25%-Tiefe-Pfeilung	33.445 Grad
max.rel.Profildicke	11.000 % / 11.000 %
Volumenfaktor	0.024

Rumpf Nr. 1

FC-Passagieritze	0
BC-Passagieritze	0
EC-Passagieritze	6
Passagiersitze/Summe	6
Zusatzsitze	1
Toiletten	1
Kuechen	1

Verwendete Container und Frachtpaletten

Containertyp	Anzahl	Laenge mm	Breite mm	Hoehe mm
1	34	3175.	2430.	3050.

Verwendete Tueren

Tuertyp	Anzahl	Breite mm	Hoehe mm
1	2	1070.	1880.
2	4	2720.	3150.

Verwendete Raeder

Radtyp	Anzahl	Reifendurchmesser mm	Reifenbreite mm	Felgendurchmesser mm	Felgenbreite mm
1	2	1092.	445.	430.	400.
2	12	1321.	533.	550.	460.

B) Abmessungen des Flugzeugs

=====

max.Laenge	54977. mm (Fahrwerk ausgefedert)
max.Breite	79999. mm (Fahrwerk ausgefedert)
max.Hoehe	17330. mm (Fahrwerk ausgefedert)
max.Rotierwinkel	14.609 Grad (Gefahr von Bodenberuehrung)

max.Haengewinkel 13.947 Grad (Gefahr von Bodenberuehrung)

X-Abstand/Radstand (Mittelpunkt/FW-Bein i <-> Mittelpunkt/FW-Bein i+1)
Beinpaar 1 24105. mm

Y-Abstand/Spurweite (Mittelpunkt/FW-Bein i <-> Mittelpunkt/FW-Bein i+1)

Beinpaar 1 0. mm

Beinpaar 2 9632. mm

Y-Abstand (Mittelpunkt/TW i <-> Mittelpunkt/TW i+1)

Triebwerkspaar 1 37378. mm

Triebwerkspaar 2 31418. mm

Z-Abstand 5401. mm (X-Achse (Z = 0 m) <-> Bodenflaeche/Fahrwerke eingefedert)

C) Abmessungen der Ruempfe

=====

Abmessungen fuer den Rumpf-Nr. 1

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Punkt in der Ebene des ersten Rumpfschnittes;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 0. mm

Y-Koordinate 0. mm

Z-Koordinate 0. mm

Buglaenge 6311. mm

Mittelteillaenge 39657. mm

Hecklaenge 6559. mm

max.Rumpflaenge 52528. mm

max.Querschnittsbreite 28339. mm

max.Querschnittshoehe 6200. mm

X-, Y- und Z-Koordinaten der eingebauten Tueren

(Bezugspunkt: Bodenpunkt der Tuer auf halber Tuerbreite;
Koordinaten im lokalen Rumpf-KS;
ohne Koordianten des Rumpf-Bezugspunktes)

Nummer	Tuertyp	X-Koordinate mm	Y-Koordinate mm	Z-Koordinate mm
1	1	5023.	-2175.	-116.
2	1	5023.	2175.	-116.
3	2	8911.	3600.	-800.
4	2	14311.	6426.	-800.
5	2	8911.	-3600.	-800.
6	2	14311.	-6426.	-800.

D) Abmessungen der Fluegel

=====

Abmessungen fuer den Fluegel-Nr. 1

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Anfangspunkt der Wurzeltiefe;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate	24215. mm
Y-Koordinate	0. mm
Z-Koordinate	2127. mm

Wurzeltiefe	10302. mm
Tiefe/Fluegel-Rumpf-Anschluss	10302. mm
Aussentiefe	1053. mm
Bezugstiefe (MAC)	8365. mm
Spannweite	80000. mm

Pfeilung (25%-Tiefenlinie)	33.445 Grad
V-Stellung (25%-Tiefenlinie)	1.651 Grad

X-Abstand	29963. mm	(GKS-Ursprung/Rumpfnase <-> MAC-FL)
X-Abstand	45067. mm	(GKS-Ursprung/Rumpfnase <-> Ende/Aussentiefe)
X-Abstand	19819. mm	(Spitze/Wurzeltiefe <-> Spitze/Aussentiefe)

Lage des geometrischen Neutralpunktes
(gezaehlt vom Anfangspunkt der Wurzeltiefe)

