



Christoph Krenn, BSc

Konzeption und Entwicklung eines Tanksystems zur Speicherung von Flüssigwasserstoff (LH2) für ein kleines Flugtriebwerk

MASTERARBEIT

zur Erlangung des akademischen Grades

Master of Science

Masterstudium Maschinenbau

eingereicht an der

Technischen Universität Graz

Betreuer

Dr.-Ing., Oliver Borm

Institut für Thermische Turbomaschinen und Maschinendynamik

Institutsvorstand: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Franz Heitmeir

EIDESSTATTLICHE ERKLÄRUNG

AFFIDAVIT

Ich erkläre an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst, andere als die angegebenen Quellen/Hilfsmittel nicht benutzt, und die den benutzten Quellen wörtlich und inhaltlich entnommenen Stellen als solche kenntlich gemacht habe. Das in TUGRAZonline hochgeladene Textdokument ist mit der vorliegenden Masterarbeit identisch.

I declare that I have authored this thesis independently, that I have not used other than the declared sources/resources, and that I have explicitly indicated all material which has been quoted either literally or by content from the sources used. The text document uploaded to TUGRAZonline is identical to the present master's thesis.

Datum / Date

Unterschrift / Signature

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	xi
Tabellenverzeichnis	xiii
Nomenklatur	xv
Danksagungen	13
Zusammenfassung	15
Abstract	17
1 Einleitung	19
1.1 Thermodynamik des Wasserstoff	19
1.2 Speicherung und Transport	20
1.3 Wasserstoff in der Luftfahrt	23
1.4 Aufgabenstellung	24
1.4.1 Lastenheft des Tanksystems	25
1.4.2 KJ 66	25
2 Möglichkeiten der Entnahme und Erwärmung des Wasserstoffs	29
2.1 Entnahme des Wasserstoffs aus dem LH2 Tank	29
2.2 Realisierung der Wasserstoffverdampfung im Tank	31
2.3 Aggregatzustand des Wärmeträgers	32
2.4 Mögliche Wärmeträger	34
3 Varianten des Tanksystems	37
3.1 Variante 1	37
3.2 Variante 2	38
3.3 Variante 3	39
3.4 Variante 4	40
3.5 Entscheidung für weiter zu behandelnde Varianten	41
4 Modellierung der Einzelkomponenten	43
4.1 Flugmission - Treibstoffverbrauch	43
4.1.1 Mathematisches Modell	43
4.1.2 Anwendungsbeispiel	43
4.2 LH2 Tank	47
4.2.1 Mathematisches Modell	47
4.2.2 Anwendungsbeispiel	51
4.2.3 Testfile	54
4.3 Rohrleitung	55
4.3.1 Mathematisches Modell	55
4.3.2 Anwendungsbeispiel	60
4.4 Wärmetauschersystem am Triebwerk	62
4.4.1 Mathematisches Modell	63
4.4.2 Anwendungsbeispiel	68
4.5 Verdichter	70
4.5.1 Mathematisches Modell	71
4.5.2 Anwendungsbeispiel	72
4.6 PID-Regler	73
4.6.1 Mathematisches Modell	73

4.6.2	Anwendungsbeispiel	74
4.7	Proportionalventil	76
4.7.1	Mathematisches Modell	77
4.7.2	Anwendungsbeispiel	77
4.8	Gassammler	78
4.8.1	Mathematisches Modell	78
4.8.2	Anwendungsbeispiel	79
4.9	Wärmetauscher im LH2 Tank	80
4.9.1	Mathematisches Modell	81
4.9.2	Anwendungsbeispiel	85
5	Simulation der favorisierten Varianten	89
5.1	Festlegen der Lastzustände	89
5.2	Simulation von Variante 2	91
5.2.1	Aufbau des Simulationsfiles der Variante 2	91
5.2.2	Ergebnis der Simulation von Variante 2	91
5.3	Simulation von Variante 4	97
5.3.1	Aufbau des Simulationsfiles der Variante 4	97
5.3.2	Ergebnisse der Simulation von Variante 4	98
5.4	Ergebnisinterpretation, Entscheidung	102
6	Konstruktive Umsetzung des Tanksystems	103
6.1	Festlegung der Flugmission	103
6.2	LH2 Tank	104
6.2.1	Tankgröße	105
6.2.2	Werkstoffwahl	106
6.2.3	Festigkeitsberechnung des Tanks	107
6.2.4	Tankisolation	108
6.2.5	Konstruktive Umsetzung	110
6.3	Rohrleitungssystem	115
6.4	Systemvereinfachung zur Gewichtsreduktion	115
6.5	Ventile	116
6.5.1	Sicherheitsventil, Boil-Off Ventil	116
6.5.1.1	Berechnung	117
6.5.2	Schaltventil	120
6.5.2.1	Auslegung	120
6.6	Wärmetauschersystem-Triebwerk	122
6.7	Wärmetauschersystem-Tank	124
6.8	Temperaturmessung	126
6.9	Aufbau der Gesamtkonstruktion mit Trägerflugzeug	128
6.9.1	Anordnung der Komponenten	128
6.9.2	Masse, Abmessungen und Anschaffungskosten des LH2 Tanksystems	131
6.9.3	Aerodynamische Auslegung des Trägerflugzeuges	134
6.9.3.1	Start und Steigflug	136
6.9.3.2	Horizontalflug bei neutraler Klappenstellung	137
6.9.3.3	Hochgeschwindigkeitsflug	139
6.9.4	Gesamtkonstruktion mit Trägerflugzeug	140
7	Simulation des LH2-Tanksystems	143
7.1	Aufbau der Simulation	143
7.2	Ergebnis der Simulation	144
7.2.1	Verhältnisse im Tank	144
7.2.2	Massenströme während der Flugmission	145
7.2.3	Wärmeströme im Tanksystem	146
7.2.4	Strömungsgeschwindigkeiten	147
7.2.5	Oberflächentemperaturen	148
7.2.6	Austrittstemperatur und Austrittsdruck	149
7.3	Druckaufbau	149
7.4	Anfahrvorgang	150
8	Interpretation der Ergebnisse	153
A	Datenblätter	155
A.1	Datenblatt Sicherheitsventil Herose 06800	156
A.2	Datenblatt Schaltventil Asco-Numatics SCE263-209LT	159
A.3	Datenblatt Temperaturmesssonde OPTITEMP TRA-S 22	161

B Angebote	166
B.1 Angebot Sicherheitsventil Herose 06800	167
B.2 Angebot Schaltventil Asco-Numatics SCE263-209LT	170
B.3 Angebot Temperaturmesssonde OPTITEMP TRA-S 22	173
B.4 Angebot Armaturen	177
Literaturverzeichnis	184

Abbildungsverzeichnis

1.1	Ts-Diagramm für Gleichgewichtswasserstoff [18, Abbildung 3-3]	20
1.2	Toyota CGH2 Tank [13]	21
1.3	200 bar Hydrogen Storage Manifold Cylinder Packs (MCP) [10]	22
1.4	LH2 Tank für mobile Anwendungen: [8]	22
1.5	Anlieferung von LH2 an LH2-Tankstelle [2]	22
1.6	Treibstoffsystem einer mit LH2 ausgestatteten B-57 [7]	23
1.7	Tupolev 155 [14]	24
1.8	Mögliche Tankplatzierung für eine kleine Passagiermaschine [15]	24
1.9	Schnittzeichnung KJ66	26
1.10	Schub vs. Kraftstoffverbrauch KJ66	26
2.1	Gasförmige Entnahme aus dem LH2 Tank	30
2.2	Flüssige Entnahme aus dem LH2 Tank	30
2.3	Rückführung von überhitztem Wasserstoff in den Tank	31
2.4	Verdampfung durch im Tank befindlichen Wärmetauscher	32
3.1	Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 1	38
3.2	Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 2	39
3.3	Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 3	40
3.4	Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 4	41
4.1	Kennlinie des Triebwerks	46
4.2	Daten der Flugmission	46
4.3	Darstellung der ein- und austretenden Massen- und Energieströme des LH2 Tanks	47
4.4	Wärmeeintrag über die Zylinderfläche des Tanks	49
4.5	Wärmeeintrag über die obere und untere Deckfläche des zylinderförmigen Tanks	50
4.6	Schematische Darstellung der stückweisen Berechnung bei COOLinsulatetedPipe	56
4.7	Schematische Darstellung der stückweisen Berechnung bei hot-pipe	56
4.8	Darstellung der Wärmeübertragung vom Wasserstoff an die Umgebung oder umgekehrt durch den Rohrquerschnitt	57
4.9	Schematischer Aufbau des Wärmetauschers	63
4.10	Schematisches Schnittbild durch Brennkammer und Wärmetauscher	64
4.11	Abgewickelt dargestelltes Brennkammeraußengehäuse mit Rohrleitung	65
4.12	Einstufiger adiabater Kolbenverdichter	71
4.13	Isentrope Verdichtung	72
4.14	Verlauf von Soll- und Istwert beim gewählten Anwendungsbeispiel	76
4.15	Darstellung des Proportionalventils	76
4.16	Schematische Darstellung des Gassammlers	78
4.17	Schematische Darstellung des im LH2 Tank befindlichen Wärmetauschers und der Verdampfung von LH2	81
4.18	Wärmeübertragung durch das in Schichten aufgebaute Aluminiumrohr	82
5.1	Triebwerkschub und Kraftstoffverbrauch bei gewählter Flugmission der Variantensimulation	90
5.2	Aufbau und Informationstransport der Simulation von Variante 2	92
5.3	Verhältnisse im Tank über der Zeit	92
5.4	Massenströme im Tanksystem	93
5.5	Verhältnis des Massenstroms 1 zum Gesamtmassenstrom in Prozent	94
5.6	Wärmeströme in den Wärmetauschern	94
5.7	Wärmeströme aus der Umgebung	95
5.8	Strömungsgeschwindigkeiten im Tanksystem	96

5.9	Austrittstemperaturen aus den Bauelementen und Austrittsdruck aus dem Tank-system	96
5.10	Aufbau und Informationstransport der Simulation von Variante 4	97
5.11	Verhältnisse im Tank über der Zeit	98
5.12	Massenströme während der Flugmission	99
5.13	Verdichterdrehzahl während der Flugmission	99
5.14	Wärmeströme in den Wärmetauschern	100
5.15	Wärmeströme aus der Umgebung	100
5.16	Strömungsgeschwindigkeiten im Tanksystem	101
5.17	Austrittstemperaturen aus den Bauelementen und Austrittsdruck aus dem Tank-system	102
6.1	Triebwerksschub und Kraftstoffverbrauch der gewählten Flugmission	104
6.2	Verbrauchter Kraftstoff während der Flugmission	104
6.3	Veränderungen der Zustände im Tank bei Betrieb im Leerlauf	108
6.4	Veränderung der Oberflächentemperatur des Aluminiumtanks bei Betrieb im Leerlauf	109
6.5	Veränderung der Oberflächentemperatur der Tankisolation bei Betrieb im Leerlauf	109
6.6	Wärmeeintrag über die Tankoberfläche bei Betrieb im Leerlauf	110
6.7	LH2 Tank	111
6.8	Innenleben des LH2 Tanks	112
6.9	Schwallblechhalterung	112
6.10	Als Frästeil ausgeführter Deckel des Doms mit Anschlüssen und Wärmetauscher	113
6.11	Explosionszeichnung des Aluminiumtanks und der Komponenten der Tank-isolation	113
6.12	Abmessungen des LH2 Tanks	114
6.13	Vereinfachte Version der Variante 2 zur Gewichtsreduktion	116
6.14	Verhältnisse im Tank bei Isolationsbruch	118
6.15	Temperatur an der zylindrischen Tankoberfläche beim Bruch der Tankisolation .	119
6.16	Temperaturen an den stirnseitigen Tankoberflächen beim Bruch der Tankisolation	119
6.17	Wärmeströme durch die Tankfläche beim Bruch der Tankisolation	120
6.18	Schnittansicht KJ 66	122
6.19	Wärmetauscher 1 und 2 auf dem Brennkammeraußengehäuse	123
6.20	Abdeckung des Wärmetauschers	123
6.21	Wärmetauschersystem am Triebwerk	124
6.22	Wärmetauscher im Tank, Seitenansicht	125
6.23	Wärmetauscher im Tank, Frontansicht	125
6.24	Temperaturmessstecken mit GH2 Zu- und Ableitung	127
6.25	Darstellung des im Rohr befindlichen Thermometers	127
6.26	Aufbau und Informationstransport der Gesamtkonstruktion des LH2 Tanksystems	128
6.27	Konstruktive Ausführung des LH2 Tanksystems	129
6.28	Entnahme des gasförmigen Wasserstoffs aus dem Tank und Einleitung in den Wärmetauscher 1	129
6.29	Austritt des GH2 aus dem Wärmetauscher 1 und Einleitung in den Wärmetauscher im Tank	130
6.30	Temperaturmessstrecke und Schaltstrecke zur Zufuhr in den zweiten Wärmetauscher	130
6.31	Austritt aus Wärmetauscher 2 und Einleitung in das Triebwerk	131
6.32	Abmessungen des Tanksystems	133
6.33	3-D Darstellung der Flügelflächen im Programm FLZ-Vortex [5]	134
6.34	Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang des Höhenleitwerks	137
6.35	Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang der Tragflächen	137
6.36	3-D Darstellung der Strömungsverhältnisse beim Start	137
6.37	Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang des Höhenleitwerks	138
6.38	Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang der Tragflächen	138
6.39	3-D Darstellung der Strömungsverhältnisse beim Horizontalflug	138
6.40	Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang des Höhenleitwerks beim Hochgeschwindigkeitsflug	139
6.41	Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang der Tragflächen beim Hochgeschwindigkeitsflug	139
6.42	3-D Darstellung der Strömungsverhältnisse beim Hochgeschwindigkeitsflug	140
6.43	Konstruktive Ausführung des Trägerflugzeuges	140
6.44	Einzelkomponenten des Trägerflugzeuges	141
6.45	Konstruktion der Rohrverkleidung	141
6.46	Konstruktion der Rohrverkleidung	141
6.47	Abmessungen des Trägerflugzeuges	142
7.1	Aufbau und Informationstransport der Simulation des LH2-Tanksystems	143

7.2	Verhältnisse im Tank über der Zeit	144
7.3	Massenströme im Tanksystem, erster Abschnitt	145
7.4	Massenströme im Tanksystem, letzter Abschnitt	145
7.5	Wärmeströme in den Wärmetauschern	146
7.6	Thermische Leistung des Triebwerks	146
7.7	Austrittsgeschwindigkeiten aus den Komponenten des Tanksystems	147
7.8	Mach-Zahlen der Massenströme	148
7.9	Oberflächentemperaturen der isolierten Bauteile	148
7.10	Austrittstemperatur und Austrittsdruck aus dem Tanksystem	149
7.11	Druckaufbau im LH2-Tanksystem	150
7.12	Temperaturentwicklungen der Rohrabschnitte und des austretenden Wasserstoffs	151

Tabellenverzeichnis

1.1	Eigenschaften des Wasserstoffs, [18, Tabelle 3-2]	19
1.2	Triebwerkskennwerte	27
1.3	Oberflächentemperatur des Brennkammergehäuses	27
2.1	Kennwerte von Helium 4 [21]	34
2.2	Kennwerte von Neon [22]	35
2.3	Kennwerte von Wasserstoff [19]	35
5.1	Flugphasen bei den Simulationen der Varianten 2 und 4	89
6.1	Dauer der Flugphasen	103
6.2	Dauer der Flugmission und verbrauchter Wasserstoff	104
6.3	Eingabedaten bei der finalen Version der Tankgrößenberechnung	106
6.4	Eckdaten der Befüllung des Tanks und der Massenverhältnisse zwischen flüssiger und gasförmiger Phase	106
6.5	Festigkeitswerte für Basismaterial <i>Al6061 T6</i> , [1]; Festigkeitswerte Schweißnaht <i>Al6061, Weld in T6 temper plate 5356 filler metal, longitudinal specimen as welded</i> , Quelle: Magna Steyr Aerospace	106
6.6	Stützwerte zur Berechnung des Wärmestroms aus der Umgebung, Quelle Aluminium 6061: [9], Quelle Polyurethan: Magna Steyr Aerospace	108
6.7	Eckdaten der Berechnung	108
6.8	Verwendete Aluminiumrohre und zulässiger Betriebsdruck [11]	115
6.9	Überschlägige Berechnung der Masse einer Massenstromteilung	115
6.10	Eckdaten des gewählten Sicherheitsventils [6]	117
6.11	Eckdaten der Überprüfung des Sicherheitsventils	118
6.12	Eckdaten des im Tanksystem verwendetes Schaltventils [3]	120
6.13	Werte für die Druckverlustrechnung	122
6.14	Temperaturmesssonde	126
6.15	Stückliste des LH2 Tanksystems	132
6.16	Aufbau der Tragfläche	135
6.17	Aufbau des Höhenleitwerks	135
6.18	Aufbau des Seitenleitwerks	135
6.19	Klappen- und Einstellwinkel beim Startvorgang	136
6.20	Ergebnis der Berechnung beim Startvorgang	136
6.21	Klappen- und Einstellwinkel beim Horizontalflug	138
6.22	Ergebnis der Berechnung für den Horizontalflug mit neutraler Klappenstellung	138
6.23	Klappen- und Einstellwinkel beim Hochgeschwindigkeitsflug	139
6.24	Ergebnis der Berechnung für den Hochgeschwindigkeitsflug	139
6.25	Eckdaten des Trägerflugzeuges	141

Nomenklatur

\dot{Q}_{zyl}	eingebraachte Wärmeleistung über die Zylinderfläche des Tanks, [W]
$flowtime_{piece}$	Durchlaufzeit durch das Berechnungsstück, [s]
A_0	geometrischer Austrittsquerschnitt des Sicherheitsventils, [mm^2]
A_{lower}	Fläche der rechten Deckfläche des Zylinders, [m^2]
A_{pipe}	Innenquerschnittfläche der Rohrleitung, [m^2]
A_{rel}	für die Berechnung relevanter Austrittsquerschnitt des Sicherheitsventils, [mm^2]
$A_{surface}$	Oberfläche der Rohrrinnenwand des betrachteten Berechnungsstücks, [m^2]
A_{upper}	Fläche der linken Deckfläche des Zylinders, [m^2]
A_{wt}	Innenquerschnittsfläche der Wärmetauscherleitung, [m^2]
D_a	äußerer Manteldurchmesser, [mm]
D_{value}	Differentialglied
F_T	Faktor zur Berücksichtigung der Temperatur des Gases
$Gr_{außen}$	Grashofzahl an der Außenwand des Berechnungsstücks
I_{value}	Integrationsglied
K_d	anzugebender Faktor für das Differentialglied
K_i	anzugebender Faktor für das Integrationsglied
K_p	anzugebender Faktor für das Proportionalglied
K_v	Durchflusskoeffizient, [m^3/h]
P_1	Eintrittsdruck in das Schaltventil, [bar]
P_{WT}	Übertragene Wärmeleistung des Wärmeträgers, [kW]
P_{ein}	übertragene Wärmeleistung im betrachteten Berechnungsstück des Wärmetauschers, [W]
P_{value}	Proportionalglied
$P_{verdichter}$	Leistungsaufnahme des Verdichters, [W]
Pr_m	Prandtlzahl in dem betrachteten Berechnungsstück des Wärmetauschers, berechnet mit der angenommenen mittleren Temperatur T_m
$Pr_{außen}$	Prandtlzahl von Wasserstoff mit der Temperatur T_{m-wand} und dem Druck p_{Tank}
Pr_{innen}	Prandtlzahl des Wasserstoffs an der gasführenden Seite des im Tank befindlichen Wärmetauschers
Q_{n-H2}	Volumenstrom an Wasserstoff in Normkubikmeter pro Stunde, [nm^3/h]

Re_m	Reynoldszahl in dem betrachteten Berechnungsstück des Wärmetauschers, berechnet mit der angenommenen mittleren Temperatur T_m
Re_{wt}	Reynoldszahl im betrachteten Berechnungsstück des Wärmetauschers
$T1_{0\%}$	Temperatur am turbinenseitigen Brennkammergehäuserand bei Leerlauf, [°C]
$T1_{100\%}$	Temperatur am turbinenseitigen Brennkammergehäuserand bei Volllast, [°C]
$T1_{50\%}$	Temperatur am turbinenseitigen Brennkammergehäuserand bei 50% Last, [°C]
$T2_{0\%}$	Temperatur am verdichterseitigen Brennkammergehäuserand bei Leerlauf, [°C]
$T2_{100\%}$	Temperatur am verdichterseitigen Brennkammergehäuserand bei Volllast, [°C]
$T2_{50\%}$	Temperatur am verdichterseitigen Brennkammergehäuserand bei 50% Last, [°C]
T_1	Eintrittstemperatur des Wasserstoffs in das Schaltventil, [K]
T_2	Austrittstemperatur des Wasserstoffs aus dem Schaltventil, [K]
T_{H2-aus}	Austrittstemperatur des Wasserstoffs aus dem Berechnungsstück, [K]
T_{H2-ein}	Eintrittstemperatur des Wasserstoffs in das Berechnungsstück, [K]
T_{LH2}	Temperatur des im Tank befindlichen, flüssigen Wasserstoffs, [K]
$T_{wand-außen}$	Wandtemperatur an der Rohraußenfläche des betrachteten Berechnungsstücks, [K]
T_{aus}	Austrittstemperatur, [K]
T_{ein}	Eintrittstemperatur, [K]
T_{env}	Umgebungstemperatur, [K]
$T_{gehäuse-init}$	mittlere Oberflächentemperatur des Brennkammeraußengehäuses im Bereich des momentanen Berechnungsstückes, [°C]
T_{m-wand}	mittlere Temperatur zwischen den flüssigen Wasserstoff und der Wärmetauscherwand, [K]
T_m	mittlere Temperatur zwischen Ein- und Austritt eines Berechnungsstücks, [K]
$T_{w-isol1}$	mittlere Wandtemperatur der Außenfläche der ersten Isolationsschicht, [K]
$T_{w-isol2}$	mittlere Wandtemperatur der Außenfläche der zweiten Isolationsschicht, [K]
$T_{w-isol3}$	mittlere Wandtemperatur der Außenfläche der letzten Isolationsschicht, [K]
T_{w-pipe}	mittlere Wandtemperatur der Außenfläche der Aluminiumrohrleitung, [K]
$T_{wand-init}$	Wandtemperatur des Berechnungsstücks an der Innenfläche der Rohrleitung des Wärmetauschers, [K]
T_{w1}	Wandtemperatur der Außenfläche der ersten Rohrschicht, [K]
T_{w2}	mittlere Wandtemperatur der Außenfläche der zweiten Rohrschicht, [K]
T_{w3}	mittlere Wandtemperatur der Außenfläche der dritten Rohrschicht, [K]
V_{Tank}	Tankvolumen, [m^3]
$V_{verdichter}$	Hubvolumen des Verdichters, [m^3]