X-Koordinate	5747. mm
Y-Koordinate	15880. mm
Z-Koordinate	79. mm

F) Abmessungen der Seitenleitwerke

=====

Abmessungen fuer das Seitenleitwerk-Nr. 1

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Anfangspunkt der Wurzeltiefe;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate	44580. mm
Y-Koordinate	9334. mm
Z-Koordinate	1383. mm

Wurzeltiefe	6748. mm
Aussentiefe	2362. mm
Bezugstiefe (MAC)	4907. mm
Spannweite	10977. mm
Leitwerkshebelarm	25532. mm (MAC-FL <-> MAC-SLW)

Pfeilung (25%-Tiefenlinie)	33.445 Grad
----------------------------	-------------

X-Abstand	49181. mm	(GKS-Ursprung/Rumpfnase <-> MAC-SLW)
X-Abstand	54977. mm	(GKS-Ursprung/Rumpfnase <-> Ende/Aussentiefe)
X-Abstand	8041. mm	(Spitze/Wurzeltiefe <-> Spitze/Aussentiefe)
Z-Abstand	16836. mm	(Ende/Aussentiefe <-> Bodenflaeche/Fahrwerke eingefedert)

Lage des geometrischen Neutralpunktes
(gezaehlt vom Anfangspunkt der Wurzeltiefe)

X-Koordinate	4601. mm
--------------	----------

Y-Koordinate	894. mm
Z-Koordinate	4206. mm

Abmessungen fuer das Seitenleitwerk-Nr. 2

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Anfangspunkt der Wurzeltiefe;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate	44580. mm
Y-Koordinate	-9334. mm
Z-Koordinate	1383. mm

Wurzeltiefe	6748. mm
Aussentiefe	2362. mm
Bezugstiefe (MAC)	4907. mm
Spannweite	10977. mm
Leitwerkshebelarm	25532. mm (MAC-FL <-> MAC-SLW)

Pfeilung (25%-Tiefenlinie) 33.445 Grad

X-Abstand	49181. mm	(GKS-Ursprung/Rumpfnase <-> MAC-SLW)
X-Abstand	54977. mm	(GKS-Ursprung/Rumpfnase <-> Ende/Aussentiefe)
X-Abstand	8041. mm	(Spitze/Wurzeltiefe <-> Spitze/Aussentiefe)
Z-Abstand	16836. mm	(Ende/Aussentiefe <-> Bodenflaeche/Fahrwerke eingefedert)

Lage des geometrischen Neutralpunktes

(gezaehlt vom Anfangspunkt der Wurzeltiefe)

X-Koordinate	4601. mm
Y-Koordinate	-894. mm
Z-Koordinate	4206. mm

G) Abmessungen der Triebwerke

=====

Abmessungen fuer das Triebwerk-Nr. 1

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Triebwerksschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate	20855. mm
Y-Koordinate	18689. mm
Z-Koordinate	25. mm

max.Laenge	5757. mm
max.Durchmesser	2320. mm

Z-Abstand 5426. mm (Bezugspunkt/TW <-> Bodenflaeche (Fahrwerke eingefedert))

Abmessungen fuer das Triebwerk-Nr. 2

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Triebwerksschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 20855. mm
Y-Koordinate 15709. mm
Z-Koordinate 25. mm

max.Laenge 5757. mm
max.Durchmesser 2320. mm

Z-Abstand 5426. mm (Bezugspunkt/TW <-> Bodenflaeche (Fahrwerke eingefedert))

Abmessungen fuer das Triebwerk-Nr. 3

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Triebwerksschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 20855. mm
Y-Koordinate -15709. mm
Z-Koordinate 25. mm

max.Laenge 5757. mm
max.Durchmesser 2320. mm

Z-Abstand 5426. mm (Bezugspunkt/TW <-> Bodenflaeche (Fahrwerke eingefedert))

Abmessungen fuer das Triebwerk-Nr. 4

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Triebwerksschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 20855. mm
Y-Koordinate -18689. mm
Z-Koordinate 25. mm

max.Laenge 5757. mm
max.Durchmesser 2320. mm

Z-Abstand 5426. mm (Bezugspunkt/TW <-> Bodenflaeche (Fahrwerke eingefedert))