ΔT_{WT}	Temperaturdifferenz des Wärmeträgers zwischen Vor- und Rücklauf, [K]
Δh	spezifische Enthalpiedifferenz bei der Verdichtung, [J/kg]
Δh_{is}	spezifische Enthalpiedifferenz bei Isentroper Verdichtung, [J/kg]
Δp	Druckverlust im Berechnungsstück, = $f(T_m, p_{ein}, w_{m-H2})$ (Berechnung laut [16, Lab]), oder innerhalb eines Bauteils, [Pa]
Δt	Zeitschritt, [s]
$\alpha_{au\beta en}$	Wärmeübergangszahl an der Außenfläche, [W/m ² K]
α_{innen}	Wärmeübergangszahl an der gasführenden Seite des im Tank befindlichen Wärmetauschers, [W/m ² K]
α_{wt-m}	Wärmeübergangszahl von Wärmetauscherinnenfläche zum gasförmigen Wasserstoff, in dem betrachteten Berechnungsstück, [W/m ² K]
α_{wt}	Gangwinkel der Wärmetauscherspirale [°]
α_w	Ausflussziffer des Sicherheitsventils
\dot{Q}	Wärmestrom über die Systemgrenze, [W]
\dot{Q}_{gesamt}	gesamte übertragene Wärmeleistung der Rohrleitung, [W]
\dot{Q}_{lower}	eingebrachte Wärmeleistung über die rechte Deckfläche des Tanks, [W]
\dot{Q}_{upper}	eingebrachte Wärmeleistung über die linke Deckfläche des Tanks, [W]
\dot{V}_{WT}	Volumenstrom des Wärmeträgers, [$\frac{m^3}{s}$]
\dot{W}_t	mechanische Leistung, [W]
\dot{m}_1	aus dem Proportionalventil austretender Massenstrom Nr. 1, [kg/s]
\dot{m}_2	aus dem Proportionalventil austretender Massenstrom Nr. 2, [kg/s]
\dot{m}_{H2}	Wasserstoffmassenstrom, [kg/s]
\dot{m}_{WT}	Massenstrom des Wärmeträgers, [kg/s]
\dot{m}_{aus-H2}	austretender Wasserstoffmassenstrom, konstant im Zeitraum $t \in [0, \Delta t]$, [kg/s]
\dot{m}_{aus}	austretender Massenstrom, [kg/s]
\dot{m}_{ein-H2}	eintretender Wasserstoffmassenstrom, konstant im Zeitraum $t \in [0, \Delta t]$, [kg/s]
\dot{m}_{ein}	eintretender Massenstrom, [kg/s]
\dot{m}_{fuel}	zum Zeitpunkt t benötigter Treibstoffmassenstrom, [g/s]
\dot{m}_{safety}	aus Sicherheitsgründen aus dem Tank abgelassener Wasserstoffmassenstrom, konstant im Zeitraum $t \in [0, \Delta t]$, [kg/s]
$\dot{m}_{verdichter-H2}$	Wasserstoffmassenstrom der vom Verdichter gefördert wird, [kg/s]
η_{is}	Isentroper Wirkungsgrad
η_m	dynamische Viskosität des Wasserstoff, = $f(T_{m-wand}, p_{Tank})$, laut [19, Modul PureFluids], [kg/ms]
λ_{H2-ein}	Wärmeleitfähigkeit des in das betrachtete Berechnungsstück eintretenden Wasserstoffs, [W/mK]
$\lambda_{alu-lower}$	Wärmeleitfähigkeit des Aluminiumtanks an der rechten Deckfläche, [W/mK]

$\lambda_{alu-upper}$	Wärmeleitfähigkeit des Aluminiumtanks an der linken Deckfläche, $[W/mK]$
λ_{alu}	Wärmeleitfähigkeiten der zylindrischen Aluminiumhülle des Tanks, $[W/(mK)]$
$\lambda_{gehäuse-init}$	Wärmeleitfähigkeit des Brennkammeraußengehäuses im betrachteten Berechnungsstück, $[W/mK]$
$\lambda_{isol1-lower}$	Wärmeleitfähigkeit der ersten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, $[W/mK]$
$\lambda_{isol1-upper}$	Wärmeleitfähigkeit der ersten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, $[W/mK]$
λ_{isol1}	Wärmeleitfähigkeiten der ersten zylindrischen Isolationsschicht, $[W/(mK)]$
$\lambda_{isol2-lower}$	Wärmeleitfähigkeit der zweiten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, $[W/mK]$
$\lambda_{isol2-upper}$	Wärmeleitfähigkeit der zweiten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, $[W/mK]$
λ_{isol2}	Wärmeleitfähigkeiten der zweiten zylindrischen Isolationsschicht, $[W/(mK)]$
$\lambda_{isol3-lower}$	Wärmeleitfähigkeit der dritten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, $[W/mK]$
$\lambda_{isol3-upper}$	Wärmeleitfähigkeit der dritten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, $[W/mK]$
λ_{isol3}	Wärmeleitfähigkeiten der dritten Isolationsschicht, $[W/(mK)]$
$\lambda_{isol4-lower}$	Wärmeleitfähigkeit der vierten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, $[W/mK]$
$\lambda_{isol4-upper}$	Wärmeleitfähigkeit der vierten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, $[W/mK]$
λ_{isol4}	Wärmeleitfähigkeiten der vierten Isolationsschicht, $[W/(mK)]$
λ_m	Wärmeleitfähigkeit des Wasserstoff, $=f(T_{m-wand}, p_{Tank}), [W/mK]$
λ_{pipe-1}	Wärmeleitfähigkeit der ersten Rohrschicht, $[W/mK]$
λ_{pipe-2}	Wärmeleitfähigkeit der zweiten Rohrschicht, $[W/mK]$
λ_{pipe-3}	Wärmeleitfähigkeit der dritten Rohrschicht, $[W/mK]$
λ_{pipe-4}	Wärmeleitfähigkeit der letzten Rohrschicht, $[W/mK]$
λ_{pipe}	Wärmeleitfähigkeit der Aluminiumrohrleitung, $[W/mK]$
ν	Sicherheitsbeiwert nach [20, Anhang A 6-5]
ϕ_{wt}	Umlaufwinkel der Spirale, $[^\circ]$
ρ_{H2-ein}	Dichte des in den Verdichter eintretenden Wasserstoffs, $[kg/m^3]$
ρ_{LH2}	Dichte des flüssigen Wasserstoff mit $p = p_{Tank}$, $[kg/m^3]$
ρ_{Tank}	Dichte des im Tank befindlichen Wasserstoffs, $[kg/m^3]$
$\rho_{wand-außen}$	Dichte von Wasserstoff mit $T = T_{wand-außen}$ und $p = p_{Tank}$, $[kg/m^3]$
ρ_{ein}	Dichte des in das Berechnungsstück eintretenden Wasserstoffs, $=f(T_{ein}, p_{ein}), [kg/m^3]$
ρ_m	Dichte von Wasserstoff mit $T = T_{m-wand}$ und $p = p_{Tank}$, $[kg/m^3]$
ρ_{n-H2}	Dichte von Wasserstoff bei 1,013 bar abs. und 20°C, $[kg/m^3]$

$\rho_n\text{-Luft}$	Dichte von Luft bei 1,013 bar abs. und 20°C, $[kg/m^3]$
ν	Faktor zur Berücksichtigung der Ausnutzung der zulässigen Berechnungsspannung in den Schweißnähten nach AD-Merkblatt: üblich $\nu = 1$
ϑ_{wt}	Logarithmische Temperaturdifferenz zwischen Wand und Wasserstoff, [K]
$b_{alu\text{-}lower}$	Dicke des Aluminiumtanks an der rechten Deckfläche, [m]
$b_{alu\text{-}upper}$	Dicke des Aluminiumtanks an der linken Deckfläche, [m]
$b_{isol1\text{-}lower}$	Dicke der ersten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, [m]
$b_{isol1\text{-}upper}$	Dicke der ersten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, [m]
$b_{isol2\text{-}lower}$	Dicke der zweiten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, [m]
$b_{isol2\text{-}upper}$	Dicke der zweiten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, [m]
$b_{isol3\text{-}lower}$	Dicke der dritten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, [m]
$b_{isol3\text{-}upper}$	Dicke der dritten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, [m]
$b_{isol4\text{-}lower}$	Dicke der vierten Isolationsschicht an der rechten Deckfläche, [m]
$b_{isol4\text{-}upper}$	Dicke der vierten Isolationsschicht an der linken Deckfläche, [m]
c_1	Zuschlag zur Berücksichtigung von Wanddickenunterschreitungen, [mm]
c_2	Abnutzungszuschlag
c_a	aerodynamischer Auftriebsbeiwert
c_{PWT}	spezifische Wärmekapazität des Wärmetragers bei konstantem Druck $[kJ/kgK]$
c_{aus}	Geschwindigkeit des austretenden Massenstroms, $[m/s]$
c_{ein}	Geschwindigkeit des eintretenden Massenstroms, $[m/s]$
c_{pm}	spezifische Wärmekapazität des Wasserstoffs, $=f(T_m, p_{Tank}), [J/kgK]$
c_{pein}	spezifische Wärmekapazität des eintretenden Wasserstoffs bei konstantem Druck $= f(T_{H2\text{-}ein}, p_{ein}), [J/kgK]$
d_0	geometrischer Austrittsdurchmesser des Sicherheitsventils, [mm]
d_{alu}	Außendurchmesser der Aluminiumhülle des Tanks, [m]
d_{innen}	Innendurchmesser der Aluminiumrohrleitung, [m]
d_{in}	Innendurchmesser der Aluminiumhülle des Tanks, [m]
d_{isol1}	Außendurchmesser der ersten Isolationsschicht der Rohrleitung, [m]
d_{isol1}	Außendurchmesser der ersten Isolationsschicht, [m]
d_{isol2}	Außendurchmesser der zweiten Isolationsschicht, [m]
d_{isol3}	Außendurchmesser der dritten Isolationsschicht, [m]
d_{isol4}	Außendurchmesser der vierten Isolationsschicht, [m]
d_{pipe-1}	Außendurchmesser der ersten Rohrschicht, [m]
d_{pipe-2}	Außendurchmesser der zweiten Rohrschicht, [m]
d_{pipe-3}	Außendurchmesser der dritten Rohrschicht, [m]
d_{pipe}	Außendurchmesser der Aluminiumrohrleitung, [m]

d_{rel}	für die Berechnung relevanter Austrittsdurchmesser des Sicherheitsventils, [mm]
$d_{spirale}$	Durchmesser der zylinderförmigen Spirale, [m]
h''_{Tank}	spezifische Enthalpie des gesättigten Wasserstoffgases im Tank, [$J/(kgK)$]
h_{aus-is}	spezifische Austrittsenthalpie bei isentroper Verdichtung, $=f(p_{aus}, s_{ein})$, [J/kg]
h_{aus}	spezifische Enthalpie des austretenden Massenstroms, [J/kg]
h_{ein}	spezifische Enthalpie des eintretenden Massenstroms, [J/kg]
l_{piece}	Länge des Berechnungsstücks, [m]
l_{zyl}	Länge des zylinderförmigen Tanks, [m]
$length_{gehäuse}$	axiale Erstreckung des Brennkammeraußengehäuses, [m]
$length_{pipe}$	Rohrleitungslänge, [m]
$length_{upper}$	maximale Länge der Rohrleitungsstücke, [m]
$length_{wt}$	Gesamtlänge des Wärmetauschers, [m]
m_{Tank}	Masse des im Tank befindlichen Wasserstoff, [kg]
m_{fuel}	benötigter Treibstoff, [kg]
$n_{verdichter}$	Drehzahl des Verdichters, [$1/min$]
p_e	höchster Betriebsüberdruck, [MPa]
p_{aus}	Austrittsdruck des gasförmigen Wasserstoffs aus dem Berechnungsstück oder Bauteil, [Pa]
p_{ein}	Eintrittsdruck des gasförmigen Wasserstoffs in das Berechnungsstück oder Bauteil, [Pa]
p_{tank}	Tankdruck, [Pa]
s_{ein}	spezifische Entropie des Wasserstoffs beim Eintritt in den Verdichter, [J/kgK]
u_{Tank}	spezifische innere Energie des im Tank befindlichen Wasserstoffs, [$J/(kgK)$]
w_{ein}	Eintrittsgeschwindigkeit des Wasserstoff in das Berechnungsstück, [m/s]
w_{env}	Umströmungsgeschwindigkeit des Objektes an der Umgebung, [m/s]
w_{m-H2}	mittlere Strömungsgeschwindigkeit des gasförmigen Wasserstoff, [m/s]
$wid_{gehäuse-init}$	Hilfsgröße zur Beschreibung des Wärmewiderstandes des Brennkammeraußengehäuses, [mK/W]
x_{init}	axiale Position des Berechnungsstückes von der Turbinenseite des Brennkammergehäuses, [m]
x_{start}	axiale Startposition des Beginns der Wärmetauscherspirale von der Turbinenseite des Brennkammergehäuses [m]
x_{tank}	Anteil der Masse an gasförmigen Wasserstoff zur Gesamtmasse an Wasserstoff im Tank
z_{aus}	Fallhöhe des austretenden Massenstroms, [m]
z_{ein}	Fallhöhe des eintretenden Massenstroms, [m]
\dot{Q}_{piece}	Wärmeleistung die über die Systemgrenze eines Berechnungsstücks fließt, [W]

η_{ein}	dynamische Viskosität des Wasserstoff, = $f(T_{ein}, p_{ein})$, [19, Modul Pure Fluids], [kg/m.s]
ρ_{m-H_2}	mittlere Dichte des Wasserstoffs im Berechnungstück, = $f(T_m, p_{ein})$
ρ_{WT}	Dichte des Wärmeträgers, [$\frac{kg}{m^3}$]
corrector	Korrekturwert zum bestehenden Istwert
Derivator	Differenzglied zum Fehler des letzten Berechnungsschrittes
error	Abweichung zwischen Soll- und Istwert einer Regelungsaufgabe
Fgm	Faktor zur Berücksichtigung von Eintrittsdruck und Druckverlust im Schaltventil
flowtime	Durchlaufzeit durch die Rohrleitung, [s]
Fsg	Faktor zur Berücksichtigung der Dichte des Gases
g	Erdbeschleunigung, [m/s^2]
h	Ganghöhe der zylindrischen Spirale, [m/360°]
i	Laufvariable für die Berechnungsstücke
Integrator	momentanes Integrationsglied des Reglers
istwert	Istwert einer Regelungsaufgabe
K	Festigkeitskennwert, [MPa]
last	Lastzustand in dem sich das Triebwerk befindet, 0 = <i>Leerlauf</i> , 1 = <i>Vollast</i>
n	Ganzzahliger Divisor
sollwert	Sollwert einer Regelungsaufgabe
splitfactor	Verhältnis in dem der einströmende Massenstrom geteilt wird
t	Wanddicke des Druckbehälters, [mm]
t	Zeit, [s]
T1	Temperatur am turbinenseitigen Brennkammergehäuserand, [°C]
T2	Temperatur am verdichterseitigen Brennkammergehäuserand, [°C]
U	Innere Energie, [J]
UTS	Zugfestigkeit (ultimate tensile strength), [MPa]
YS	Streckgrenze (yield strength), [MPa]

Danksagungen

Folgenden Personen möchte ich für ihre Unterstützung beim Erstellen meiner Masterarbeit recht herzlich danken:

Meinen Betreuer Herrn Dr.-Ing. Oliver Borm vom Institut für Thermischen Turbomaschinen und Maschinendynamik der Technischen Universität Graz für seine eingebrachten Ideen, sowie der konstruktiven Kritik zur Arbeit.

Herrn Dipl.Ing(FH) Martin Stubenrauch vom Industriepartner Magna Steyr Aerospace für die Einbringung seiner Erfahrung im Bereich der Tieftemperaturtechnik.

Frau Mag. Juliane Fink für das kritische Korrekturlesen der Masterarbeit.

Ein besonderer Dank gilt meiner Familie und meinen Freunden, sowie Frau MSc Barbara Martintschitsch für ihre Hilfe und Unterstützung während meiner gesamten Studienzzeit.

Zusammenfassung

Der Versuch, Flugzeuge und ihre Triebwerke mit flüssigen Wasserstoff zu betreiben, wurde schon einige Male gewagt, meist mit militärischem Hintergrund. Der Einsatz und die Machbarkeit für die zivile Luftfahrt wurden dabei vor allem im Projekt Cryoplane, an dem einige europäische Hochschulen und führenden Unternehmen der Luftfahrt teilnahmen, untersucht.

Das Ziel dieser Masterarbeit ist es, für das Strahltriebwerk KJ66 ein Flüssigwasserstofftanksystem zu entwickeln und dieses in ein Modellflugzeug zu integrieren. Das Triebwerk KJ66 ist ein für den Modellbau entwickeltes Triebwerk und verfügt über einen maximalen Schub von 65N. Der erste Schritt dieses Projekts war die Auflistung der Möglichkeiten von Aufbereitung und Transport des Wasserstoffs zum Triebwerk. Zu diesem Zwecke wurden einige Varianten entwickelt und ihre Vor- und Nachteile gegenübergestellt. Die Kriterien, die das Tanksystem erfüllen muss, sind vor allem eine niedrige Systemmasse und konstante Eintrittszustände des Wasserstoffs in das Triebwerk.

Für zwei Varianten, deren Umsetzung nach den oben genannten Kriterien am Sinnvollsten erschien, wurde eine einfache rechnergestützte Modellierung der Wasserstoffentnahme entwickelt. Anhand der Ergebnisse dieser Modellierung wurde dann die Entscheidung getroffen, welche Variante konstruktiv umgesetzt wird.

Die Wahl fiel auf Variante 2, diese zeichnet sich durch eine gasförmige Entnahme des Wasserstoffs aus dem Flüssigwasserstofftank aus, wobei der gasförmige Wasserstoff aufgrund der Druckdifferenz zwischen Tank und Brennkammer in Richtung Triebwerk fließt.

Das aus dem Tank entnommene gesättigte Wasserstoffgas wird dann in den ersten Wärmetauscher geleitet und dort überhitzt. Dieser Wärmetauscher befindet sich auf dem Außengehäuse der Brennkammer. Dieses Außengehäuse stellt die einzige nutzbare Wärmequelle des Triebwerks dar, bei der die Triebwerksleistung nicht beeinflusst wird.

Um einen konstanten Tankdruck zu gewährleisten, muss der flüssige Wasserstoff im Tank kontrolliert verdampft werden, das heißt, man muss Wärme in den Tank einbringen. Aus diesem Grund wurde in den Flüssigwasserstofftank ein Wärmetauscher integriert. Ist der Tankdruck zu gering, wird der aus dem am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher 1 austretende, überhitzte Wasserstoff durch den im Tank befindlichen Wärmetauscher geleitet und kühlt dort ab, wobei die in den Tank eingebrachte Wärme zur erhöhten Verdampfung und zu einem Druckanstieg im Tank führt.

Die Brennkammer im Triebwerk benötigt für einen sicheren Betrieb eine gleichbleibende Eintrittstemperatur des Wasserstoffs; um dies auch bei schwankendem Treibstoffbedarf während einer Flugmission zu gewährleisten, wurde ein zweiter Wärmetauscher am Brennkammeraußengehäuse vorgesehen. Wird eine vordefinierte Grenztemperatur unterschritten, wird der Wasserstoff durch den zweiten Wärmetauscher am Triebwerk geleitet und dort weiter erhitzt. Damit kann die Temperaturschwankung des während der Flugmission in die Brennkammer eintretenden Wasserstoffs auf ca. 60 Kelvin beschränkt werden.

Abschließend wurden das Flüssigwasserstofftanksystem und das Trägerflugzeug noch konstruktiv umgesetzt, wobei vor allem auf Verfügbarkeit, Herstellbarkeit und Anschaffungskosten der Komponenten geachtet wurde. Das konstruktiv ausgeführte Tanksystem erreicht dabei, Dank des Einsatzes von Aluminium, eine Leermasse von nur 12,2 kg.

Bei der aerodynamischen Auslegung des Trägerflugzeuges wurde ein besonderes Augenmerk auf eine hohe Flugstabilität und eine niedrige Startgeschwindigkeit gelegt.

Das entwickelte Flüssigwasserstofftanksystem stellt einen kostengünstigen und vom Aufbau robusten Weg dar, ein ausschließlich mit Wasserstoff betriebenes Flugzeug herzustellen, ohne dafür eine Fluglizenz zu benötigen, und hat großes Potential für den Lehr- und Forschungsbetrieb.

Abstract

If it comes to energy supply in the future, hydrogen is one of the first to be mentioned; it burns without emitting carbon dioxide and can be generated out of natural resources.

In the past, several attempts were made to supply aircrafts and their engines with liquid hydrogen, most of them had military background. An attempt in civil aviation that is worth mentioning, is the Cryoplane project, in which a large number of leading European aviation companies and universities were involved. The main target of the project was to check out the feasibility as well as advantages and disadvantages of civil aircrafts propelled by liquid hydrogen.

The main goal of the project in this Master thesis is to supply the KJ66 model jet engine with an LH2 fuel system, and integrate the whole system in an unmanned aircraft. The first step was to find a solution to evaporating and superheating the hydrogen, to transporting it to the engines combustion chamber as well as to the question of the necessary energy supply for this preparation. Possible solutions were defined and then compared in terms of feasibility and investment costs. The two solutions for which a construction where most realistic, were chosen to implement a simulation of these fuel systems. The results of this simulations were discussed and variant number two was chosen to finally design the system and the components.

In variant number 2, the needed hydrogen streams out of the tank in gaseous aggregate state, forced by the pressure difference between the tank and the combustion chamber and is then overheated in the first heat exchanger.

This heat exchanger is placed on the outer hull of the combustion chamber, the only hot and big enough heat source on the engine that does not effect the performance when used.

As mentioned before, the hydrogen streams out of the tank in a gaseous state. Therefore, the evaporation rate in the tank needs to be controlled, otherwise the tank pressure would simply fall to a inadmissible value.

This problem was solved by letting the superheated hydrogen flow through a heat exchanger placed in the LH2-tank. The hot hydrogen coming out of heat exchanger 1 cools down while flowing through the heat exchanger placed in the tank and provides a stable tank pressure. A PID-controller checks the tank pressure and decides if the hot hydrogen has to be sent through the heat exchanger placed in the tank, or not.

The combustion chamber of the jet engine needs a rather stable fuel temperature, so overheating the hydrogen in just one heat exchanger, particularly with a changing hydrogen mass flow, is not sufficient for this mission. The solution is to measure the hydrogen temperature when coming out of the tank-heat exchanger, if used, and let it flow through a second, smaller heat exchanger, placed on the combustion chambers outer hull, if the temperature is below a set mark. This provides a change of hydrogen temperature of just about 60 Kelvin through the whole flight mission.

Finally, the LH2 fuel system and the aircraft were designed in the 3D designing program Pro Engineer Wildfire 3.0. The empty LH2 fuel system has a weight of 12,2 kilogram and was completely designed with components commonly available.

The aircraft carrying the fuel system and the jet engine was designed taking account of flight stability, simple manufacturing and low take off speed, in particular.

The LH2 fuel system, designed in this Master thesis is a cost-efficient and robust way to build a liquid hydrogen powered aircraft without needing a flight admission, and great of potential for scientific use.

Kapitel 1

Einleitung

In den Energieträger Wasserstoff werden große Hoffnungen gesetzt. Das Element Wasserstoff ist auf der Erde praktisch unbegrenzt verfügbar und soll unseren Energiehunger stillen, wenn fossile Energieträger längst verbraucht sind. Doch hat die vermeintliche Technologie der Zukunft einige Tücken.

Die großtechnische Herstellung ist energieintensiv, die Infrastruktur praktisch nicht vorhanden, und auch die Speicherung ist technisch und energetisch aufwendig. In dieser Arbeit sollen nun die Möglichkeiten der Speicherung von flüssigem Wasserstoff und der anschließenden Aufbereitung zur Verbrennung in einem Flugtriebwerk untersucht und konstruktiv umgesetzt werden.

1.1 Thermodynamik des Wasserstoff

Wasserstoff ist das Element mit der geringsten Atommasse und kommt auf der Erde meist als molekularer Wasserstoff H_2 vor. In Abbildung 1.1 sind die Isochoren, Isobaren, Isenthalpen über Temperatur und spezifischer Entropie aufgetragen. Wie in dieser Abbildung ersichtlich ist, liegt die Glockenkurve, innerhalb derer Wasserstoff als Zweiphasengemisch aus Flüssigkeit und Gas vorliegt, bei sehr tiefen Temperaturen. Der kritische Punkt liegt bei einer Temperatur von $T_{Krit} = 33,2$ Kelvin und einem Druck von $p_{Krit} = 13,1$ bar.

In Tabelle 1.1 sind die wichtigsten Eigenschaften von Wasserstoff zusammengefasst. Von besonderer Bedeutung ist dabei die Dichte des flüssigen Wasserstoffs, da sie die Größe des Speichers, bei vorgegebener Wasserstoffmasse, bestimmt.

Eigenschaft	Wert [Einheit]
Molmasse	2,016 kg/kmol
spezielle Gaskonstante R	4124 K/kgK
(gravimetrischer) Heizwert H_u	120 MJ/kg = 33,33 kWh/kg
Brennwert B	142 MJ/kg = 39,44 kWh/kg
Am Siedepunkt bei Normaldruck 1,01325 bar	
Siedetemperatur	20,3 K (-252,85 °C)
Verdampfungswärme	445,4 kJ/gk = 123,7 kWh/kg
Dichte der flüssigen Phase	70,8 kg/m ³
Dichte der Dampfphase	1,34 kg/m ³
Am kritischen Punkt	
Temperatur	33,2 K (-239,95 °C)
Druck	13,1 bar
Dichte	31,4 kg/m ³

Tabelle 1.1: Eigenschaften des Wasserstoffs, [18, Tabelle 3-2]

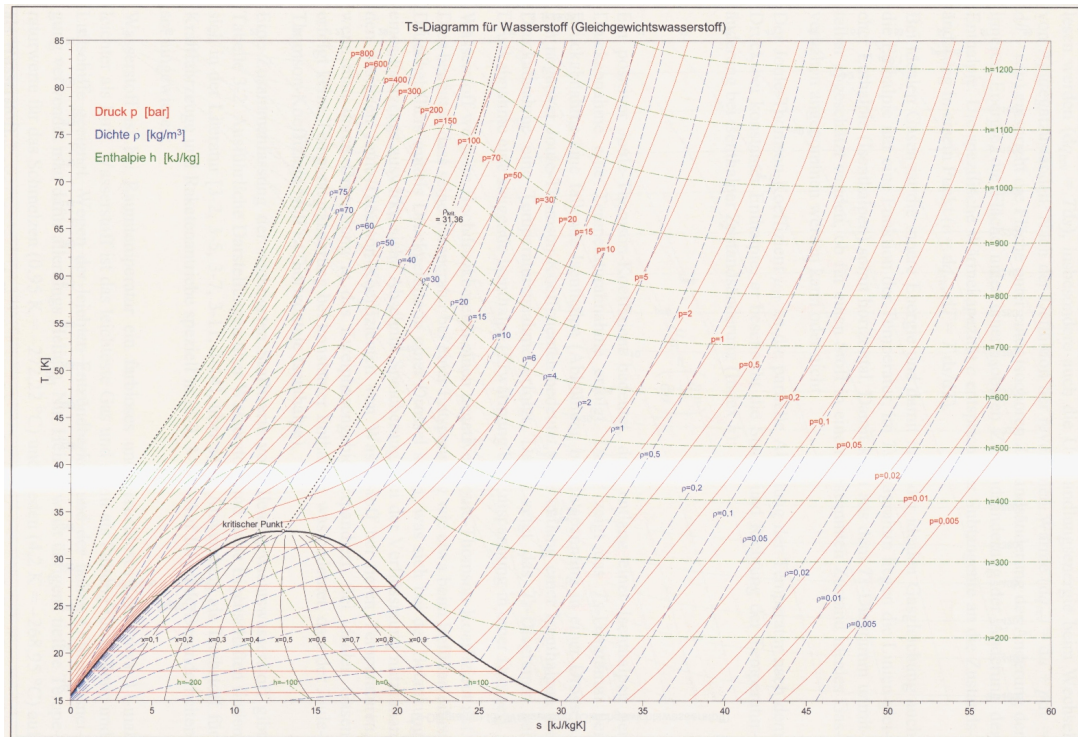


Abbildung 1.1: Ts-Diagramm für Gleichgewichtswasserstoff [18, Abbildung 3-3]

1.2 Speicherung und Transport

Wasserstoff ist ein Gas mit geringer Dichte und sehr tiefer Siedetemperatur. Dies macht es schwierig, bei der Speicherung von Wasserstoff vernünftige volumetrische Energiedichten zu erreichen, wobei natürlich die zurzeit üblichen Energieträger als Maßstab dienen. Das Ziel ist es, eine hohe Energiedichte pro Speichervolumen und Speichermasse des befüllten Wasserstoffspeichers zu erreichen.

Eine hohe Energiedichte wird vor allem über den Weg der Hochdruckspeicherung (CGH₂) oder der Flüssigspeicherung (LH₂) erreicht.

Die Eckpunkte und Schwierigkeiten der verschiedenen Speichermethoden werden anschließend kurz erörtert, wobei auch die Speicherung in Hydriden erwähnt werden soll.

Verdichteter Gasförmiger Wasserstoff (CGH₂)

Auf Hochdruck verdichteter Wasserstoff wird als CGH₂ (compressed gaseous hydrogen) bezeichnet. Der gasförmige Wasserstoff wird dabei durch mehrstufige Kolbenverdichter auf Drücke von 200 bar bis zu 900 bar verdichtet. An die Kolbenkompressoren werden dabei besondere Anforderungen gestellt. Die Verdichter müssen schmierstofffrei und explosionsgeschützt ausgeführt werden.

Da die für die Verdichtung eingesetzte Energie möglichst gering sein soll, wird durch Kühlung des Verdichters eine isotherme Verdichtung angestrebt.

Die erforderliche Energie zur Verdichtung auf 700 bar entspricht ungefähr 15% des Energieinhaltes des verdichteten Wasserstoffs. Moderne Speicherbehälter für mobile Anwendungen bestehen aus einem Liner aus einem Material, das gegen Wasserstoffdiffusion unempfindlich ist, meist Aluminium oder Edelstahl, und einer Außenhülle aus Kohlefaser, die die Festigkeit des Behälters gewährleistet. (vgl. [18, S.91 ff.])

In Abbildung 1.2 ist ein solcher Hochdruckbehälter für die Anwendung in einem Automobil abgebildet. Durch den Durchbruch durch den Behälter ist der Metallliner (helle, dünne Schicht) und die Kohlefaserschicht (dunkle, dicke Schicht) gut ersichtlich.



Abbildung 1.2: Toyota CGH2 Tank [13]

Um den Transport größerer Mengen an komprimiertem Wasserstoff zu gewährleisten, werden die zylindrischen Behälter in Regalen gestapelt und dann auf LKWs oder Güterzüge verladen (Abbildung 1.3).

Flüssiger Wasserstoff (LH2)

Flüssiger Wasserstoff hat den Vorteil einer höheren Dichte als CGH2. Allerdings muss der Wasserstoff auf unter 20 K gekühlt werden, was technisch und energetisch sehr aufwendig ist. Bei derzeit ausgeführten Anlagen muss ca. 30% des Heizwertes des Wasserstoffs für die Verflüssigung aufgewendet werden. Allerdings sollen neuere Verfahren eine Wirkungsgradsteigerung um 30% ermöglichen. LH2 wird üblicherweise in Kryobehältern gelagert und transportiert. Die Behälter bestehen aus einem Außen- und einem Innentank; der Zwischenraum ist vakuumisoliert und mit strahlungsreflektierenden Folien ausgekleidet. Trotz aller Bemühungen kommt es natürlich, der hohen Temperaturdifferenz geschuldet, zu einem Wärmeeintrag aus der Umgebung. Dieser Wärmeeintrag führt zu einer kontinuierlichen Verdampfung des im Tank befindlichen Wasserstoffs. Der verdampfte Wasserstoff muss aus dem Tank abgelassen werden, da der Tankdruck sonst unkontrolliert steigen würde. Dieser Vorgang wird auch als Boil-Off bezeichnet und führt dazu, dass ein stationärer Kryotank ungefähr 0,3% bis 1% seiner Wasserstoffmasse pro Tag verliert, bei mobilen Anwendungen wie im PKW sind es aufgrund der schlechteren Isolierung bedeutend mehr. (vgl. [18, S.93 ff.])

Da PKWs je nach Fahrer durchaus mehrere Tage nicht im Betrieb sein können, ist LH2 für PKWs eine eher suboptimale Lösung. Im Flugverkehr wird der Treibstofftank allerdings in der Regel direkt nach der Betankung wieder leer gefahren.

Die Förderung bzw. Druckerhöhung des LH2 wird durch Flüssigwasserstoffpumpen bewerkstelligt. Die Pumpen müssen ohne Schmiermittel auskommen und absolut dicht sein. Auch die Position der Pumpe ist von Bedeutung. Im Tank befindlich kommt es zu einem Wärmeeintrag in den Tank. Ist die Pumpe außerhalb des Tanks platziert, muss die Pumpe erst kaltgefahren werden, das heißt, flüssiger Wasserstoff trifft auf die Pumpe, verdampft und kühlt so die Pumpe. (vgl. [18, S.93 ff.])

Die tiefen Temperaturen, kombiniert mit dem Medium Wasserstoff, bringen natürlich aufwendige technische Lösungen bezüglich Tankkupplung, Armaturen, Rohrleitungen und der Isolierung dieser mit sich.

In Abbildung 1.4 ist ein Flüssigwasserstofftank für den Einsatz in einem PKW zu sehen. Um die Oberfläche zu minimieren, wird der Tank in diesem Fall als kurzer Zylinder ausgeführt.



Abbildung 1.3: 200 bar Hydrogen Storage Manifold Cylinder Packs (MCP) [10]



Abbildung 1.4: LH2 Tank für mobile Anwendungen: [8]

Der Transport von größeren Mengen LH2 per LKW ist, im Gegensatz zum Einsatz von LH2 im PKW, Stand der Technik. Die LH2 Tanks werden dabei auf einen Sattelschlepper verladen und am Bestimmungsort von diesem aufgestellt. Wie in Abbildung 1.5 ersichtlich, ähneln solche Transporter üblichen Tankwagen für Benzin, Diesel oder ähnlichem.



Abbildung 1.5: Anlieferung von LH2 an LH2-Tankstelle [2]

Speicherung in Hydriden

Wasserstoff geht mit sehr vielen Stoffen chemische oder physikalische Verbindungen ein. Dadurch ist es möglich, Wasserstoff mit einer hohen gravimetrischen Speicherdichte zum Beispiel in einer Metallgitterstruktur (Metall-Hydride) zu speichern. Allerdings ist diese Form der Speicherung mit sehr hohem Speichergewicht (30 kg - 40 kg pro kg gespeichertem Wasserstoff) und Kosten verbunden, und damit für Anwendungen in der Luftfahrt gänzlich ungeeignet. (vgl. [18, S. 126 ff.])

1.3 Wasserstoff in der Luftfahrt

Der Versuch, Wasserstoff als Treibstoff für konventionelle Flugzeuge einzusetzen, wurde schon mehrmals gewagt. Im Jahr 1955 begann die NASA, eine B-57 für den Betrieb mit LH₂ auszurüsten. Eines der beiden Triebwerke wurde beim Versuch mit LH₂ betrieben. Gestartet wurde allerdings bei beiden Triebwerken mit Kerosin, erst bei einer Höhe von 16400 Metern wurde eines der Triebwerke auf den Betrieb mit Wasserstoff umgeschaltet und der LH₂ Tank leergefahren. Gelandet wurde wieder mit Kerosin. 1957 kam es nach einigen Fehlversuchen zum ersten erfolgreichen Testflug. (vgl. [7])

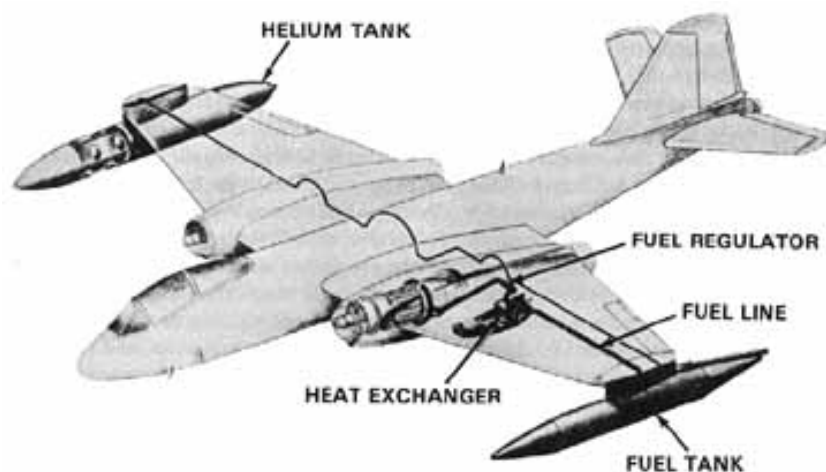


Abbildung 1.6: Treibstoffsystem einer mit LH₂ ausgestatteten B-57 [7]

Wie in Abbildung 1.6 ersichtlich, wurde zu Beginn der Versuche ein Heliumtank mitgeführt, um die Leitungen vor der Inbetriebnahme mit Helium zu spülen und den Druck des Flüssigwasserstofftanks einzustellen. Später wurde eine Flüssigwasserstoffpumpe für den Druckaufbau eingesetzt.

Als Auswirkung der Ölkrise in den 1970er-Jahren gewann das Thema auch für die kommerzielle Luftfahrt an Bedeutung. Im Jahr 1988 fand der Erstflug der TU-155 (Abbildung 1.7) statt. Der Hersteller Tupolev und namhafte Triebwerkshersteller und Forschungseinrichtungen hatten eine TU-154 für den Betrieb mit flüssigem Wasserstoff und flüssigem Erdgas umgerüstet. Das im Leitwerk verbaute Triebwerk der dreistrahligen Maschine wurde dabei mit LH₂ oder LNPG betrieben. Der LH₂ Tank wurde, wie in Abbildung 1.7 zu erkennen ist, in der Flugzeugzelle untergebracht. (vgl. [14])



Abbildung 1.7: Tupolev 155 [14]

Das Projekt Cryoplane (2000-2002), bei dem zahlreiche europäische Unternehmen und Hochschulen beteiligt waren, sollte den Einsatz von Wasserstoff in der Luftfahrt untersuchen. Dabei wurden die technische Machbarkeit und Umsetzung sowie der Sicherheitsaspekt behandelt. (vgl. [4])

1.4 Aufgabenstellung

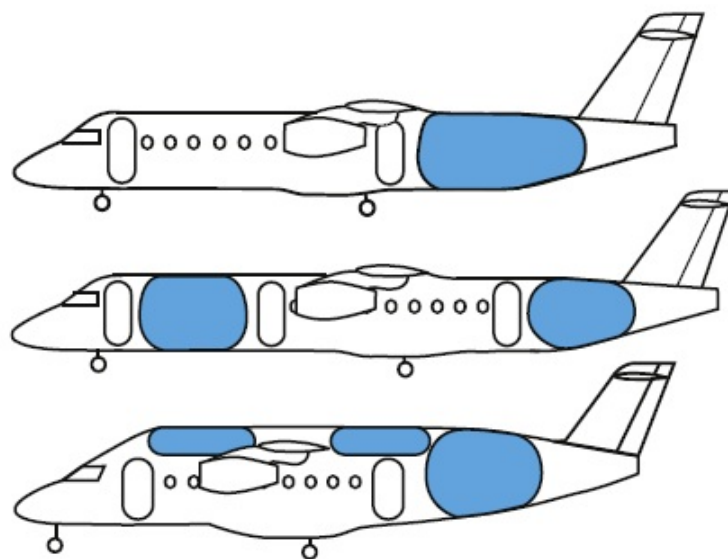


Abbildung 1.8: Mögliche Tankplatzierung für eine kleine Passagiermaschine [15]

Wasserstoff ist als umweltfreundlicher Energieträger auch für den Einsatz in zukünftigen Flugzeugkonzepten interessant. Da dieser jedoch das Element mit der geringsten Dichte ist, ist die wirtschaftliche und effiziente Speicherung eine technische Herausforderung. Bei den üblichen Speicherarten gasförmig (700 bar), flüssig (-253 °C) oder Metallhydride bietet die Flüssigspeicherung die höchste Speicherdichte und ist somit am attraktivsten für eine Luftfahrtanwendung. Daher soll im Rahmen dieser Masterarbeit am Institut für Thermische Turbomaschinen und Maschinendynamik in Zusammenarbeit mit Magna Steyr Aerospace ein solches Tanksystem ausgelegt und anschließend konstruktiv umgesetzt werden.

Aufbauend auf einem Lastenheft, welches sowohl die Anforderungen der Gasturbine als auch die des Flugzeugs an den Tank enthält, sollen mehrere unterschiedliche Konzepte entwickelt werden. Bei diesen können unter anderem das Entnahme-, und Druckaufbaukonzept sowie die Ventil- und Einzelkomponentenanordnung variiert werden. Mithilfe eines einfachen Simulationsmodells soll der Einfluss der einzelnen Konzepte auf wichtige Flugparameter wie MTOM, Flugdauer, etc. sowohl stationär als auch instationär bewertet werden. Abschließend wird das favorisierte Konzept konstruktiv im CAD umgesetzt.

1.4.1 Lastenheft des Tanksystems

Das Lastenheft wurde am Anfang der Arbeit erstellt und legt die Anforderungen fest, die an das Tanksystem gestellt werden.

- Definition eines repräsentativen Flugprofils
- Daraus Ableitung des zeitlichen Schubbedarfs respektive zeitlicher Treibstoffverbrauchs (H2) mithilfe von Abbildung 1.10
- Die zeitliche Integration des Treibstoffverbrauchs ergibt die gesamte Treibstoffmasse und damit kann das Tankvolumen bestimmt werden.
- Maximaler Brennkammerdruck der KJ-66 bei Vollast ca. 2,2 bar (auf Höhe Graz 350m)
- Der H2 Druck vor dem Regelventil sollte daher aus Sicherheitsgründen 4 bar nicht unterschreiten.
- Der maximale H2 Druck wird nach oben durch den Tankdruck beschränkt.
- Festlegung, ob Druck im LH2 Tank unter- oder überkritisch sein sollte
- Starke Druckschwankungen während des Betriebes werden voraussichtlich für den Triebwerksregler sehr herausfordernd sein.
- H2 Eintrittstemperatur, im Sinne von Schnittstelle zwischen Tanksystem und Fluggasturbine, in die Fluggasturbine sollte 150 K nicht unterschreiten.
- H2 Temperatur bestimmt bei konstantem Druck die Dichte und gegebene Geometrie sowie Massenstrom schlussendlich die Eintrittsgeschwindigkeit in die Brennkammer. Diese kann nun wiederum die eigentliche Verbrennung in der Brennkammer beeinflussen. Somit können starke Schwankungen der Eintrittstemperatur unter Umständen Instabilitäten der Verbrennung auslösen.
- Des Weiteren können starke Geschwindigkeitsschwankungen höhere Schadstoffemissionen (Stickoxide) und sogenannte „heiße Flecken“ (engl. hot spots) in der Brennkammer zur Folge haben.
- Es wird angenommen, dass eine Wärmeabfuhr vom Gehäuse des Triebwerks keine Auswirkungen auf die Triebwerksleistung hat.

1.4.2 KJ 66

Das Modelltriebwerk KJ 66 (Abbildung 1.9) besteht aus einer Radialverdichterstufe, einer ringförmigen Umkehrbrennkammer und einer Axialturbine. Das Triebwerk wurde für den Betrieb mit dem Treibstoff Jet-A (Kerosin) konstruiert, nach Abänderung der Brennkammer durch die Arbeitsgruppe Verbrennung des Instituts für Thermische Turbomaschinen kann das Triebwerk allerdings mit gasförmigem Wasserstoff betrieben werden.

Das Triebwerk ist jedoch nicht nur der Abnehmer des vom Tanksystem gelieferten gasförmigen Wasserstoffs, sondern es soll auch die Wärmeleistung für die Aufbereitung des Wasserstoffs liefern, die erforderlich ist, um den flüssig gespeicherten Wasserstoff zu verdampfen und zu überhitzen. Als Wärmetauscherfläche bietet sich das Außengehäuse der Brennkammer an, die Temperatur des Brennkammeraußengehäuses ist allerdings eine Funktion der axialen Position und des Lastzustandes, in dem das Triebwerk betrieben wird.