H) Abmessungen der Triebwerksgondeln

Abmessungen fuer die Triebwerksgondel-Nr. 1

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Gondelschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 20005. mm
Y-Koordinate 18689. mm
Z-Koordinate 25. mm

max.Laenge 5946. mm

max.Durchmesser	2820. mm
max.Diameter	2820. mm
Nick-Einbauwinkel	0.000 Grad
Gier-Einbauwinkel	0.000 Grad

Abmessungen fuer die Triebwerksgondel-Nr. 2

Lage des Bezugspunktes
(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Gondelschnittes;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate	20005. mm
Y-Koordinate	15709. mm
Z-Koordinate	25. mm

max.Laenge	5946. mm
max.Durchmesser	2820. mm
max.Diameter	2820. mm

Nick-Einbauwinkel	0.000 Grad
Gier-Einbauwinkel	0.000 Grad

Abmessungen fuer die Triebwerksgondel-Nr. 3

Lage des Bezugspunktes
(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Gondelschnittes;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate	20005. mm
Y-Koordinate	-15709. mm
Z-Koordinate	25. mm

max.Laenge	5946. mm
max.Durchmesser	2820. mm
max.Diameter	2820. mm

Nick-Einbauwinkel	0.000 Grad
Gier-Einbauwinkel	0.000 Grad

Abmessungen fuer die Triebwerksgondel-Nr. 4

Lage des Bezugspunktes
(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Gondelschnittes;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate	20005. mm
Y-Koordinate	-18689. mm
Z-Koordinate	25. mm

max.Laenge	5946. mm
max.Durchmesser	2820. mm
max.Diameter	2820. mm

Nick-Einbauwinkel	0.000 Grad
Gier-Einbauwinkel	0.000 Grad

I) Abmessungen der Fahrwerke

=====

X-, Y- und Z-Koordinaten der Beinanschlusspunkte im Flugzeug
(gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

Nummer	X-Koordinate mm	Y-Koordinate mm	Z-Koordinate mm
1	4785.	0.	-1883.
2	28890.	4816.	-2293.
3	28890.	-4816.	-2293.

X-, Y- und Z-Koordinaten der Raeder/Fahrwerk ausgefahren
(Bezugspunkt: Mittelpunkt des Rades;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

Nummer	Radtyp	X-Koordinate mm	Y-Koordinate mm	Z-Koordinate mm
1	1	4785.	-422.	-5053.
2	1	4785.	422.	-5053.
3	2	27410.	4300.	-5073.
4	2	27410.	5333.	-5073.
5	2	28890.	4300.	-5073.
6	2	28890.	5333.	-5073.
7	2	30370.	4300.	-5073.
8	2	30370.	5333.	-5073.
9	2	27410.	-5333.	-5073.
10	2	27410.	-4300.	-5073.
11	2	28890.	-5333.	-5073.
12	2	28890.	-4300.	-5073.
13	2	30370.	-5333.	-5073.
14	2	30370.	-4300.	-5073.

J) Abmessungen der LH2-Tanks

=====

Abmessungen fuer den LH2-Tank-Nr. 1

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Tankschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 16911. mm
Y-Koordinate 7000. mm
Z-Koordinate 1100. mm

max.Tanklaenge 7400. mm
max.Tankhoehe 3800. mm
max.Tankbreite 3800. mm

Abmessungen fuer den LH2-Tank-Nr. 2

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Tankschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 16911. mm
Y-Koordinate -7000. mm
Z-Koordinate 1100. mm

max.Tanklaenge 7400. mm
max.Tankhoehe 3800. mm
max.Tankbreite 3800. mm

Abmessungen fuer den LH2-Tank-Nr. 3

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Tankschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 24411. mm
Y-Koordinate 7000. mm
Z-Koordinate 1000. mm

max.Tanklaenge 8500. mm
max.Tankhoehe 3600. mm
max.Tankbreite 3600. mm

Abmessungen fuer den LH2-Tank-Nr. 4

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Tankschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 24411. mm
Y-Koordinate -7000. mm
Z-Koordinate 1000. mm

max.Tanklaenge 8500. mm
max.Tankhoehe 3600. mm
max.Tankbreite 3600. mm

Abmessungen fuer den LH2-Tank-Nr. 5

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Tankschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 33011. mm
Y-Koordinate 7000. mm
Z-Koordinate 700. mm

max.Tanklaenge 8400. mm
max.Tankhoehe 3000. mm
max.Tankbreite 3000. mm

Abmessungen fuer den LH2-Tank-Nr. 6

Lage des Bezugspunktes

(Bezugspunkt: Mittelpunkt des ersten Tankschnitts;
gezaehlt vom GKS-Ursprung/Rumpfnase)