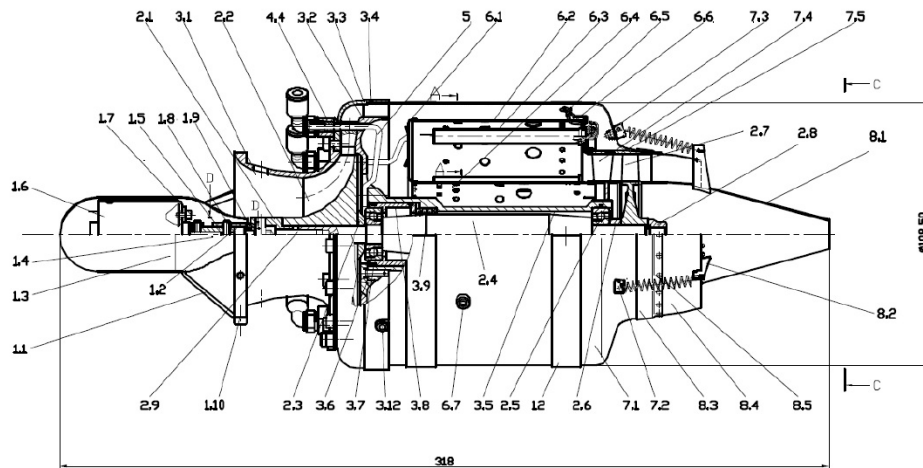


Abbildung 1.9: Schnittzeichnung KJ66

Für den Betrieb des Triebwerks mit Wasserstoff ergibt sich die in Abbildung 1.10 dargestellte Kennlinie für Schub und Kraftstoffverbrauch. Diese Kennlinie ist essentiell für die Auslegung des Tanksystems, da sich aus dieser Kennlinie und dem Flugprofil der erforderliche Kraftstoff und somit die Größe des Tanksystems ergibt.

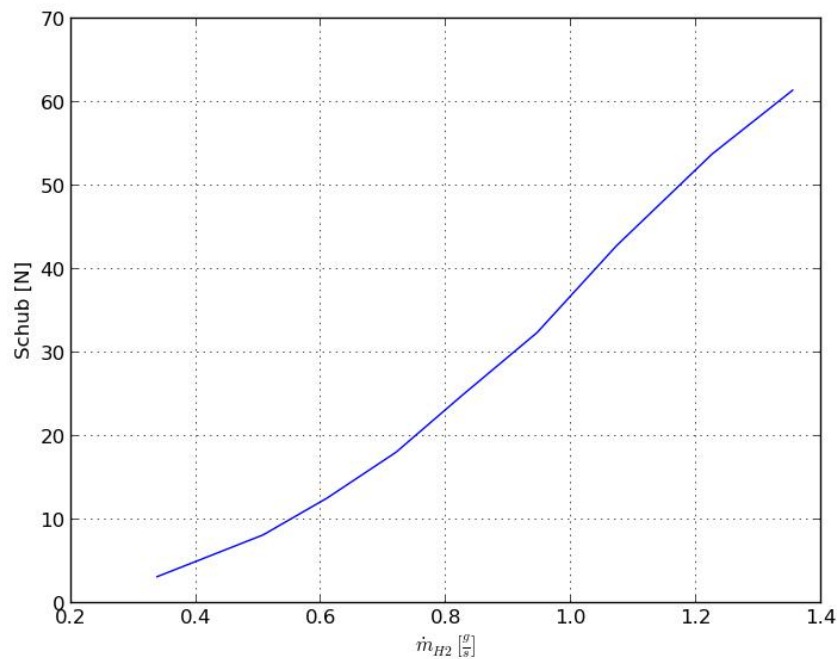


Abbildung 1.10: Schub vs. Kraftstoffverbrauch KJ66

Aus Abbildung 1.10 werden der Maximal- und Leerlaufschub und der zugehörige Wasserstoffverbrauch für die Berechnung festgelegt. Der Wert für das Beschleunigungsvermögen des Triebwerks wird in Ermangelung besseren Wissens angenommen. Wie in Tabelle 1.2 ersichtlich, wird eine mögliche Schubsteigerung bzw. Absenkung von 10 N/s angenommen.

Ein Lastwechsel des Triebwerks von Leerlauf auf Volllast kann innerhalb von einer Minute vollzogen werden, jedoch wurde ein höheres Beschleunigungsvermögen angenommen, um die Auswirkungen des Tanksystems auf schnelle Lastwechsel zu untersuchen.

Lastzustand	Schub [N]	Kraftstoffverbrauch [g/s]
Volllast	65	1,4
Leerlauf	5	0,4
Beschleunigungsvermögen [N/s]	10	

Tabelle 1.2: Triebwerkskennwerte

Das Brennkammeraußengehäuse ist die dünnwandige Außenhülle des Triebwerks, die zwischen Verdichter und Turbine angeordnet ist. Wie in Abbildung 1.9 ersichtlich ist, umhüllt das Brennkammeraußengehäuse die Ringraumbrennkammer des Triebwerks. Aus vorangegangenen Versuchen wurden die Oberflächentemperaturen des Brennkammeraußengehäuses, bei verschiedenen Lastzuständen, gemessen.

Lastzustand	Drehzahl [rpm]	Temperatur [°C]	
		Verdichterseitig	Turbinenseitig
Leerlauf	33 000	35	195
50% Volllast	80 000	70	225
Volllast	117 000	123	275

Tabelle 1.3: Oberflächentemperatur des Brennkammergehäuses

Wie in Tabelle 1.3 zu erkennen ist, bietet sich das Brennkammeraußengehäuse als Wärmequelle für die Aufbereitung des LH2 an, da dies eine frei zugängliche Fläche mit hoher Temperatur ist.

Kapitel 2

Möglichkeiten der Entnahme und Erwärmung des Wasserstoffs

Der tiefkalte, flüssige Wasserstoff kann in diesem Zustand nicht der Brennkammer zugeführt werden, man muss ihn zuvor verdampfen und überhitzen.

Die Anordnung von Verdampfung und Überhitzung sowie der Transport der dafür notwendigen Wärme lässt ein breites Spektrum an Möglichkeiten der technischen Umsetzung zu.

2.1 Entnahme des Wasserstoffs aus dem LH2 Tank

Wie der Wasserstoff aus dem LH2 Tank entnommen wird, ist entscheidend für den Aufbau des gesamten Tanksystems. Da der Wasserstoff im Tank als Zweiphasengemisch mit definiertem Flüssigkeitsspiegel vorliegt, kann man den Wasserstoff entweder flüssig oder gasförmig entnehmen.

Folgend werden die Vor- und Nachteile dieser beiden Möglichkeiten aufgelistet.

Gasförmige Entnahme

Wie in Abbildung 2.1 dargestellt, wird gesättigtes Wasserstoffgas aus dem im Tank befindlichen Zweiphasengemisch entnommen. Liegt der Tankdruck über dem Druck in der Brennkammer, kann der Wasserstoffmassenstrom ohne Fördereinrichtungen, mit Hilfe der Druckdifferenz als treibende Kraft, in die Brennkammer transportiert werden.

Vorteile:

- Keine bewegten Komponenten wie Pumpen, Ventile etc. kommen mit flüssigem Wasserstoff in Kontakt.
- Die Verdampfung findet im Tank statt. Dies ist platzsparend und es kann gesättigtes Wasserstoffgas mit definierten, vom Tankdruck abhängigen Eigenschaften entnommen werden.
- Die Isolationsdicke des Tanks kann soweit reduziert werden, dass der Wärmeeintrag aus der Umgebung ausreicht, um die Verdampfung der Wasserstoffmenge bei Lastminimum zu gewährleisten.
- Wenig bis kein Boil-Off (Ablassen von Wasserstoff aus dem Tank, aufgrund des Wärmeeintrags aus der Umgebung, und den darauffolgenden Druckanstieg im Tank)

Nachteile:

- Die Winkellage des Tanks ist eingeschränkt, da ein Eindringen von flüssigem Wasserstoff in den Entnahmestrang unerwünscht ist.

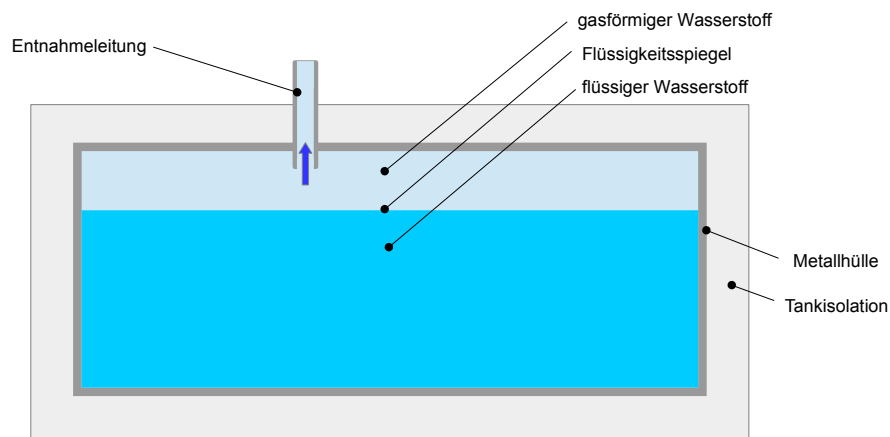


Abbildung 2.1: Gasförmige Entnahme aus dem LH2 Tank

- Es muss ein gewisser Totraum im Tank vorgesehen werden, um zu starke Druckschwankungen bei Zeitverzügen beim Eintrag von Verdampfungswärme auszugleichen.

Flüssige Entnahme

Wie in Abbildung 2.2 dargestellt, wird flüssiger Wasserstoff aus dem im Tank befindlichen Zwei-phasengemisch entnommen.

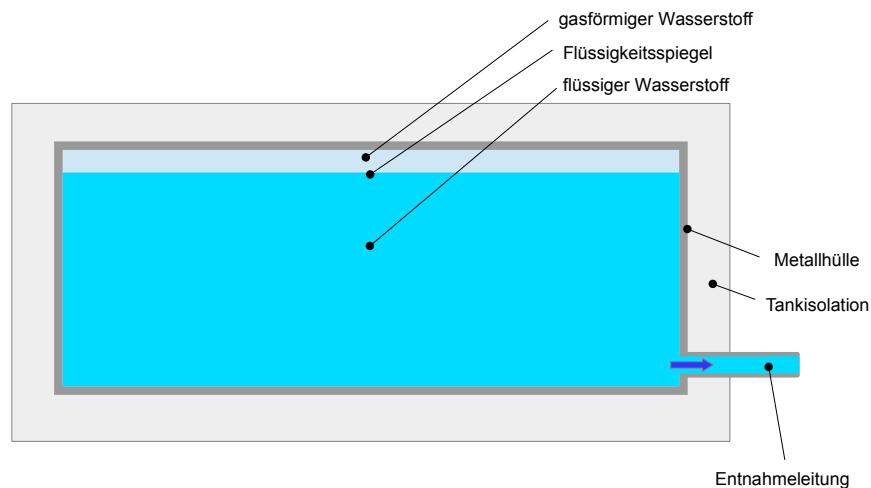


Abbildung 2.2: Flüssige Entnahme aus dem LH2 Tank

Vorteile:

- Die Massenstromregelung mit einer Entnahmepumpe ist sehr einfach.

- Der Tank kann mit wenig Totraum (vom Gas eingenommenes Volumen bei vollem Tank) realisiert werden, was zu einer geringeren Baugröße und Tankmasse führt.

Nachteil:

- Der Wärmeeintrag aus der Umgebung muss stärker begrenzt werden, da es sonst zu unkontrolliertem Druckanstieg und den darauf folgenden Boil-Off kommt.

2.2 Realisierung der Wasserstoffverdampfung im Tank

Bei gasförmiger Entnahme des Wasserstoffs aus dem Tank muss gewährleistet werden, dass eine ausreichende Menge an Wasserstoff im Tank verdampft wird, da ansonsten der Tankdruck abfallen würde. Es gibt einige Möglichkeiten dies technisch zu realisieren.

Verdampfung durch Rückführung von überhitztem Wasserstoff

Dabei wird ein Teil des am Brennkammeraußengehäuse überhitzten Wasserstoffgases wieder in den Tank zurück gefördert. Der Energieeintrag durch den überhitzten Wasserstoff führt zu erhöhter Verdampfung im Tank. Der schematische Aufbau ist in Abbildung 2.3 dargestellt.

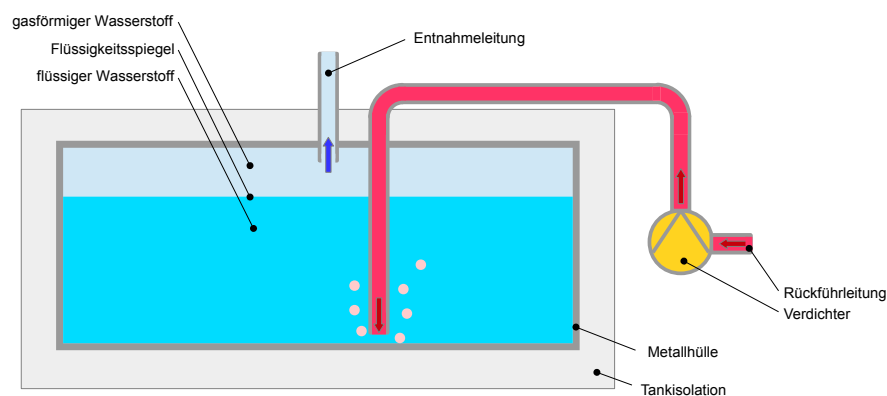


Abbildung 2.3: Rückführung von überhitztem Wasserstoff in den Tank

Vorteile

- Kein Wärmetauscher im Tank erforderlich
- Der Wasserstoff kann mit relativ hoher Temperatur in den Tank rückgefördert werden, daraus folgt, dass nur ein geringer Massenstrom gefördert werden muss.

Nachteil

- Es ist ein Verdichter zur Rückförderung in den Tank erforderlich.

Verdampfung durch Wärmetauscher mit Wärmeträger

Der Energieeintrag in den Tank zur Verdampfung kann auch durch einen im Tank befindlichen Wärmetauscher realisiert werden. Wie in Abbildung 2.4 dargestellt, befindet sich ein Wärmetauscher im LH₂ Tank, der von einem nicht näher definierten Wärmeträger durchflossen wird. Der Wärmeträger gibt dabei Wärme an den flüssigen Wasserstoff ab.

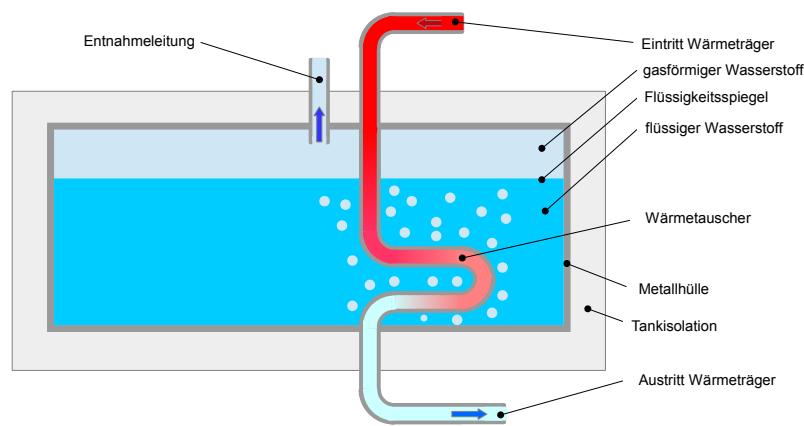


Abbildung 2.4: Verdampfung durch im Tank befindlichen Wärmetauscher

Vorteile

- Die Umwälzpumpe bzw. der Verdichter zur Förderung des Wärmeträgers kann bei annähernd Umgebungstemperatur arbeiten.
- Flexible Gestaltung der Wärmezufuhr in den Tank, weil die eingebrachte Wärmeleistung unabhängig vom Wasserstoffmassenstrom gesteuert werden kann.

Nachteil

- Das Wärmeträgermedium muss einen Schmelzpunkt < 30 Kelvin aufweisen, da es sonst zur Verstopfung des Wärmetauschers kommen kann.

Verdampfung durch elektrisches Heizelement

Die Verdampfung kann auch durch ein elektrisches Heizelement, das im Tank montiert wird gewährleistet werden.

Vorteil

- Einfache Regelung.

Nachteile

- Da das Triebwerk KJ 66 über keinen Generator verfügt, muss die benötigte elektrische Energie in Form von Akkus mitgenommen werden, was zu einer höheren Masse des Systems führt.
- Die Abdichtung der in den Tank führenden Kabel ist technisch aufwendig.

2.3 Aggregatzustand des Wärmeträgers

Bei der Verwendung eines im Tank befindlichen Wärmetauschers muss dieser natürlich von einem Wärmeträger durchflossen werden. Je nach verwendetem Wärmeträger nimmt dieser im

Tanksystem verschiedene Aggregatzustände ein, nun werden die Vor- und Nachteile verschiedener Aggregatzustände aufgelistet.

Flüssig

Vorteile

- Die hohe Dichte von Flüssigkeiten führt zu geringen Volumenstrom und damit kleinen Leitungen.
- Geringe Pumpenleistung zur Förderung erforderlich
- Hoher Wärmeübergang an der Wärmetauscherfläche

Gasförmig

Vorteil

- Vorhersehbares Verhalten über den gesamten Temperaturbereich

Nachteile

- Hoher Volumenstrom
- Hohe Umwälzleistung

Flüssig und gasförmig mit Phasenübergang

Vorteil

- Die Verdampfungs- und Kondensationswärme kann genutzt werden.

Nachteile

- Der Schwerkrafteinfluss beim Phasenübergang ist zu beachten.
- Regelungsprobleme aufgrund von unterschiedlichem Wärmeübergang

Überkritischer Zustand

Vorteil

- Es können höhere Energiedichten erreicht werden.

Nachteil

- Höherer Systemdruck

2.4 Mögliche Wärmeträger

Forderungen an das Wärmeträgermedium

Entscheidend für ein Wärmeträgermedium für das Wasserstofftanksystem ist eine geringe Systemmasse, die sich aus Wärmeträger und dem Wärmetauschersystem (Leitungen, Verdichter, etc.) zusammensetzt.

Die übertragene Wärmeleistung P_{WT} setzt sich dabei in erster Näherung aus dem Produkt aus Massenstrom und Wärmekapazität des Wärmeträgers und der Temperaturdifferenz zwischen Ein- und Austritt zusammen.

$$P_{WT} = \dot{m}_{WT} \cdot c_{P_{WT}} \cdot \Delta T_{WT} \quad (2.1)$$

Wenn man nun noch den Massenstrom umformuliert in Volumenstrom \dot{V}_{WT} und Dichte ρ_{WT} des Wärmeträgers,

$$\dot{m}_{WT} = \dot{V}_{WT} \cdot \rho_{WT} \quad (2.2)$$

folgt daraus:

$$P_{WT} = \dot{V}_{WT} \cdot \rho_{WT} \cdot c_{P_{WT}} \cdot \Delta T_{WT} \quad (2.3)$$

Ein geringes Systemgewicht erfordert vor allem einen geringen Volumenstrom, da der Volumenstrom die Größe von Rohrleitungen, Umwälzpumpen oder Ähnlichem definiert. Um bei gegebener Wärmeleistung mit einem möglichst geringen Volumenstrom auszukommen, ist es, wie in Gl. (2.3) ersichtlich, erforderlich, dass das Produkt aus Dichte und spezifischer Wärmekapazität möglichst groß ist.

Durch die Bedingung des niedrigen Schmelzpunktes ist die Wahl des Wärmeträgermediums allerdings sehr eingeschränkt und kann nur von folgenden drei Stoffen erfüllt werden.

Helium 4

Helium ist sehr reaktionsträge und liegt im relevanten Temperaturbereich ($T = 20\text{K} - 300\text{K}$) ausschließlich gasförmig vor. In Tabelle 2.1 sind Dichte und Wärmekapazität für verschiedene Temperaturen und für die Drücke $p = 1\text{bar}$ und $p = 10\text{bar}$, sowie das Produkt aus Wärmekapazität und Dichte aufgelistet.

Temperatur [K]	Druck [bar]	1		10	
50	$\rho \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	0,969	$\rho \cdot c_p = 5,038$	9,417	$\rho \cdot c_p = 49,646$
	$c_p \left[\frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	5,201		5,272	
100	$\rho \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	0,481	$\rho \cdot c_p = 2,497$	4,746	$\rho \cdot c_p = 24,722$
	$c_p \left[\frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	5,195		5,209	
200	$\rho \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	0,241	$\rho \cdot c_p = 1,249$	2,389	$\rho \cdot c_p = 12,411$
	$c_p \left[\frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	5,193		5,195	
300	$\rho \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	0,160	$\rho \cdot c_p = 0,833$	1,597	$\rho \cdot c_p = 8,293$
	$c_p \left[\frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	5,193		5,193	

Tabelle 2.1: Kennwerte von Helium 4 [21]

Neon

Neon ist ebenfalls ein inertes Gas und liegt im geforderten Temperaturbereich sowohl flüssig als auch gasförmig vor (kritischer Punkt bei $T = 44,4K$ und $p = 26,54bar$). Neon hat eine Dichte, die ungefähr der von Luft entspricht. Dies ermöglicht den Einsatz von Verdichtern, die eigentlich für die Förderung von Luft konzipiert sind. In Tabelle 2.2 sind die Werte für Dichte und Wärmekapazität von Helium aufgelistet.

Temperatur [K]	Druck [bar]	1		10	
50	$\rho [kg/m^3]$	5,0	$\rho \cdot c_p = 5,250$	60	$\rho \cdot c_p = 75$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	1,050		1,25	
100	$\rho \frac{kg}{m^3}$	2,5	$\rho \cdot c_p = 2,563$	25	$\rho \cdot c_p = 25,625$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	1,025		1,025	
200	$\rho \frac{kg}{m^3}$	1,4	$\rho \cdot c_p = 1,470$	13	$\rho \cdot c_p = 13,65$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	1,050		1,05	
300	$\rho \frac{kg}{m^3}$	0,9	$\rho \cdot c_p = 0,945$	8	$\rho \cdot c_p = 8,4$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	1,050		1,05	

Tabelle 2.2: Kennwerte von Neon [22]

Wasserstoff

Wasserstoff ist das leichteste der betrachteten Gase, jedoch auch das reaktionsfreudigste. Dies erfordert spezielle Leitungs- und Wärmetauschermaterialien. In Tabelle 2.3 sind die Werte für Dichte und Wärmekapazität von Wasserstoff aufgelistet.

Temperatur [K]	Druck [bar]	1		10	
50	$\rho [kg/m^3]$	0,489	$\rho \cdot c_p = 5,151$	5,282	$\rho \cdot c_p = 63,944$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	10,537		12,106	
100	$\rho \frac{kg}{m^3}$	0,245	$\rho \cdot c_p = 3,293$	2,428	$\rho \cdot c_p = 33,366$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	13,441		13,742	
200	$\rho \frac{kg}{m^3}$	0,121	$\rho \cdot c_p = 1,948$	1,204	$\rho \cdot c_p = 19,444$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	16,089		16,155	
300	$\rho \frac{kg}{m^3}$	0,080	$\rho \cdot c_p = 1,189$	0,803	$\rho \cdot c_p = 11,958$
	$c_p \frac{kJ}{kg \cdot K}$	14,862		14,885	

Tabelle 2.3: Kennwerte von Wasserstoff [19]

Kapitel 3

Varianten des Tanksystems

Aus der Vielzahl an Möglichkeiten die es für Speicherung, Verdampfung und Erwärmung des flüssigen Wasserstoffs gibt, wurden fünf Konzepte erarbeitet und miteinander verglichen. Aus diesen Varianten sollen die für die bestehende Anwendung aussichtsreichsten Konzepte numerisch betrachtet werden.

3.1 Variante 1

Charakteristik

- gasförmige Entnahme des Wasserstoffs
- Übertragung der Triebwerkswärme durch Wärmeträger
- Neon als Wärmeträger
- Verdampfung im Tank durch den Wärmeträger
- Überhitzung des Wasserstoffs durch den Wärmeträger

Die Variante 1 zeichnet sich durch die beste Regelbarkeit und durch die größte Systemsicherheit aus. Der Wärmeträger in dieser Variante ist Neon, das in einem separaten Kreislauf geführt wird. Neon besitzt seinen Tripelpunkt bei $T = 24,54K$ und seinen kritischen Punkt $T = 44,40K$ ([22]).

Wie in Abbildung 3.1 ersichtlich, wird das Neongas vom Sammelbehälter zum Wärmetauscher an der Oberfläche der Brennkammer gefördert. Hierzu ist ein Verdichter erforderlich. Im Wärmetauscher am Triebwerk wird der Brennkammeroberfläche Wärme entzogen und das Neon erhitzt. Das erhitzte Neon wird danach zu einem Proportionalventil geführt und in zwei Teilströme geteilt.

Ein Teilstrom wird durch einen im Tank befindlichen Wärmetauscher geführt; durch die abgegebene Wärme verdampft der Wasserstoff und der Systemdruck wird aufrechterhalten bzw. auf einen gewünschten Wert geregelt. Der zweite Teilstrom wird in einen Gas-Gas-Wärmetauscher geleitet und dient zur Überhitzung des gesättigten Wasserstoffgases auf eine gewünschte Temperatur.

Verdampfungsrate und Endtemperatur des Wasserstoffs können durch die Kombination aus drehzahlgeregelten Verdichter und Proportionalventil unabhängig voneinander eingestellt werden. Positiv ist auch, dass der reaktive Wasserstoff nicht mit heißen Triebwerksteilen und bewegten Teilen in Berührung kommt. Nachteilig bei dieser Variante ist allerdings die hohe Systemmasse.

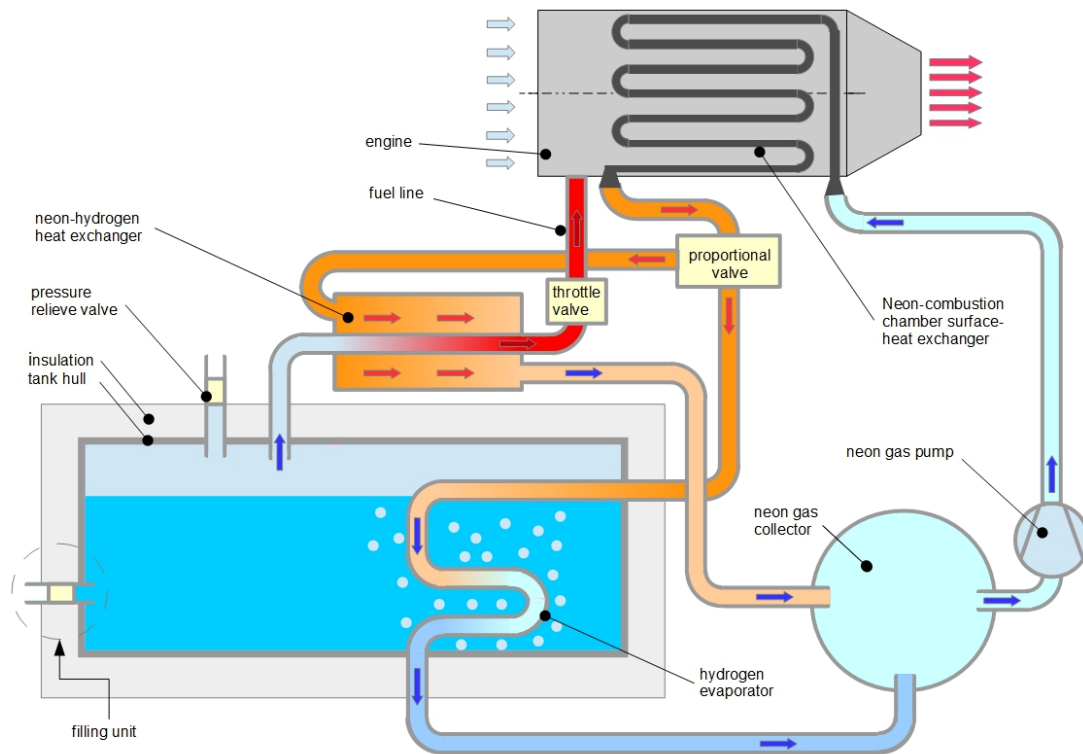


Abbildung 3.1: Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 1

3.2 Variante 2

Charakteristik

- gasförmige Entnahme des Wasserstoffs
- Verdampfung im Tank mit gasförmigem Wasserstoff als Wärmeträger
- zwei Wärmetauscher an der Triebwerkshülle

Bei Variante 2 wird ebenfalls gesättigtes Wasserstoffgas aus dem Tank entnommen. Der Wasserstoff wird danach durch einen Wärmetauscher geleitet, der sich an der Oberfläche der Brennkammer befindet, wie in Abbildung 3.2 ersichtlich. Das überhitzte Wasserstoffgas wird danach mit einem Proportionalventil in zwei Teilströme geteilt.

Ein Teilstrom wird durch einen im Tank befindlichen Wärmetauscher geleitet. Der überhitzte gasförmige Wasserstoff gibt Wärme an den flüssigen Wasserstoff ab. Durch die Verdampfung des flüssigen Wasserstoffs wird der Druck im Tank gehalten oder eingestellt. Der 2. Teilstrom wird am Tank vorbei geleitet. Die beiden Teilströme werden danach wieder zusammengeführt und die Temperatur des Massenstromes gemessen.

Wird eine vordefinierte Grenztemperatur unterschritten, wird der Wasserstoff durch einen zweiten am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher geleitet, weiter erwärmt und danach in den Sammelbehälter für den gasförmigen Wasserstoff geleitet. Liegt die Wasserstofftemperatur über der Grenztemperatur, gelangt er direkt in den Sammelbehälter. Der gasförmige Wasserstoff wird über ein Drosselventil aus dem System entnommen und dem Triebwerk zugeführt. Die Vorteile dieser Variante sind die geringe Systemmasse und das Fehlen bewegter Teile wie z.B. Verdichter. Nachteilig ist die geringe Regelbarkeit der Endtemperatur. Die Wärmetauscherflächen müssen so ausgelegt werden, dass sich über das gesamte Flugprofil eine möglichst gleichmäßige Austrittstemperatur des Wasserstoffs einstellt.

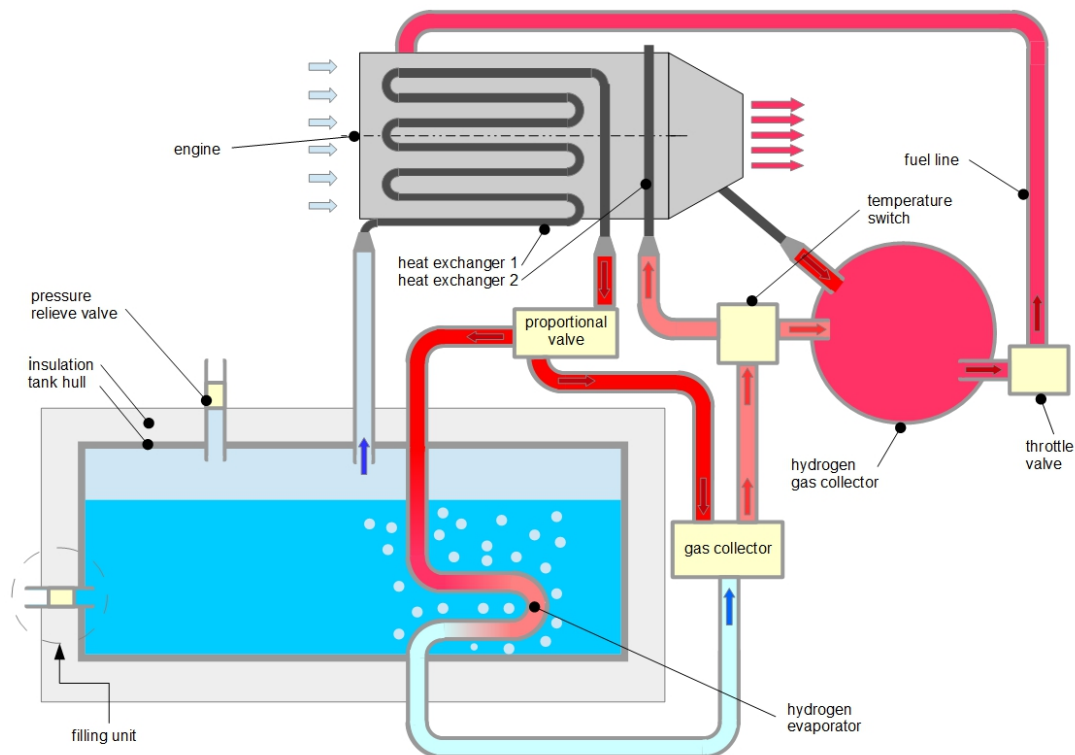


Abbildung 3.2: Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 2

3.3 Variante 3

Charakteristik

- Flüssige Entnahme des Wasserstoffs
- Druckerhöhung durch Flüssigwasserstoffpumpe
- Tankdruck wird über Rückführung von gasförmigem Wasserstoff eingestellt

Der prinzipielle Ausbau der Variante 3 ist in Abbildung 3.3 ersichtlich. Der Wasserstoff wird flüssig mit einer Flüssigwasserstoffpumpe entnommen. Dies ist bereits der größte Nachteil dieser Variante, da eine solche Pumpe als Zukaufteil praktisch nicht verfügbar ist und eine Entwicklung finanziell und zeitlich extrem aufwendig ist.

Vorteilhaft an dieser Variante wäre die leichte Einstellmöglichkeit des Wasserstoffmassenstroms mit Hilfe der Pumpe. Der flüssige Wasserstoff wird in den am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher gepumpt und dort verdampft und überhitzt. Wird die gewünschte Endtemperatur nicht erreicht, wird ein Teil des Massenstromes durch einen zweiten Wärmetauscher geleitet. Der Tankdruck wird über eine Rückführleitung mit Drosselventil eingestellt.

Bei dieser Variante wird die Verdampfungswärme aus dem Triebwerk generiert, das heißt, die Isolation des Tanks muss so stark ausgeführt werden, dass der Wärmeeintrag aus der Umgebung nicht zu einem unzulässig hohen Druckanstieg im Tank führt. Dies schlägt sich natürlich in der Masse nieder. Wird der zulässige Tankdruck überschritten, kommt es zum Boil-Off. Dieser Vorgang ist natürlich unerwünscht, da Treibstoff verloren geht.

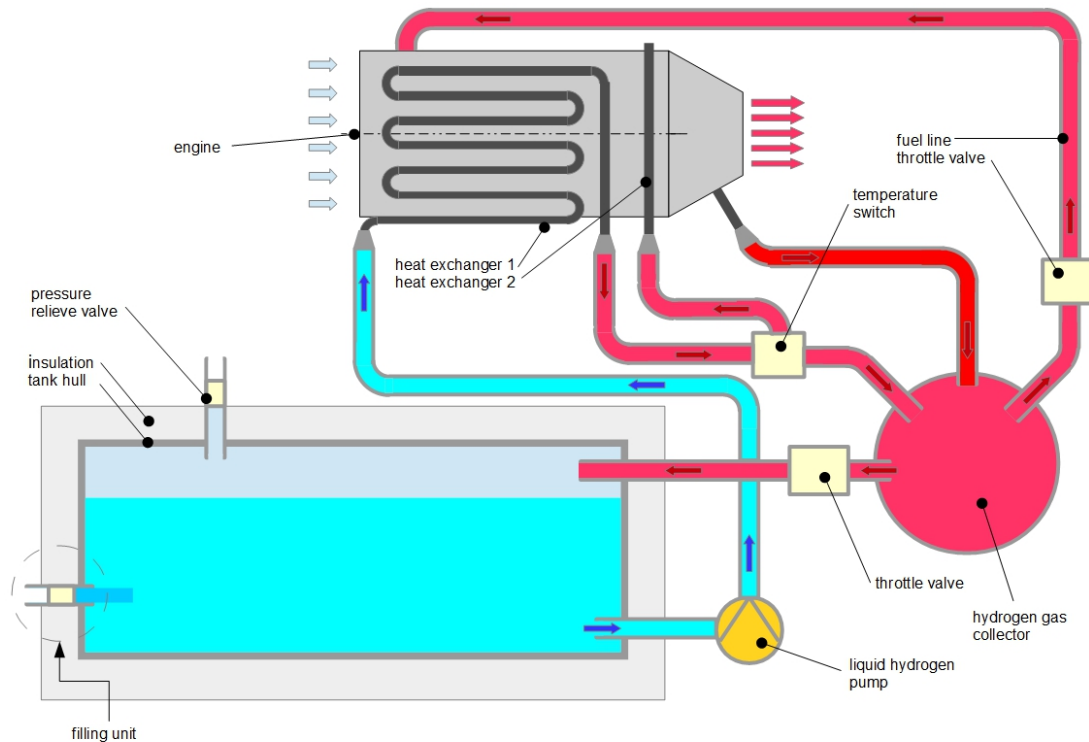


Abbildung 3.3: Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 3

3.4 Variante 4

Charakteristik

- gasförmige Entnahme von gesättigtem Wasserstoffgas
- Rückförderung von überhitztem Wasserstoffgas in den Tank zur Aufrechterhaltung des Tankdrucks

Bei Variante 4 wird der Wasserstoff gasförmig dem Tank entnommen und durch einen am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher geleitet, wie in Abbildung 3.4 ersichtlich. Wird eine Grenztemperatur unterschritten, wird ein zweiter Wärmetauscher in Serie geschaltet. Um eine ausreichende Verdampfung von LH₂ zu gewährleisten, wird, je nach Tankdruck, ein Teil des Wasserstoffs zurück in den Tank gefördert. Da es beim Durchlaufen von Rohrleitungen und Wärmetauscher zu einem Druckverlust kommt, ist für die Rückförderung ein Verdichter erforderlich. Das heiße Wasserstoffgas mischt sich mit dem flüssigen Wasserstoff und es kommt zur Verdampfung von Wasserstoff.

Diese Variante hat den Vorteil, dass der Verdichter das einzige bewegte Teil ist und in einem moderaten Temperaturbereich zum Einsatz kommt. Allerdings ist auch die Stromversorgung des Verdichters zu gewährleisten, was wieder zu einer Massenzunahme des Gesamtsystems führt. Die Tankisolation kann allerdings so ausgeführt werden, dass der Wärmeeintrag aus der Umgebung ausreicht, um die Verdampfung für einen niedrigen Lastzustand des Triebwerks zu gewährleisten.

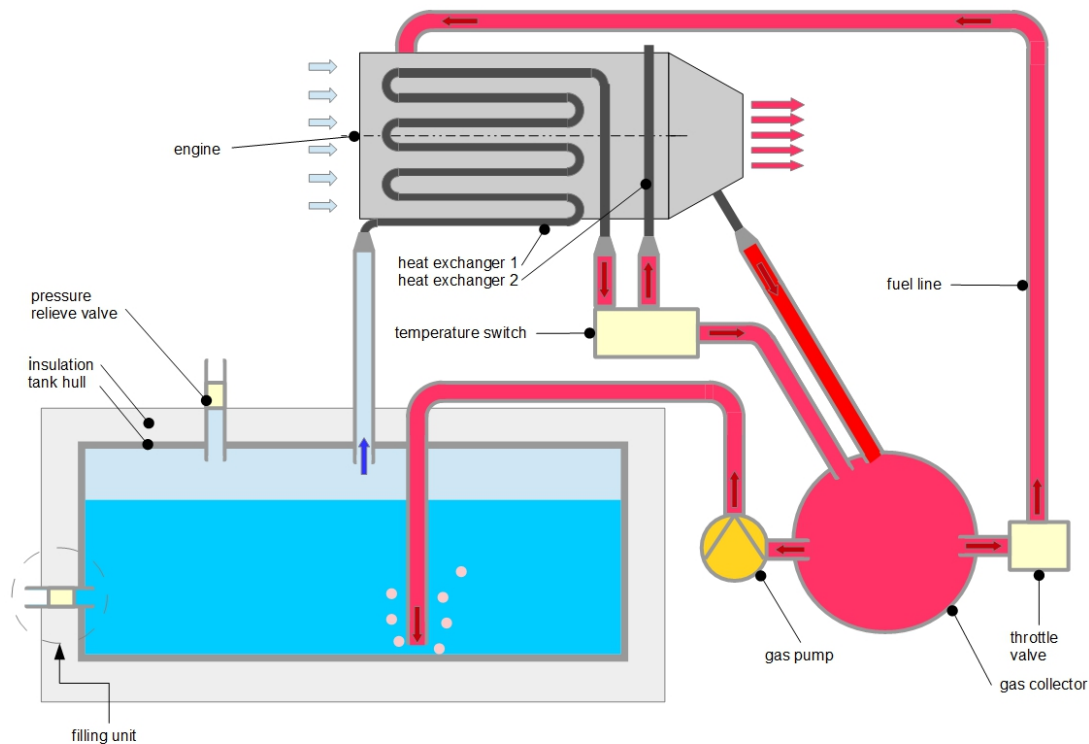


Abbildung 3.4: Aufbau und Anordnung der Komponenten in Variante 4

3.5 Entscheidung für weiter zu behandelnde Varianten

Bei der Wahl einer geeigneten Variante spielen zwei Faktoren eine Hauptrolle, erstens die Masse des Gesamtsystems und zweitens die Verfügbarkeit der benötigten Komponenten.

Variante 1 ist sicherlich aus technischer Sicht die sauberste Lösung, jedoch ist bereits jetzt abzusehen, dass die vorgegebene Gesamtmasse mit dieser Variante nicht erreicht werden kann. Man benötigt einen eigenen Kreislauf für das Neon, mit Ausgleichsbehälter und Verdichter zur Förderung. Auch ist ein Gas-Gas-Wärmetauscher in der Größenordnung 2-5 kW erforderlich, um die Wärme vom Neon auf den Wasserstoff zu übertragen. Vor allem in unserer Kleinanwendung ist damit zu rechnen, dass bewegte Bauteile und Ventile einen hohen Anteil an der Gesamtmasse haben, da diese Bauteile nicht für Fluganwendungen entwickelt wurden und dementsprechend schwer sind. Daher ist Variante 1 vom Systemaufbau zu aufwendig. Für Anwendungen, die über die Größe von Modellflugzeugen hinaus geht, hat diese Variante durchaus ihre Vorteile, vor allem was Regelbarkeit und Sicherheit betrifft.

Variante 2 besitzt den großen Vorteil, dass sie komplett ohne bewegte Komponenten auskommt. Das gesamte Konzept funktioniert allein über die Druckdifferenz zwischen Tank und Brennkammer. Da gasförmiger Wasserstoff entnommen wird, kann die Isolation des Tanks auch dünner ausgeführt werden als bei flüssiger Entnahme, da ein größerer Wärmeeintrag aus der Umgebung zulässig ist. Die Isolation wird dabei so ausgeführt, dass der durch den Wärmeeintrag über die Tankoberfläche verdampfte Wasserstoff den Leerlaufbedarf des Triebwerks abdeckt. Eine zu dünn ausgeführte Tankisolation hat jedoch einen Druckanstieg im Tank und ein Ablassen von gasförmigem Wasserstoff zur Folge.

Nachteilig ist die geringe Regelbarkeit der Endtemperatur, da entweder nur ein Wärmetauscher aktiv ist oder beide in Serie geschaltet sind. Dennoch wird dieses Konzept in ein Simulationsmodell umgesetzt, da der Vorteil der geringen Systemmasse überwiegt.

Variante 3 erfordert prinzipiell eine Flüssigwasserstoffpumpe, die für unsere Größenordnung unter Umständen verfügbar wäre, jedoch ein schweres und teures Bauteil ist. Der Vorteil, dass der

Tankdruck gesenkt werden kann (geringere Wandstärke des Tanks), wird durch die aufwendige Isolierung des Tanks wieder kompensiert. Variante 3 scheidet für unsere Anwendung aus.

Variante 4 wird allerdings weiterverfolgt. Der Aufbau erscheint relativ einfach und leicht. Es muss kein Wärmetauscher im Tank verbaut werden, womit dieser im Aufbau leicht im Gewicht und in der Herstellung ist. Lediglich ein Verdichter für die Rückförderung des überhitzten Wasserstoffs ist erforderlich, dieser kann jedoch bei moderaten Temperaturen betrieben werden.

Kapitel 4

Modellierung der Einzelkomponenten

Die in Kapitel 3 ausgewählten Varianten sollen nun in einem Simulationsmodell untersucht werden. Das Simulationsmodell wird in der Skriptsprache Python (Version 2.7.6) programmiert, Cantera ([19]) liefert dabei die Stoffwerte für den Wasserstoff. Die im Tank verbauten Einzelkomponenten wie z.B. Rohre, Wärmetauscher, Tank, etc. werden als Einzelkomponenten programmiert und danach zu einem Gesamtmodell zusammengefügt.

4.1 Flugmission - Treibstoffverbrauch

Die Flugmission ist die übergeordnete Komponente des Tanksystems. In dieser Komponente wird die gewünschte Flugmission festgelegt, sowie die Triebwerksdaten festgelegt und daraus der Treibstoffverbrauch berechnet. Zusätzlich wird in der Komponente Flugmission noch der Zeitschritt für die numerische Berechnung des gesamten Tanksystems festgelegt.

Die Eingabedaten der Komponente Flugmission sind:

- Dauer der Flugphasen
- Schubwerte der Flugphasen
- Kennwerte des Triebwerks
- verwendeter Zeitschritt

4.1.1 Mathematisches Modell

Der insgesamt benötigte Treibstoff ergibt sich durch Aufsummation der Massenströme \dot{m}_{fuel} zum Zeitpunkt t multipliziert mit dem Zeitschritt Δt . Dabei wird auch das Beschleunigungsvermögen des Triebwerks (siehe Tabelle 1.3) berücksichtigt.

$$m_{fuel} = \frac{1}{1000} \cdot \sum_{i=1}^n \dot{m}_{fuel}(t) \cdot \Delta t \quad (4.1)$$

4.1.2 Anwendungsbeispiel

In diesem kurzen Anwendungsbeispiel soll diese Komponente erläutert werden.