X-Koordinate 33011. mm

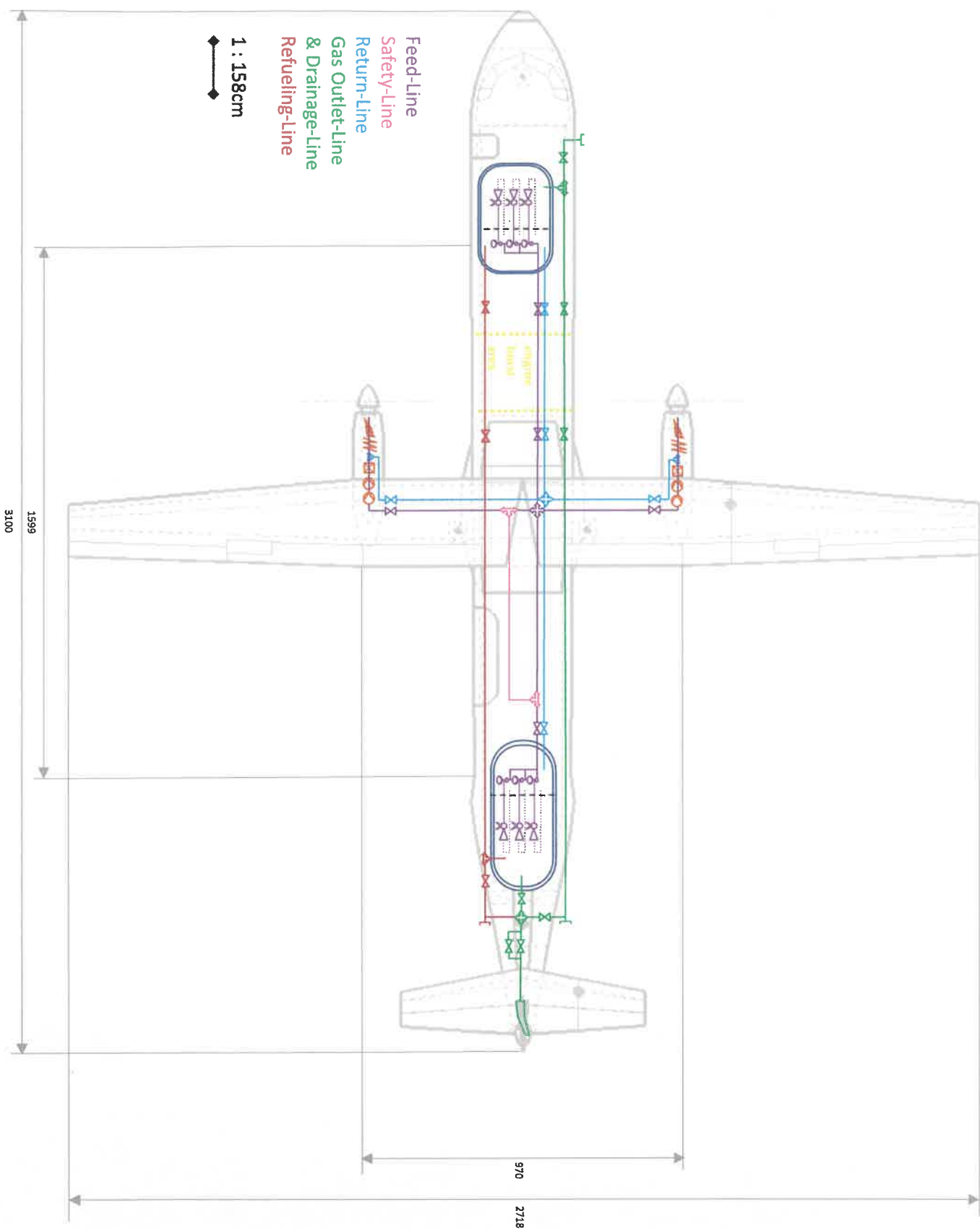
Y-Koordinate -7000. mm

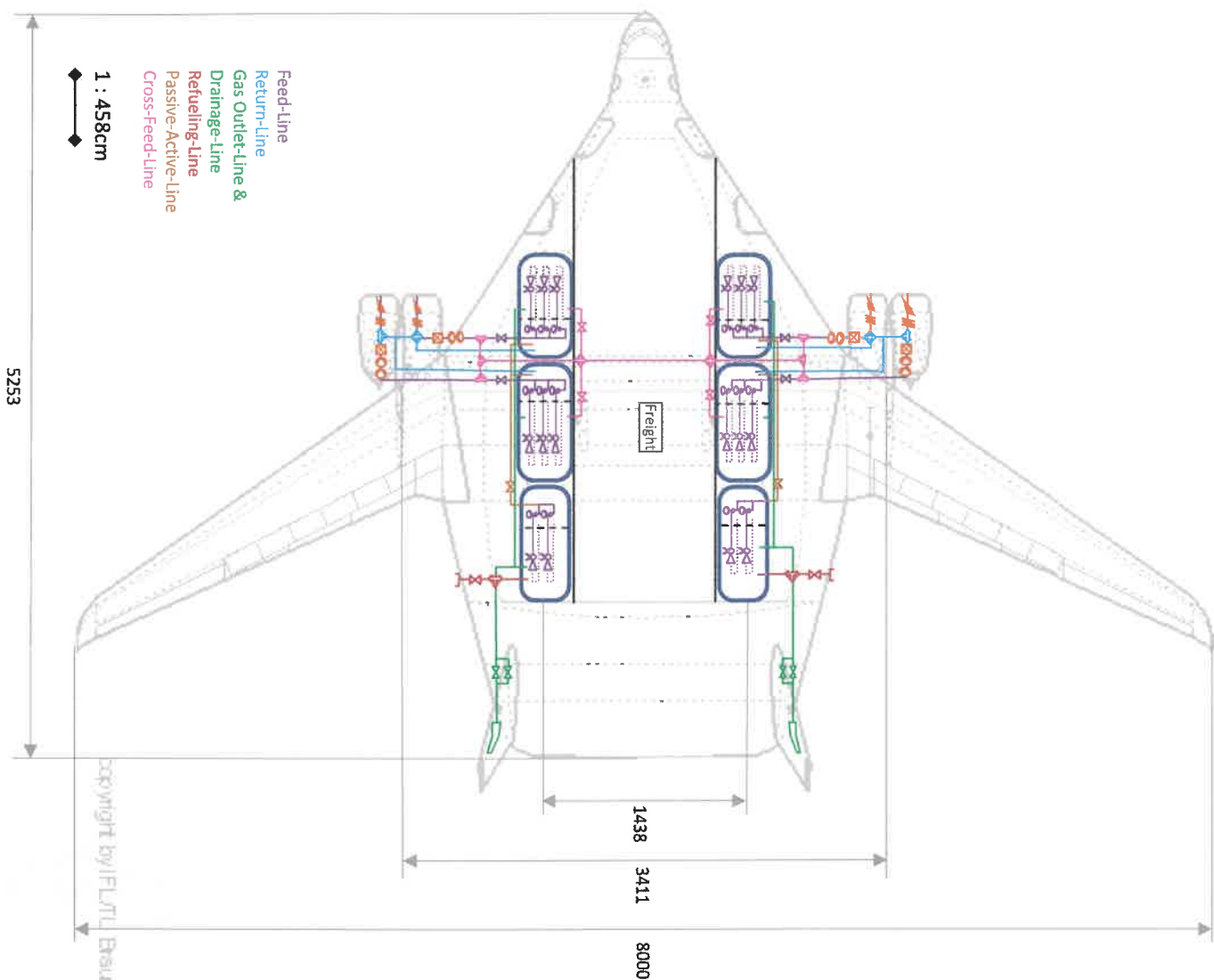
Z-Koordinate 700. mm

max.Tanklaenge 8400. mm

max.Tankhoehe 3000. mm

max.Tankbreite 3000. mm





1 : 458cm