Eingabedaten

Das Aufrufen der Klasse erfolgt unter:

```
import numpy as np
import flugkurve

flugmission_example = flugkurve.flugkurvenberechnung()
```

Die Schrittweite der Berechnung und die Phasen der Flugmission werden in Sekunden eingegeben. Der Flug setzt sich aus folgenden Flugphasen zusammen:

- Betankung des Flugzeuges am Rollfeld
- Anlassen des Triebwerks
- Wartezeit auf dem Rollfeld
- Starten und Steigflug
- Landeanflug
- Landen
- Durchstarten oder Schubumkehr auf der Landebahn
- Wartezeit auf dem Rollfeld

Es ist anzumerken, dass beim Triebwerk KJ 66 keine Schubumkehr möglich ist. In diesen Fall stellt die Flugphase Durchstarten und Schubumkehr stellvertretend für einen plötzlichen Leistungssprung.

```
flugmission_example.t_tanken = 0.00           # benötigte Zeit zum Tanken und Konditionieren
flugmission_example.t_anlassen = 5.00        # Anlassdauer 15% Volllast
flugmission_example.t_warten1 = 300.00      # Wartezeit auf dem Rollfeld bei Leerlauf
                                           # nach dem Anlassen
flugmission_example.t_start_steig = 180.00  # Start und Steigflug bei Volllast
flugmission_example.t_horizontal = 565.00   # Horizontalflug bei 70% Volllast
flugmission_example.t_sink = 120.00        # Anflug auf Flughafen bei 30% Volllast
flugmission_example.t_landen = 20.00       # Landen bei Leerlauf
flugmission_example.t_umkehr = 10.00       # Umkehrschub bei Volllast
flugmission_example.t_warten2 = 500.00     # Wartezeit auf dem Rollfeld bei Leerlauf
```

Die Triebwerkskennlinie wird mit Hilfe von Stützpunkten angegeben, wobei die Anzahl theoretisch beliebig ist. Die erste Zahl ist der Schubwert in Newton der zweite der dazugehörige Kraftstoffverbrauch in Gramm pro Sekunde. Die Stützpunkte werden danach durch ein Polynom 5. Ordnung angenähert.

In Abbildung 4.1 ist eine solche Annäherung grafisch dargestellt. Die Punkte stellen die eingegebenen Stützpunkte dar, und die durchgezogene Linie ist die an diese Stützpunkte angenäherte Kennlinie des Triebwerks.

```
# Stützpunkte
flugmission_example.punkte = np.array([(65.00, 1.4), (52.00, 1.2), (37.00,1.00),
(23.00,0.80), (12.00,0.6), (5.00,0.4)])
```

Die Schubdaten bei Leerlauf sowie der Maximalschub des verwendeten Triebwerks werden angegeben. Ebenfalls ist das Beschleunigungsvermögen des Triebwerks in [N/s] anzugeben.

```
# Schubdaten
# Leerlaufschub in [N]
flugmission_example.schub_leerlauf = 5.00
# Maximalschub in [N]
flugmission_example.schub_max = 65.00
# Maximale Steigung beim Hochfahren oder Herunterfahren in [N/s]
flugmission_example.max_steigung = 10.00
```

Für die verschiedenen Flugphasen müssen die entsprechenden Schubwerte festgelegt werden.

```
# Schub beim Betanken des Flugzeuges [N]
flugmission_example.schub_tanken = 0.00
# Schub beim Anlassen des Triebwerks, [N]
flugmission_example.schub_anlassen = 0.15*flugmission_example.schub_max
# Schub beim Warten auf dem Rollfeld, [N]
flugmission_example.schub_warten1 = flugmission_example.schub_leerlauf
# Schub beim Starten und im Steigflug, [N]
flugmission_example.schub_start_steig = flugmission_example.schub_max
# Schub beim Horizontalflug, [N]
flugmission_example.schub_horizontal = 0.7*flugmission_example.schub_max
# Schub beim Sinkflug, [N]
flugmission_example.schub_sink = 0.3*flugmission_example.schub_max
# Schub beim Landeanflug, [N]
flugmission_example.schub_landen = flugmission_example.schub_leerlauf
# Schubumkehr auf der Landebahn, [N]
flugmission_example.schub_umkehr = flugmission_example.schub_max
# Schub beim Warten auf dem Rollfeld, [N]
flugmission_example.schub_warten2 = flugmission_example.schub_leerlauf
```

Berechnung

Die Berechnung wird mit folgendem Befehl ausgeführt:

```
flugmission_example.calculate_data()
```

Ergebnis

Die Ergebnisse der Berechnung sind unten angeführt und können in den weiterführenden Berechnungen verwendet werden.

```
#Lösungsvariablen
#Anzahl der Schritte
flugmission_example.n
# Array für die Zeit
flugmission_example.time
# Array für den Schub
flugmission_example.schub
# Array für den Kraftstoffverbrauch [g/s]
flugmission_example.fuel_consumpt
# Array für den Verbrauchten Kraftstoff [kg]
flugmission_example.total_fuel
```

Es können auch Grafiken der Triebwerkskennlinie und der Flugmission mit den unten angeführten Befehlen geplottet werden. Beim Aufrufen werden die Grafiken automatisch unter: `flugkurvenberechnung_grafik_1.pdf` (Abbildung 4.1) und `flugkurvenberechnung_grafik_2.pdf` (Abbildung 4.2) gespeichert. Die Grafik der Flugmission (Abbildung 4.2) enthält zum einen den momentanen Kraftstoffverbrauch sowie den momentanen Schub des Triebwerks und zum anderen den insgesamt verbrauchten Wasserstoff, über die Dauer der Flugmission aufgetragen.

```
# Plotten des Triebwerksprofils
flugmission_example.plottriebwerksprofil()

# Plotten der Flugmission
flugmission_example.plotflugprofil()
```

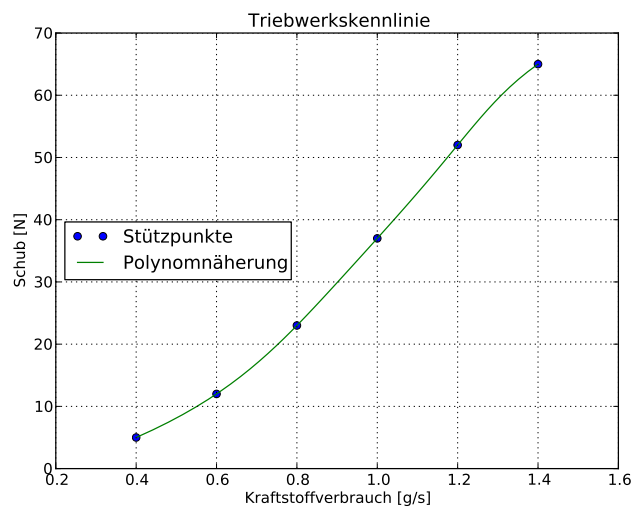


Abbildung 4.1: Kennlinie des Triebwerks

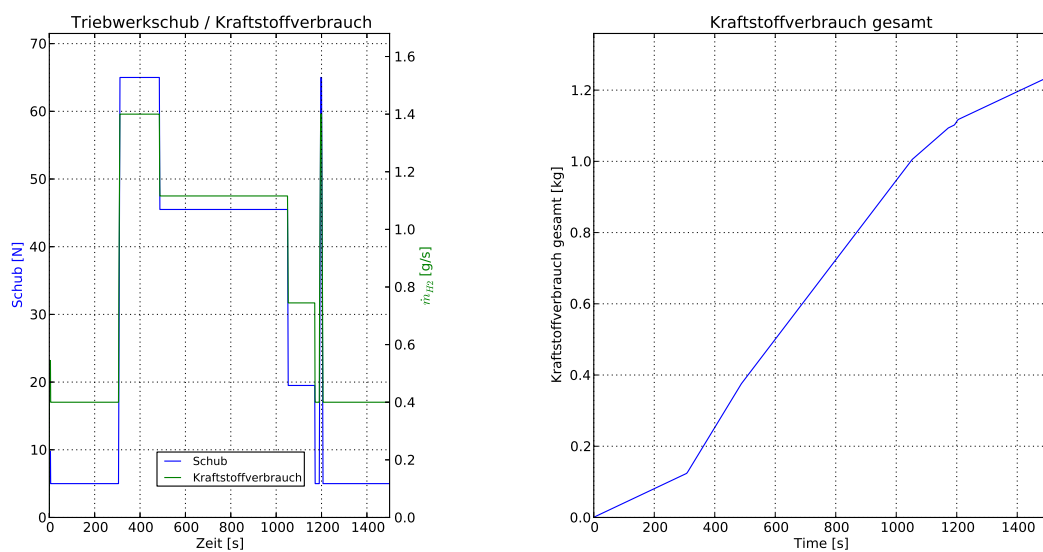


Abbildung 4.2: Daten der Flugmission

4.2 LH2 Tank

Der LH2 Tank ist die zentrale Komponente des Tanksystems und wird in der Modellierung als zylinderförmiger, isolierter Körper dargestellt. Wasserstoff wird gasförmig als gesättigtes Wasserstoffgas entnommen. Es kann dem Tank im Simulationsmodell auch Wasserstoff beliebigen Zustandes zugeführt werden.

4.2.1 Mathematisches Modell

Skizze des Modells

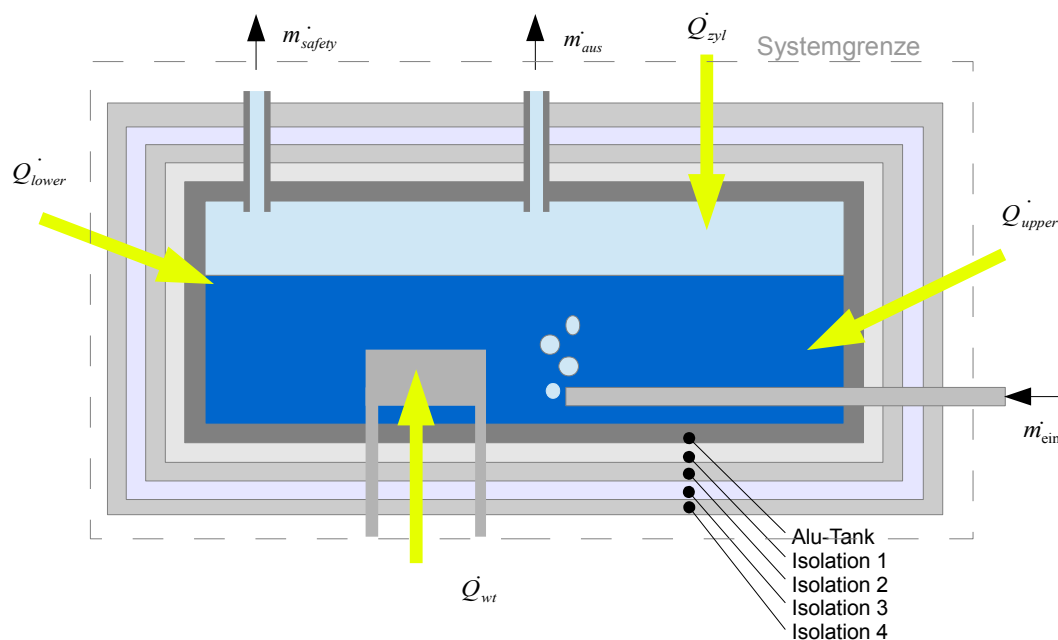


Abbildung 4.3: Darstellung der ein- und austretenden Massen- und Energieströme des LH2 Tanks

Massenerhaltung

Wie in Abbildung 4.3 dargestellt, bestehen die austretenden Massenströme aus dem, für das Triebwerk bestimmten Wasserstoffmassenstrom \dot{m}_{aus} sowie, bei einer Überschreitung des zulässigen Tankdrucks, dem durch das Sicherheitsventil entweichenden Wasserstoff \dot{m}_{safety} .

Anzumerken ist, dass bei der Berechnung grundsätzlich nicht zwischen dem Sicherheitsventil und dem Boil-Off-Ventil unterschieden wird, bei der konstruktiven Ausführung müssen diese beiden Ventile aus Sicherheitsgründen allerdings getrennt ausgeführt werden.

Je nach Bauform kann auch ein eintretender Wasserstoffmassenstrom \dot{m}_{ein} vorhanden sein.

Die Wasserstoffmasse im Tank nach einem Zeitschritt Δt berechnet sich laut Gleichung 4.2 aus der Wasserstoffmasse zum Zeitpunkt $t = 0$, plus der Differenz aus eintretenden und austretenden Massenströmen multipliziert mit dem Zeitschritt Δt . Es wurde ein quasistationäres Modell gewählt, bei dem die Massenströme als konstant für den Berechnungszeitraum $t \in [0, \Delta t]$ betrachtet werden. Ist der Zeitschritt gering genug, ist diese Annahme für die Massenerhaltung hinreichend genau.

Die Zeit t der Komponente LH2 Tank entspricht dabei nicht der globalen Zeit der Flugmission, sondern lediglich dem Zeitraum eines Berechnungsschritts dieser Komponente.

$$m_{Tank}(t = \Delta t) = m_{Tank}(t = 0) + (\dot{m}_{ein-H2} - \dot{m}_{aus-H2} - \dot{m}_{safety}) \cdot \Delta t \quad (4.2)$$

Energieerhaltung

Die Gleichung für Energieerhaltung folgt aus dem ersten Hauptsatz der Thermodynamik ([17]). Die Systemgrenze ist in Abbildung 4.3 dargestellt.

$$\frac{dU}{dt} = \sum_i \dot{Q}_i + \sum_j \dot{W}_j + \sum_k \dot{m}_{ein} \cdot (h_{ein} + \frac{1}{2}c_{ein}^2 + g \cdot z_{ein}) - \sum_k \dot{m}_{aus} \cdot (h_{aus} + \frac{1}{2}c_{aus}^2 + g \cdot z_{aus}) \quad (4.3)$$

U in Gl. 4.3 ist dabei die innere Energie des im Tank befindlichen Wasserstoffs und hat die Einheit Joule. \dot{Q} sind die Wärmeleistungen und \dot{W}_t die technische Leistung über die Systemgrenze in Watt.

Folgende Vereinfachungen bei Gleichung 4.3, ergibt somit die Energiegleichung des LH2 Tanks.

- Das Differential $\frac{dU}{dt}$ wird als Differenz $\frac{m_{Tank}(t=\Delta t) \cdot u_{Tank}(t=\Delta t) - m_{Tank}(t=0) \cdot u_{Tank}(t=0)}{\Delta t}$ approximiert.
- Massenströme werden als konstant für den Zeitraum $t \in [0, \Delta t]$ betrachtet.
- Wärmeströme werden als konstant für den Zeitraum $t \in [0, \Delta t]$ betrachtet.
- Die spezifischen Enthalpien werden als konstant für den Zeitraum $t \in [0, \Delta t]$ betrachtet, wobei der Wert demjenigen bei $t = 0$ entspricht.
- Kinetische und potentielle Energien werden vernachlässigt.
- Im Tank herrscht zu jedem Zeitpunkt eine ideale Durchmischung.
- Die Masse sowie die innere Energie des Metalltanks sowie der Isolation werden vernachlässigt, m_{Tank} stellt somit nur die Masse des im Tank befindlichen Wasserstoffes dar.

$$\begin{aligned} m_{Tank}(t = \Delta t) \cdot u_{tank}(t = \Delta t) &= m_{tank}(t = 0) \cdot u_{tank}(t = 0) \\ &+ [\dot{m}_{ein} \cdot h_{ein} - (\dot{m}_{aus} + \dot{m}_{safety}) \cdot h''_{Tank}(t = 0)] \cdot \Delta t \\ &+ [\dot{Q}_{zyl} + \dot{Q}_{upper} + \dot{Q}_{lower}] \cdot \Delta t \end{aligned} \quad (4.4)$$

Da beide zu behandelnden Varianten über eine gasförmige Wasserstoffentnahme verfügen, hat der austretende Wasserstoff (ganz gleich ob geplant oder über Sicherheits- und Boil-Off-Ventil) die spezifische Enthalpie des gesättigten Wasserstoffgases h''_{Tank} .

Da h''_{Tank} lediglich eine Funktion des Tankdrucks ist und dieser möglichst konstant gehalten werden soll, ist die oben getroffene Vereinfachung durchaus vertretbar.

Die Größen \dot{Q}_{zyl} , \dot{Q}_{upper} und \dot{Q}_{lower} sind dabei die Wärmeeinträge über die Zylinderoberfläche sowie der beiden Deckflächen des Tanks.

Auch die anderen getroffenen Annahmen bieten bei genügend kleinen Zeitschritten ausreichend Genauigkeit.

Bedingung $V_{Tank} = konst.$

Neben der Massen- und Energieerhaltung muss auch der Gasanteil x_{Tank} im Tank mit in die Berechnung genommen werden. Zunächst wird in Gl. 4.5 die im Tank befindliche Wasserstoffmasse m_{Tank} als Produkt aus dem konstanten Tankvolumen V_{Tank} und der Dichte des Wasserstoffs ρ_{Tank} dargestellt.

$$m_{Tank} = V_{Tank} \cdot \rho_{Tank} \quad (4.5)$$

Dabei ist die Dichte abhängig von x_{Tank} des Zweiphasengemisches und dem Tankdruck p_{Tank} (Gl. 4.6).

$$\rho_{Tank} = f(x_{Tank}(t = \Delta t), p_{Tank}(t = \Delta t)) \quad (4.6)$$

Im Berechnungsfile der modellierten Komponente des LH2 Tanks wird die Gl. 4.2 zuerst gelöst, danach werden Gl. 4.4 und Gl. 4.5 als Gleichungssystem mithilfe des Solvers fsolve (sucht die Nullpunkte des Gleichungssystems) iterativ gelöst, wobei $x_{tank}(t = \Delta t)$ und $p_{tank}(t = \Delta t)$ die Variablen sind. Dem Modul PureFluids des Programms Cantera ([19]) werden dabei die Stoffwerte für Wasserstoff im Zweiphasengebiet entnommen.

Wärmeeintrag

Bevor das oben angeführte Gleichungssystem gelöst wird, wird der Wärmeeintrag aus der Umgebung berechnet. Aus Gründen der Rechenzeit wird diese Berechnung außerhalb des Gleichungssystems gelöst. Obwohl die Berechnung der eingebrachten Wärmeleistung essentiell für das Tanksystem ist, stellt dies keine große Fehlerquelle dar. Die Temperaturdifferenz zwischen Umgebung und dem LH2 beträgt ca. 250 Kelvin, die Änderung der LH2 Temperatur auf Grund der Druckänderung im Tank beträgt allerdings nur einige $\frac{1}{100}$ Kelvin.

Den größten Beitrag liefert dabei der Wärmeeintrag über die Zylinderfläche des Tanks.

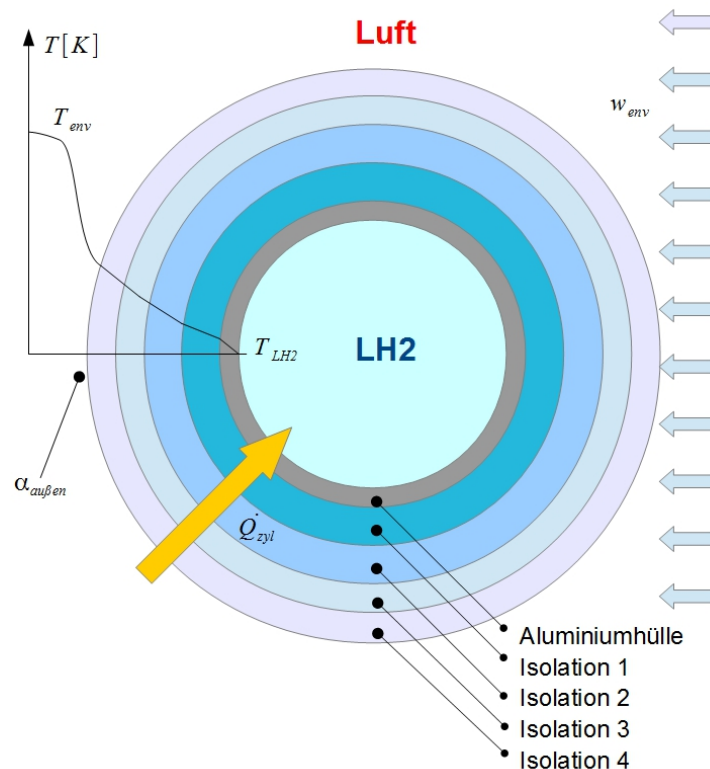


Abbildung 4.4: Wärmeeintrag über die Zylinderfläche des Tanks

Die Berechnung des Wärmestromes erfolgt laut VDI-Wärmeatlas ([16, Abschnitt Eb1]). Diese Berechnungsmethode gilt für stationäre Zustände in der Wärmeübertragung. Da die Veränderungen über den Betrachtungszeitraum allerdings sehr gering sind, kann diese Methode hier verwendet werden.

Wie in Gleichung 4.7 ersichtlich, ist der Wärmestrom durch die Zylinderfläche \dot{Q}_{zyl} proportional der Temperaturdifferenz zwischen der Umgebung (T_{env}) und dem flüssigen Wasserstoff im Tankinneren (T_{LH2}) und der Länge des Zylinders l_{zyl} . Im Nenner der Gleichung 4.7 stehen die Wärmeleitfähigkeiten sowie die Abmessungen der isolierenden Schichten des Tanks. Die isolierenden Schichten sind die Metallhülle des Tanks und die vier Schichten der Schaumisolation. Ebenso im Nenner steht die Wärmeübergangszahl der Außenfläche des isolierten Tanks zur Umgebung $\alpha_{au\beta en}$, diese wird laut VDI Wärmeatlas ([16, Abschnitt Gf1]) berechnet. Die Wärmeübergangszahl der Innenfläche zum flüssigen Wasserstoff wird vernachlässigt, da die Wärmeleitfähigkeiten der Schaumisolation die bestimmenden Größen in dieser Gleichung sind.

$$\dot{Q}_{zyl} = \frac{l_{zyl} \cdot \pi \cdot (T_{env}(t=0) - T_{LH2}(t=0))}{\frac{\ln \frac{d_{alu}}{d_{in}}}{2 \cdot \lambda_{alu}} + \frac{\ln \frac{d_{isol1}}{d_{alu}}}{2 \cdot \lambda_{isol1}} + \frac{\ln \frac{d_{isol2}}{d_{isol1}}}{2 \cdot \lambda_{isol2}} + \frac{\ln \frac{d_{isol3}}{d_{isol2}}}{2 \cdot \lambda_{isol3}} + \frac{\ln \frac{d_{isol4}}{d_{isol3}}}{2 \cdot \lambda_{isol4}} + \frac{1}{\alpha_{au\beta en} \cdot d_{isol4}}} \quad (4.7)$$

Die Schaumisolation wird, wie in Abbildung 4.4 dargestellt, in vier Schichten aufgeteilt. Grund dafür ist die Temperaturabhängigkeit der Wärmeleitfähigkeit. Die Wärmeleitfähigkeit wird als linear approximiert, wobei ein unterer und oberer Stützpunkt anzugeben ist. Die Berechnung der Wärmeleitfähigkeit erfolgt mit dem Mittelwert der Temperatur zwischen Innen- und Außenfläche der Isolationsschicht. Das Gleichungssystem besteht aus der Gl. 4.7, dem Berechnungsschema für die Berechnung der Wärmeübergangszahl laut VDI Wärmeatlas ([16, Abschnitt Gf-1]) und der linearen Approximation der Wärmeleitfähigkeit.

Es kommt natürlich nicht nur über die Zylinderfläche des LH2 Tanks zu einem Wärmeeintrag aus der Umgebung, sondern auch über die beiden Deckflächen des zylindrischen Tanks. Diese Flächen werden vereinfacht als ebene Flächen betrachtet.

Wie in Abbildung 4.5 ersichtlich ist, ist der Aufbau der Deckfläche des Zylinders ident mit dem vorhin beschriebenen Aufbau der Zylinderfläche.

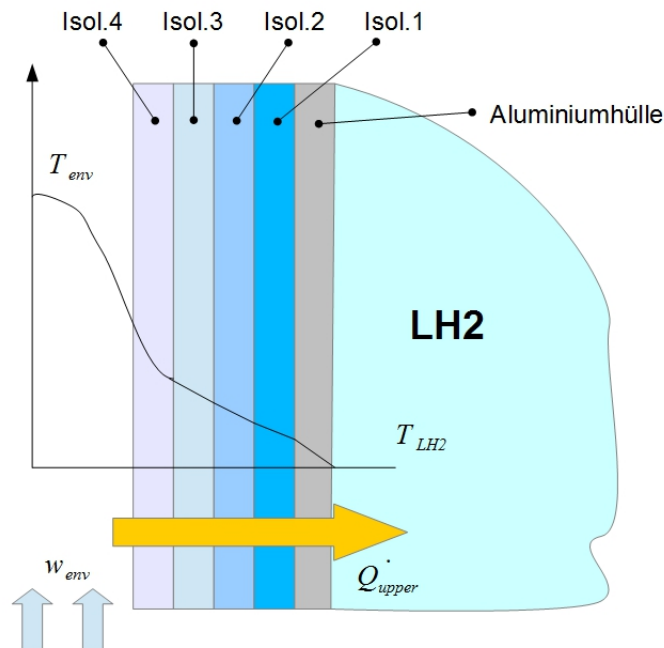


Abbildung 4.5: Wärmeeintrag über die obere und untere Deckfläche des zylinderförmigen Tanks

Die Gleichungen für die Wärmeeinträge durch die beiden Flächen (Gl. 4.8 und Gl. 4.9) wurden ebenfalls dem VDI-Wärmeatlas [16, Ea1] entnommen.

$$\dot{Q}_{upper} = \frac{A_{upper} \cdot (T_{env} - T_{LH2})}{\frac{b_{alu-upper}}{\lambda_{alu-upper}} + \frac{b_{isol-upper}}{\lambda_{isol1-upper}} + \frac{b_{isol2-upper}}{\lambda_{isol2-upper}} + \frac{b_{isol3-upper}}{\lambda_{isol3-upper}} + \frac{b_{isol4-upper}}{\lambda_{isol4-upper}} + \frac{1}{\alpha_{auBen}}} \quad (4.8)$$

$$\dot{Q}_{lower} = \frac{A_{lower} \cdot (T_{env} - T_{LH2})}{\frac{b_{alu-lower}}{\lambda_{alu-lower}} + \frac{b_{isol1-lower}}{\lambda_{isol1-lower}} + \frac{b_{isol2-lower}}{\lambda_{isol2-lower}} + \frac{b_{isol3-lower}}{\lambda_{isol3-lower}} + \frac{b_{isol4-lower}}{\lambda_{isol4-lower}} + \frac{1}{\alpha_{auBen}}} \quad (4.9)$$

Im Gleichungssystem werden auch die Wandtemperaturen der einzelnen Isolationsschichten gelöst und können ausgelesen werden.

4.2.2 Anwendungsbeispiel

Eingabedaten

Folgende Daten müssen vor einer Berechnung definiert werden:

```
# Definieren des Zeitschritts
tank_example.t = 0.01 # in [s]

# Definieren der Massenströme
tank_example.m_dot_ein = 0.01 # Eintretender Massenstrom in [kg/s]
tank_example.m_dot_aus = 0.05 # Austretender Massenstrom in [kg/s]

# Definieren des einströmenden Fluids
tank_example.fluid_ein_T = 200.0 # Temperatur des einströmenden Fluids in [K]
tank_example.fluid_ein_p = 8.e5 # Druck des ausströmenden Fluids in [Pa]
```

Die Masse des im Tank befindlichen Wasserstoffs zum Zeitpunkt $t=0$ ergibt sich aus dem Tankvolumen V , dem Tankdruck p_{tank_t0} , und dem Masseanteil an gasförmigen Wasserstoff x_{tank_t0} .

```
# Definieren des Tankvolumens
tank_example.V = 0.035 # in [m^3]

# Definieren des zulässigen Maximaldrucks des Tanks => Danach öffnet Sicherheitsventil
tank_example.p_max = 10.e5 # in [Pa]

# Definieren der Größe des Sicherheitsventils
tank_example.d_safety_valve = 0.005 # Durchmesser in [m]

# Definieren des Ausgangszustandes des Tankinhaltes zum Zeitpunkt t=0
tank_example.p_tank_t0 = 5.e5 # in [Pa]
tank_example.x_tank_t0 = 0.05 # in []

# Definieren der elektrischen Leistung des Heizstabes zur Konditionierung
tank_example.P_el = 1000.00 # in [W]

# Eingebraachte Wärmeleistung durch zB: Wärmetauscher
tank_example.q_dot_ein = 0.00 # in [W]
```

Für die Berechnung der eingebrachten Wärmemenge aus der Umgebung wird der Tank als idealer Zylinder angenommen. Die Abmessungen dieses Zylinders müssen angegeben werden.

Achtung: Die eingegebenen Werte für die Zylinderabmessungen werden nicht mit dem oben angegebenen Tankvolumen abgeglichen und sind von diesem unabhängig.
Der Tank besteht aus einem Metallzylinder mit Innen- und Außendurchmesser und drei Isolierschichten deren Außendurchmesser angegeben werden.

```
#=====
#===== Daten für Wärmedurchgang von Umgebung zu Tank =====
#=====

tank_example.length = 0.3 # inner length of the tank in [m]
tank_example.d_in = 0.3 # inner diameter of the tank [m]

#===== Cylindrical Surface =====
tank_example.d_steel = 0.31 # outer diameter of the steel hull [m]

tank_example.d_insul_1 = 0.35 # outer diameter of insulation 1 [m]
tank_example.d_insul_2 = 0.40 # outer diameter of insulation 2 [m]
tank_example.d_insul_3 = 0.45 # outer diameter of insulation 3 [m]
tank_example.d_insul_4 = 0.50 # outer diameter of insulation 4 [m]
```

Die Wärmedurchgangszahlen der verwendeten Materialien werden als linear approximiert, Stütz-
werte bei 50K und 250K werden angegeben.
Die Stütz-
werte werden bei diesen Temperaturen angegeben, weil die Materialien in diesen Bereich einen relativ linearen Verlauf haben, und sich der Großteil der Berechnung in diesen Bereich stattfindet.

```
tank_example.lambda_zyl_steel_50 = 6.00 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_zyl_steel_250 = 14.00 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_zyl_insul_1_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_zyl_insul_1_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_zyl_insul_2_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_zyl_insul_2_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_zyl_insul_3_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_zyl_insul_3_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_zyl_insul_4_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_zyl_insul_4_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]
```

Schichtdicken und Wärmedurchgangszahlen müssen auch für die obere und untere Deckfläche
des zylinderförmigen Tanks angegeben werden, welche bei der real ausgeführten Konstruktion
als Klöpperböden ausgeführt sind.

```
#===== Upper end wall of the tank =====

tank_example.b_steel_upper = 0.01 # thickness of the steel hull [m]

tank_example.b_insul_1_upper = 0.02 # thickness of insulation 1 [m]
tank_example.b_insul_2_upper = 0.02 # thickness of insulation 2 [m]
tank_example.b_insul_3_upper = 0.02 # thickness of insulation 3 [m]
tank_example.b_insul_4_upper = 0.02 # thickness of insulation 4 [m]

"""
Thermal conductivity of the steel hull and insulation of the
cylindrical surface of the tank is approximated as linear
"""
```



```

tank_example.lambda_upper_steel_50 = 6.00 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_upper_steel_250 = 14.00 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_upper_insul_1_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_upper_insul_1_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_upper_insul_2_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_upper_insul_2_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_upper_insul_3_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_upper_insul_3_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_upper_insul_4_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_upper_insul_4_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

```

```

#===== lower end wall of the tank =====

```

```

tank_example.b_steel_lower = 0.01 # thickness of the steel hull [m]

tank_example.b_insul_1_lower = 0.02 # thickness of insulation 1 [m]
tank_example.b_insul_2_lower = 0.02 # thickness of insulation 2 [m]
tank_example.b_insul_3_lower = 0.02 # thickness of insulation 3 [m]
tank_example.b_insul_4_lower = 0.02 # thickness of insulation 4 [m]

```

```

"""

```

```

Thermal conductivity of the steel hull and insulation of the
cylindrical surface of the tank is approximated as linear
"""

```

```

tank_example.lambda_lower_steel_50 = 6.00 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_lower_steel_250 = 14.00 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_lower_insul_1_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_lower_insul_1_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_lower_insul_2_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_lower_insul_2_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_lower_insul_3_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_lower_insul_3_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

tank_example.lambda_lower_insul_4_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
tank_example.lambda_lower_insul_4_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

```

Für die Berechnung des Wärmeübergangs zwischen Außenhülle des Tanks und Umgebung muss außerdem die Außentemperatur, der Außendruck und Umströmungsgeschwindigkeit festgelegt werden.

```

#===== Umgebungszustand =====
tank_example.T_env = 293.15 # Temperature of the environment [K]
tank_example.w_env = 3.00 # Airspeed around the tank [m/s]
tank_example.p_env = ct.one_atm # environment pressure [Pa]
#=====

```

Berechnung

Mit dem Aufruf `tank_example.calculate` kann nun der Zustand des Tanks nach dem gewünschten Zeitschritt berechnet werden.

```
tank_example.calculate()
```

Ergebnis

Die Ergebnisse der Berechnung können danach aufgerufen und weiterverarbeitet werden. Das hier betrachtete Beispiel liefert folgendes Ergebnis.

Ergebnis der Berechnung

Tankmasse zum Zeitpunkt t=0 = 1.470010 [kg]

Außentemperatur des Stahlmantels = 27.186644 [K]

Außentemperatur des ersten Isoliermantels = 119.783582 [K]

Außentemperatur des zweiten Isoliermantels = 193.979376 [K]

Außentemperatur des dritten Isoliermantels = 248.107686 [K]

Außentemperatur des vierten Isoliermantels = 290.932146 [K]

Wärmestrom in den Tank über die Zylinderfläche = 16.070808 [Watt]

Außentemperatur der oberen Stahlfläche = 27.231233 [K]

Außentemperatur des ersten oberen Isoliermantels = 118.191346 [K]

Außentemperatur des zweiten oberen Isoliermantels = 185.324150 [K]

Außentemperatur des dritten oberen Isoliermantels = 241.098419 [K]

Außentemperatur des vierten oberen Isoliermantels = 289.856410 [K]

Wärmestrom in den Tank über die obere Stirnseite des Zylinders = 3.579857 [Watt]

Außentemperatur der unteren Stahlfläche = 27.231233 [K]

Außentemperatur des ersten unteren Isoliermantels = 118.191346 [K]

Außentemperatur des zweiten unteren Isoliermantels = 185.324150 [K]

Außentemperatur des dritten Isoliermantels = 241.098419 [K]

Außentemperatur des vierten Isoliermantels = 289.856410 [K]

Wärmestrom in den Tank über die untere Stirnseite des Zylinders = 3.579857 [Watt]

Wasserstoffmasse im Tank = 1.469610 [kg]

Tankdruck = 500319.347649 [Pa]

Anteil der Masse des gasförmigen Wasserstoffs an der Gesamtmasse, $x = 0.050070$

gesamter Wärmeeintrag aus der Umgebung = 23.230521 [W]

Massenstrom durch das Sicherheitsventil = 0.000000 [kg/s]

4.2.3 Testfile

Die Anforderungen, die an den Tank gestellt werden, können mit dem File: `tank_tester.py` optimiert werden, bevor der Tank mit dem Gesamtsystem getestet wird.

Die Ergebnisse des Testfiles werden in Textform unter: `tank_test_report.txt` und eine graphische Darstellung unter: `tank_test_grafik.pdf` gespeichert. Folgende Testfälle stehen zur Auswahl:

Isolationsoptimierung

Dieser Testfall dient dazu, die Isolation des Tanks so auszulegen, dass bei Leerlauf des Triebwerks der Wärmetransport aus der Umgebung in den Tank ausreicht, um den Tankdruck aufrecht

zu halten. Die Eingabedaten sind die selben wie bei der gewöhnlichen Berechnung, mit dem Unterschied, dass der austretende Massenstrom konstant und der eintretende Massenstrom null ist.

Optimierung der Konditioniereinheit

Dieser Testfall dient dazu, die Leistung der elektrischen Heizeinrichtung (soweit vorhanden) zur Konditionierung auf die gewünschte Konditionierzeit abzustimmen.

Die Eingabedaten sind neben den Daten der gewöhnlichen Berechnung noch der gewünschte Enddruck. Die Berechnung läuft so lange, bis der gewünschte Enddruck erreicht ist.

Optimierung des Sicherheitsventils

Dieser Testfall dient der Überprüfung der Größe des Sicherheitsventils. Dabei wird durch eine stark verringerte Isolationsdicke ein möglicher Isolationsbruch simuliert. Dieser Isolationsbruch führt zu raschem Druckanstieg im Tank und zum anschließenden Öffnen des Sicherheitsventils.

4.3 Rohrleitung

Rohrleitungen sind notwendig um den gasförmigen Wasserstoff von einem Punkt zum Nächsten zu leiten, und müssen auch als Komponenten modelliert werden, da es zu einem Druckverlust bzw. zu einer Temperaturänderung des Wasserstoffs beim Durchlaufen der Rohrleitung kommt. Bei der Modellierung der Rohrleitung kann zwischen zwei Grundtypen unterschieden werden, `COOLinsulatetedPipe` und `hot_pipe`. `COOLinsulatetedPipe` stellt die erste Leitung nach dem LH2 Tank dar.

Die beiden Klassen werden grundsätzlich ident berechnet, jedoch ist der Eintrittszustand bei `COOLinsulatetedPipe` gesättigtes Wasserstoffgas, dieser ist also nur von einer Zustandsgröße abhängig, in diesem Fall wird der Druck herangezogen.

Bei der Klasse `hot_pipe` sind allerdings zwei Eingangsgrößen für den Zustand des gasförmigen Wasserstoffs notwendig, nämlich Druck und Temperatur.

Nur die Rohrleitungen, die aus dem Tank führen sind Rohrleitungen vom Typ `COOLinsulatetedPipe`, da gesättigtes Wasserstoffgas aus dem Tank entweicht.

4.3.1 Mathematisches Modell

Stückweise Berechnung

Aufgrund der starken Veränderung der Strömungsverhältnisse bei der Erwärmung des tiefkalten gasförmigen Wasserstoffs wird das Rohr in Stücke mit definierter Länge geteilt.

In den Abbildungen 4.6 und 4.7 ist das Vorgehen bei der Berechnung ersichtlich. Die Ausgangsparameter Druck und Temperatur des Wasserstoffs sind zugleich die Eingangsparameter für das nächste Rohrstück. Aus der Differenz zwischen Austritt und Eintritt wird wiederum die mittlere Strömungsgeschwindigkeit und die Durchlaufzeit des Wasserstoffs berechnet.

Die Austrittsparameter des letzten Berechnungsstücks sind zugleich die Austrittsparameter aus der dargestellten Rohrleitung.

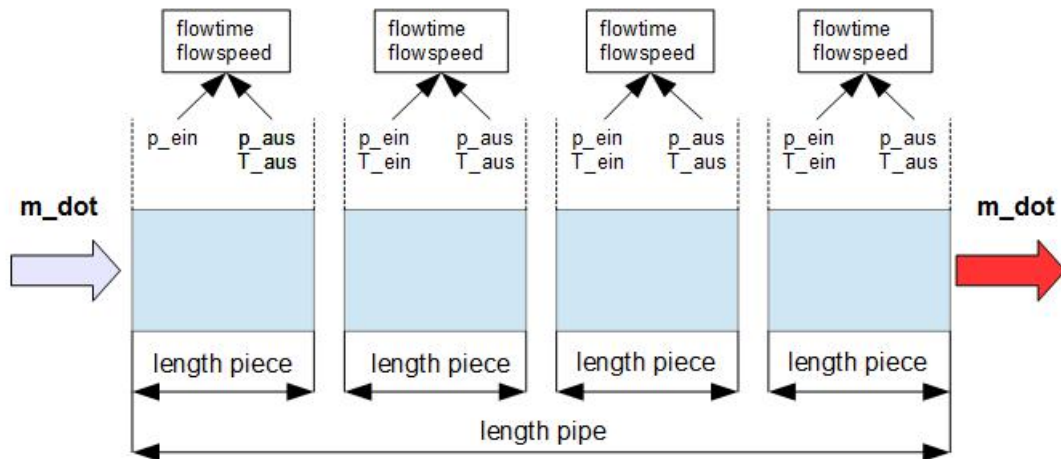


Abbildung 4.6: Schematische Darstellung der stückweisen Berechnung bei COOLinsulateted-Pipe

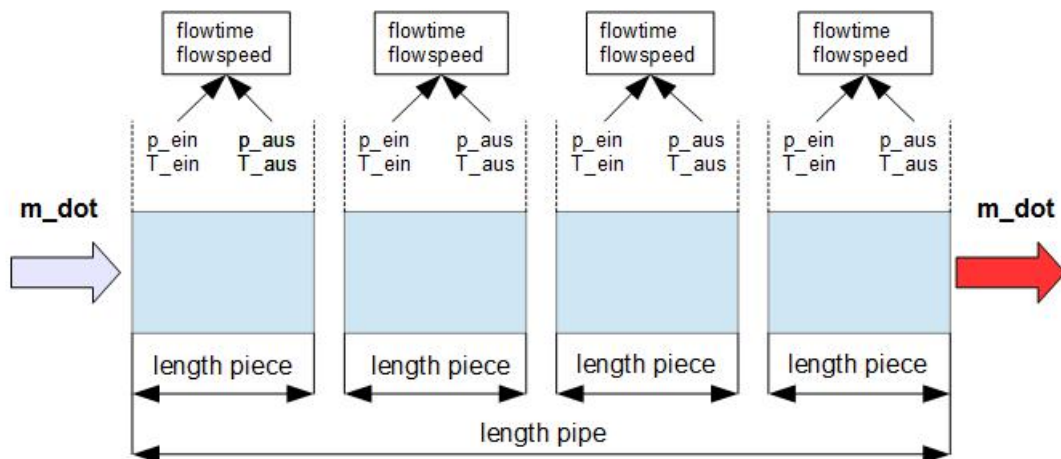


Abbildung 4.7: Schematische Darstellung der stückweisen Berechnung bei hot-pipe

Bei der Berechnung wird als erstes die Gesamtlänge der Rohrleitung $length_{pipe}$ so lange ganzzahlig dividiert bis die Stücklänge l_{piece} kleiner gleich der vorgegeben maximalen Stücklänge $length_{upper}$ ist.

Die maximale Stücklänge $length_{upper}$ kann dabei vom Benutzer der Komponente frei gewählt werden.

$$l_{piece} = \frac{length_{pipe}}{n} \quad (4.10)$$

$$n \in \mathbb{N} \quad (4.11)$$

$$l_{\text{piece}} \leq \text{length}_{\text{upper}} \quad (4.12)$$

Wärmeübertragung

Die Wärmeübertragung zwischen Wasserstoff und Umgebung wird für das betrachtete Rohrstück als stationär angenommen und setzt sich aus Wärmeleitung durch das isolierte Rohr und Konvektion an der Oberfläche zur Umgebung zusammen. Die Konvektion zwischen Rohrrinnenwand und Wasserstoffmassenstrom wird vernachlässigt, da alle Rohrleitungen, ähnlich wie der Tank, isoliert ausgeführt sind, und die Wärmeleitung durch diese Isolation die bestimmende Komponente bei der Wärmeübertragung ist. Die Wärmeübergang durch erzwungene Konvektion an der Rohrrinnenwand ist, aufgrund der hohen Strömungsgeschwindigkeit des Wasserstoffs, viel höher als die Wärmeleitung durch die Rohrisolation, und hat kaum einen Einfluss auf die Wärmeübertragung.

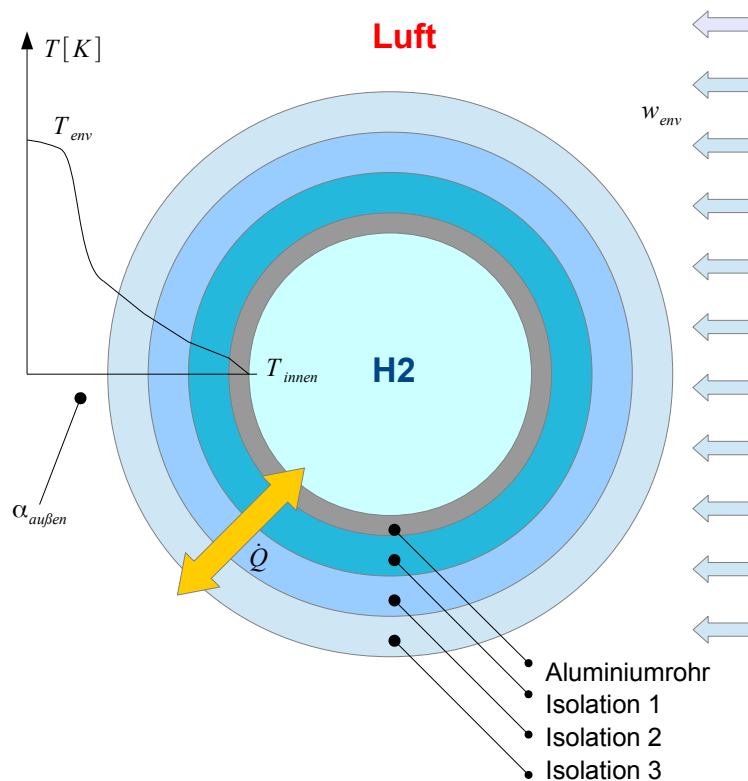


Abbildung 4.8: Darstellung der Wärmeübertragung vom Wasserstoff an die Umgebung oder umgekehrt durch den Rohrquerschnitt

Das Problem ist ähnlich dem in Abschnitt 4.2.1, mit dem Unterschied, dass in diesem Fall der Wärmestrom in beide Richtungen stattfinden kann, wenn zum Beispiel der gasförmige Wasserstoff nach der Überhitzung heißer ist als die Umgebung. Wie in Abbildung 4.8 ersichtlich, ist die Schaumisolation der Rohrleitung, aufgrund der temperaturabhängigen Wärmeleitfähigkeit des Isolierschaums, in drei Schichten unterteilt.

Die Wärmeübertragung durch den Leitungsquerschnitt (Abbildung 4.8) wird mit den Mittelwerten der Wasserstofftemperaturen aus Rohreintritt und Rohraustritt berechnet (Gleichung 4.23).

Die Berechnung wird als stationär für diese Mittelwerte angenommen. Das Gleichungssystem, das im Solver iterativ gelöst wird, besteht aus den Gleichungen 4.13 bis 4.23.

$$T_m = \frac{T_{H2-ein} + T_{H2-aus}}{2} \quad (4.13)$$

Die Außentemperatur der Aluminiumrohrleitung T_{w-pipe} berechnet sich aus der mittleren Wassertemperatur T_m plus einem Term, der sich aus der übertragenen Wärmeleistung \dot{Q}_{piece} des Berechnungsstücks und dem Wärmeleitungswiderstand durch den Aluminiumrohrquerschnitt zusammensetzt (Gl. 4.14).

$$T_{w-pipe} = T_m + \frac{\dot{Q}_{piece} \cdot \ln \frac{d_{pipe}}{d_{innen}}}{2 \cdot \lambda_{pipe} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.14)$$

Die Außentemperatur der ersten Isolationsschicht $T_{w-insul1}$ des betrachteten Berechnungsabschnitts setzt sich aus der Außentemperatur der Aluminiumrohrleitung T_{w-pipe} plus dem Term der übertragenen Wärmeleistung und dem Wärmeleitungswiderstand der ersten Isolationsschicht zusammen (Gl. 4.15).

$$T_{w-insol1} = T_{w-pipe} + \frac{\dot{Q}_{piece} \cdot \ln \frac{d_{isol1}}{d_{pipe}}}{2 \cdot \lambda_{isol1} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.15)$$

Mit dem gleichen Berechnungsschema wie in den Gleichungen 4.14 und 4.15 wird auch die Außentemperatur der zweiten Isolationsschicht $T_{w-insol2}$ berechnet.

$$T_{w-insol2} = T_{w-insol1} + \frac{\dot{Q}_{piece} \cdot \ln \frac{d_{isol2}}{d_{isol1}}}{2 \cdot \lambda_{isol2} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.16)$$

Wie in Gleichung 4.17 ersichtlich, berechnet sich die Außentemperatur der dritten Isolationsschicht $T_{w-insol3}$, die zugleich auch die Außentemperatur der isolierten Rohrleitung ist, aus der Umgebungstemperatur T_{env} abzüglich einem Term, bestehend aus \dot{Q}_{piece} und dem Wärmeübergangswert zwischen der isolierten Rohroberfläche und der Umgebung $\alpha_{außen}$.

$$T_{w-insol3} = T_{env} - \frac{\dot{Q}_{piece}}{\alpha_{außen} \cdot d_{isol3} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.17)$$

Mit den Gleichungen 4.18 bis 4.21 wird die Wärmeleitfähigkeit der Aluminiumrohrleitung sowie der Isolationsschichten, mit den Mittelwerten der entsprechenden Wandtemperaturen, berechnet.

$$\lambda_{pipe} = \lambda_{alu}(T = \frac{T_m + T_{w-pipe}}{2}) \quad (4.18)$$

$$\lambda_{isol1} = \lambda_{isol}(T = \frac{T_{w-pipe} + T_{w-insol1}}{2}) \quad (4.19)$$

$$\lambda_{isol2} = \lambda_{isol}(T = \frac{T_{w-insol1} + T_{w-insol2}}{2}) \quad (4.20)$$

$$\lambda_{isol3} = \lambda_{isol}(T = \frac{T_{w-insol2} + T_{w-insol3}}{2}) \quad (4.21)$$

Die Gleichung für den Wärmestrom ergibt sich laut Gleichung 4.22, und ist proportional der Temperaturdifferenz zwischen Umgebung T_{env} und der mittleren Wasserstofftemperatur T_m sowie der Länge des Berechnungsstücks. Im Nenner der Gleichung steht der Widerstandswert der Wärmeleitung und Konvektion an der Außenfläche des isolierten Rohres.

$$\dot{Q}_{piece} = \frac{l_{piece} \cdot (T_{env} - T_m)}{\frac{\ln \frac{d_{pipe}}{d_{innen}}}{2 \cdot \lambda_{pipe}} + \frac{\ln \frac{d_{isol1}}{d_{pipe}}}{2 \cdot \lambda_{isol1}} + \frac{\ln \frac{d_{isol2}}{d_{isol1}}}{2 \cdot \lambda_{isol2}} + \frac{\ln \frac{d_{isol3}}{d_{isol2}}}{2 \cdot \lambda_{isol3}} + \frac{1}{\alpha_{außen} \cdot d_{isol3}}} \quad (4.22)$$

Die Austrittstemperatur des überhitzten Wasserstoffs T_{H2-aus} aus dem Berechnungsstück ergibt sich aus der Eintrittstemperatur T_{H2-ein} , und dem Term aus \dot{Q}_{piece} dividiert durch den Wasserstoffmassenstrom \dot{m}_{H2} und der Wärmekapazität des Wasserstoffs bei Eintrittsbedingungen c_{pein} . Die Stoffwerte des gasförmigen Wasserstoffs wurden dem Modul PureFluids des Programms Cantera ([19]) entnommen.

$$T_{H2-aus} = T_{H2-ein} + \frac{\dot{Q}_{piece}}{\dot{m}_{H2} \cdot c_{pein}} \quad (4.23)$$

Die Austrittstemperatur des Wasserstoffs aus einem Berechnungsstück wird als Eintrittstemperatur für das nächste Berechnungsstück gesetzt. Die Austrittstemperatur aus dem letzten Berechnungsstück ist zugleich die Austrittstemperatur aus der betrachteten Rohrleitung.

Die insgesamt eingebrachte oder abgegebene Wärmeleistung wird durch Aufsummieren der Wärmeleistungen der Berechnungsstücke errechnet.

$$\dot{Q}_{gesamt} = \sum_{i=1}^n \dot{Q}_{piece} \quad (4.24)$$

Strömungsgeschwindigkeit

Die Strömungsgeschwindigkeit berechnet sich aus den Mittelwerten der Wasserstofftemperatur, der Querschnittsfläche und dem Massenstrom.

$$A_{pipe} = \frac{d_{innen}^2 \cdot \pi}{4} \quad (4.25)$$

$$w_{m-H2} = \frac{\dot{m}_{H2}}{\rho_{m-H2} \cdot A_{pipe}} \quad (4.26)$$

Durchlaufzeit

Die gesamte Durchlaufzeit des Wasserstoffs durch die Rohrleitung berechnet sich aus der Summe der Durchlaufzeiten der einzelnen Berechnungsstücke.

$$flowtime_{piece} = \frac{l_{piece}}{w_{m-H2}} \quad (4.27)$$

$$flowtime = \sum_{i=1}^n flowtime_{piece} \quad (4.28)$$

Druckverlust

Der Druckverlust ist abhängig von der Strömungsgeschwindigkeit im Rohr und den Fluideigenschaften. Die Fluideigenschaften sind wiederum abhängig von der Fluidtemperatur und Fluiddruck.

Zu Verkürzung der Rechenzeit wird der Druckverlust in dem betrachteten Berechnungsstück erst nach der Berechnung des Wärmestroms (Gleichungssystem Gl. 4.13 bis Gl. 4.23) berechnet.

Dies ist aufgrund der geringen Änderungen des Wasserstoffdrucks zulässig.

Eine Einbindung des Druckverlustes in das oben angeführte Gleichungssystem würde zu einer enormen Erhöhung der Rechenzeit führen. Der Druckverlust wurde nach [16, Abschnitt Lab] berechnet.

$$p_{aus} = p_{ein} - \Delta p \quad (4.29)$$

4.3.2 Anwendungsbeispiel

Eingabedaten

Die Klassen COOLinsulatetedPipe und hot_pipe werden mit folgenden Befehlen aufgerufen.

```
CoolPipe_example = pipe.COOLinsulatedPipe()
```

```
hot_pipe_example = pipe.hot_pipe()
```

Der Eintrittszustand wird bei COOLinsulatetedPipe durch den Wasserstoffdruck definiert.

```
# Eintrittszustand und Massenstrom
CoolPipe_example.p_in = 8.e5 # inlet pressure [Pa]
CoolPipe_example.m_dot = 0.0002 # inlet mass flow [kg/s]
```

Bei hot_pipe muss zusätzlich noch die Eintrittstemperatur angegeben werden.

```
hot_pipe_example.T_in = 150.00 # inlet temperature [K]
hot_pipe_example.p_in = 8.e5 # inlet pressure [Pa]
hot_pipe_example.m_dot = 0.0002 # inlet mass flow [kg/s]
```

Die geometrischen Abmessungen des Aluminiumrohres und der Isolationsschichten sowie die Wärmedurchgangszahlen sind für beide Klassen gleich und werden exemplarisch nur für die Klasse COOLinsulatetedPipe dargestellt.

```
# Geometrische Abmessungen
CoolPipe_example.length = 0.50 # length of the pipe in [m]
CoolPipe_example.d_in = 0.005 # inner diameter of the pipe [m]
CoolPipe_example.d_out = 0.009 # outer diameter of the pipe [m]

CoolPipe_example.d_insul_1 = 0.0095 # outer diameter of insulation 1 [m]
CoolPipe_example.d_insul_2 = 0.01 # outer diameter of insulation 2, if used [m]
CoolPipe_example.d_insul_3 = 0.011 # outer diameter of insulation 3, if used [m]
```

Die Wärmedurchgangszahlen der verwendeten Materialien werden als linear approximiert. Stützwerte bei 50K und 250K müssen angegeben werden. Ebenso müssen die Umgebungsbedingungen angegeben werden. Laut Annahme wird das Rohr von Luft mit einer vorzugebenden Geschwindigkeit umströmt.

```

"""
Thermal conductivity of pipe and insulation is approximated as linear
"""
CoolPipe_example.lambda_pipe_50 = 6 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
CoolPipe_example.lambda_pipe_250 = 14 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

CoolPipe_example.lambda_insul_1_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
CoolPipe_example.lambda_insul_1_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

CoolPipe_example.lambda_insul_2_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
CoolPipe_example.lambda_insul_2_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

CoolPipe_example.lambda_insul_3_50 = 0.01 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
CoolPipe_example.lambda_insul_3_250 = 0.02 # thermal conductivity at 250 Kelvin [W/(mK)]

CoolPipe_example.T_env = 293.15 # temperature of environment [K]
CoolPipe_example.w_env = 3.00 # airspeed around the pipe [m/s]
CoolPipe_example.p_env = ct.one_atm # environmental pressure [Pa]

```

Auch muss die maximale Elementlänge für die stückweise Berechnung in der Einheit Meter angegeben werden.

```

# Maximale Elementlänge für die Berechnung
CoolPipe_example.l_upper = 0.2

```

Berechnung

Mit folgenden Aufruf werden die Berechnungen ausgeführt.

```

hot_pipe_example = pipe.hot_pipe()

hot_pipe_example.calculate3layerinsul()

```

Ergebnis

Das Ergebnis der Berechnung für die Klasse COOLinsulatetedPipe:

Ergebnis der Berechnung

Austrittstemperatur = 42.639655 [K]
 Austrittsdruck = 799981.642343 [Pa]
 Eingebachte Wärmeleistung = 48.351860 [W]

Eintrittsgeschwindigkeit = 1.133939 [m/s]
 Austrittsgeschwindigkeit = 1.812031 [m/s]
 Durchlaufzeit durch das Rohr = 0.354022 [s]

Außentemperatur des Stahlmantels am Beginn des Rohres = 32.906381 [K]
 Außentemperatur der 1. Isolationsschicht am Beginn des Rohres = 108.942395 [K]
 Außentemperatur der 2. Isolationsschicht am Beginn des Rohres = 164.521723 [K]
 Außentemperatur der 3. Isolationsschicht am Beginn des Rohres = 247.678239 [K]

Außentemperatur des Stahlmantels am Ende des Rohres = 41.389647 [K]
 Außentemperatur der 1. Isolationsschicht am Ende des Rohres = 113.748773 [K]
 Außentemperatur der 2. Isolationsschicht am Ende des Rohres = 167.501464 [K]
 Außentemperatur der 3. Isolationsschicht am Ende des Rohres = 248.575592 [K]

Das Ergebnis der Berechnung für die Klasse `hot_pipe`.

Ergebnis der Berechnung

Austrittstemperatur = 164.455805 [K]
 Austrittsdruck = 799861.503029 [Pa]
 Eingebachte Waermeleistung = 47.371664 [W]

Eintrittsgeschwindigkeit = 8.050000 [m/s]
 Austrittsgeschwindigkeit = 8.561812 [m/s]
 Durchlaufzeit durch das Rohr = 0.060224 [s]

Außentemperatur des Stahlmantels am Beginn des Rohres = 153.333292 [K]
 Außentemperatur der 1. Isolationsschicht am Beginn des Rohres = 177.456889 [K]
 Außentemperatur der 2. Isolationsschicht am Beginn des Rohres = 200.342822 [K]
 Außentemperatur der 3. Isolationsschicht am Beginn des Rohres = 247.439194 [K]

Außentemperatur des Stahlmantels am Ende des Rohres = 162.893605 [K]
 Außentemperatur der 1. Isolationsschicht am Ende des Rohres = 185.367692 [K]
 Außentemperatur der 2. Isolationsschicht am Ende des Rohres = 206.688742 [K]
 Außentemperatur der 3. Isolationsschicht am Ende des Rohres = 250.564783 [K]

4.4 Wärmetauschersystem am Triebwerk

Um den gasförmigen Wasserstoff im Triebwerk verbrennen zu können, muss er, wie im Lastenheft (Abschnitt 1.4.1) festgelegt, auf eine Temperatur von mindestens 150K erhitzt werden. Die dafür notwendige Energie soll das Flugtriebwerk liefern. Als Wärmetauscher bietet sich die Außenhülle der Brennkammer an. Die Außenhülle bietet eine relativ große Fläche und eine lastabhängige Oberflächentemperatur von bis zu 275 °C.

Als Alternative kann noch die Wärmeabnahme im Bereich der Schubdüse oder direkt im Abgasstrahl angesehen werden, beide Varianten sind allerdings konstruktiv aufwendig umzusetzen und führen zu einer Leistungsbeeinflussung des Triebwerks.

Bei einem Anbau eines Wärmetauschers an das Brennkammergehäuse wird hingegen Wärmeleistung entnommen, die im jetzigen Zustand des Triebwerks ohnehin durch Strahlung und Konvektion an die Umgebung abgegeben wird.

Der schematische Aufbau dieser Komponente ist in Abbildung 4.9 ersichtlich.

Dabei wird eine von Wasserstoff durchflossene Rohrleitung spiralförmig um das Außengehäuse des Triebwerks gewickelt und dort verschweißt. Es kommt zu einer Wärmeübertragung von der heißen Gehäuseoberfläche auf den kalten Wasserstoff in der Rohrleitung.

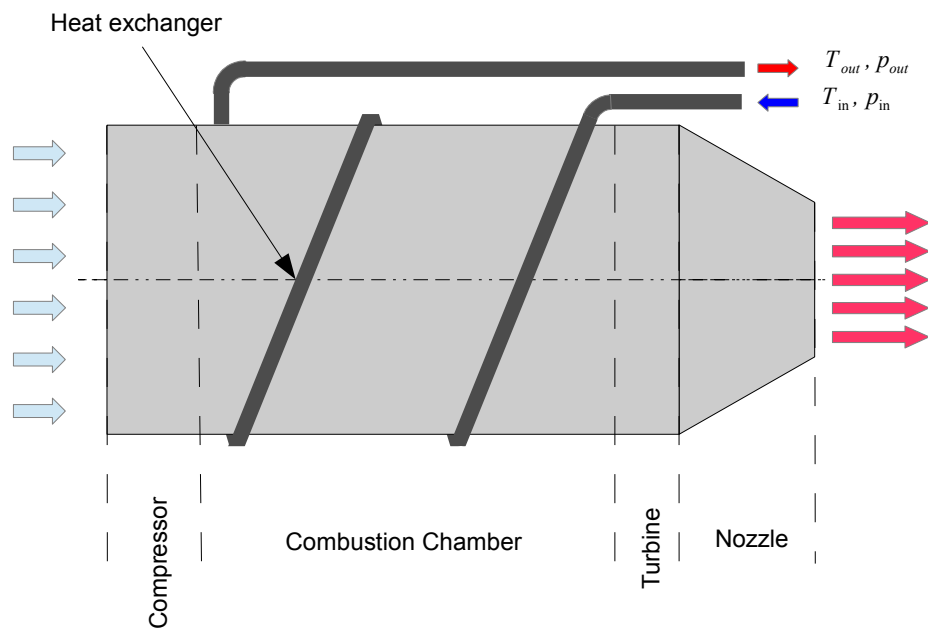


Abbildung 4.9: Schematischer Aufbau des Wärmetauschers

4.4.1 Mathematisches Modell

In Abbildung 4.10 ist ein Segment des Schnitts durch die Brennkammer dargestellt. Die Wärmestrahlung der ringförmigen Brennkammer führt dabei zu einer erhöhten Temperatur des Außengehäuses.

Auf dieses Außengehäuse ist eine Rohrleitung, die vom zu erwärmenden Wasserstoff durchflossen wird, geschweißt.

Die Wärmeübertragung vom Brennraum auf die Innenfläche der Rohrleitung erfolgt durch Wärmeleitung durch das Brennkammeraußengehäuse und die Rohrleitung.

Der Berechnung liegt die Annahme zu Grunde, dass die Temperatur der vom Wasserstoff berührten Rohrinnenwand einen konstanten Wert hat.

Auf den ersten Blick eine relativ starke Annahme, jedoch wird der Wärmetauscher, wie bei der Rohrleitung (Abschnitt 4.3.1), in Teilstücke unterteilt. Innerhalb dieser Teilstücke ist die Annahme hinreichend genau.

Stückweise Berechnung

Die Unterteilung des Berechnungsgebietes in einzelne Teilstücke ist ident mit der in Abschnitt 4.3.1 beschriebenen Methode und hat das Ziel, die Genauigkeit des Ergebnisses zu erhöhen.

Wärmeübertragung

Der Wärmestrom wird laut VDI-Wärmeatlas ([16, Abschnitt Ga1 ff]) berechnet. Es wird zwischen den Strömungszuständen laminar, laminar-turbulent und turbulent unterschieden.

Um den Strömungszustand zu bestimmen, wird die Reynoldszahl, mit den Eingangsbedingungen des betrachteten Berechnungsstücks, berechnet.

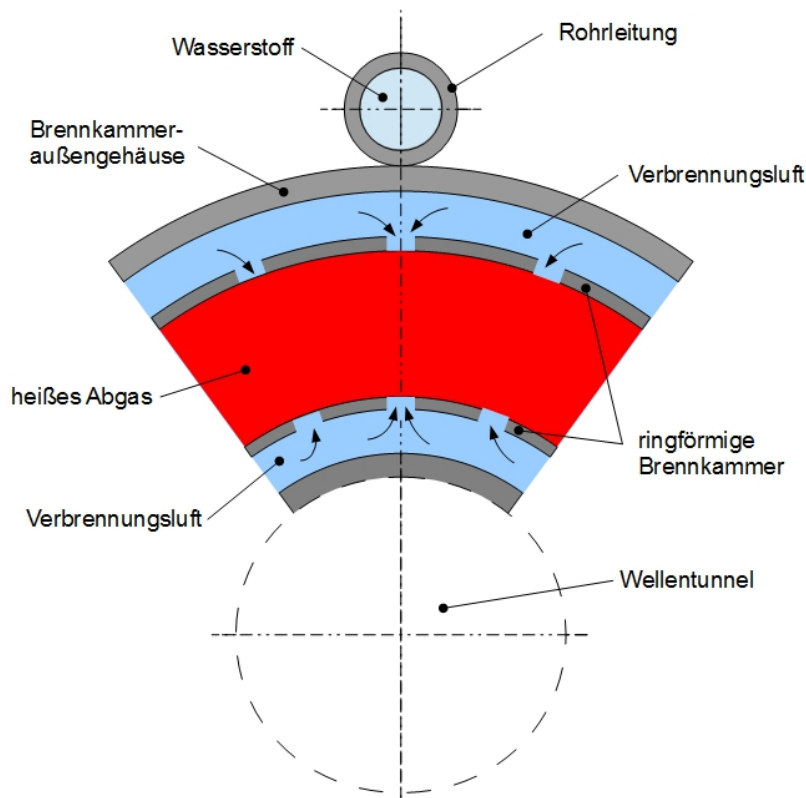


Abbildung 4.10: Schematisches Schnittbild durch Brennkammer und Wärmetauscher

Die Querschnittsfläche der von Wasserstoff durchflossenen Rohrleitung des Wärmetauschers A_{wt} ergibt sich aus dem Innendurchmesser, d_{innen} der Rohrleitung (Gl. 4.30).

$$A_{wt} = \frac{d_{innen}^2 \cdot \pi}{4} \quad (4.30)$$

Die Strömungsgeschwindigkeit durch das betrachtete Berechnungsstück ergibt sich aus dem Wasserstoffmassenstrom \dot{m}_{H_2} durch die Rohrleitung, dividiert durch die Dichte ρ_{ein} des Wasserstoffs und der Querschnittsfläche A_{wt} (Gl. 4.31).

$$w_{ein} = \frac{\dot{m}_{H_2}}{\rho_{ein} \cdot A_{wt}} \quad (4.31)$$

Schlussendlich wird, wie in Gleichung 4.32 ersichtlich, die Reynoldszahl im betrachteten Berechnungsstück berechnet.

$$Re_{wt} = \frac{w_{ein} \cdot d_{innen} \cdot \rho_{ein}}{\eta_{ein}} \quad (4.32)$$

Mit der Reynoldszahl wird nun der Strömungszustand laut VDI Wärmeatlas [16, Abschnitt Ga1 ff] festgelegt (Gl. 4.33).

$$Re \begin{cases} < 2100 & \dots \text{laminare Strömung} \\ < 10000 & \dots \text{laminar-turbulente Strömung} \\ > 10000 & \dots \text{turbulente Strömung} \end{cases} \quad (4.33)$$

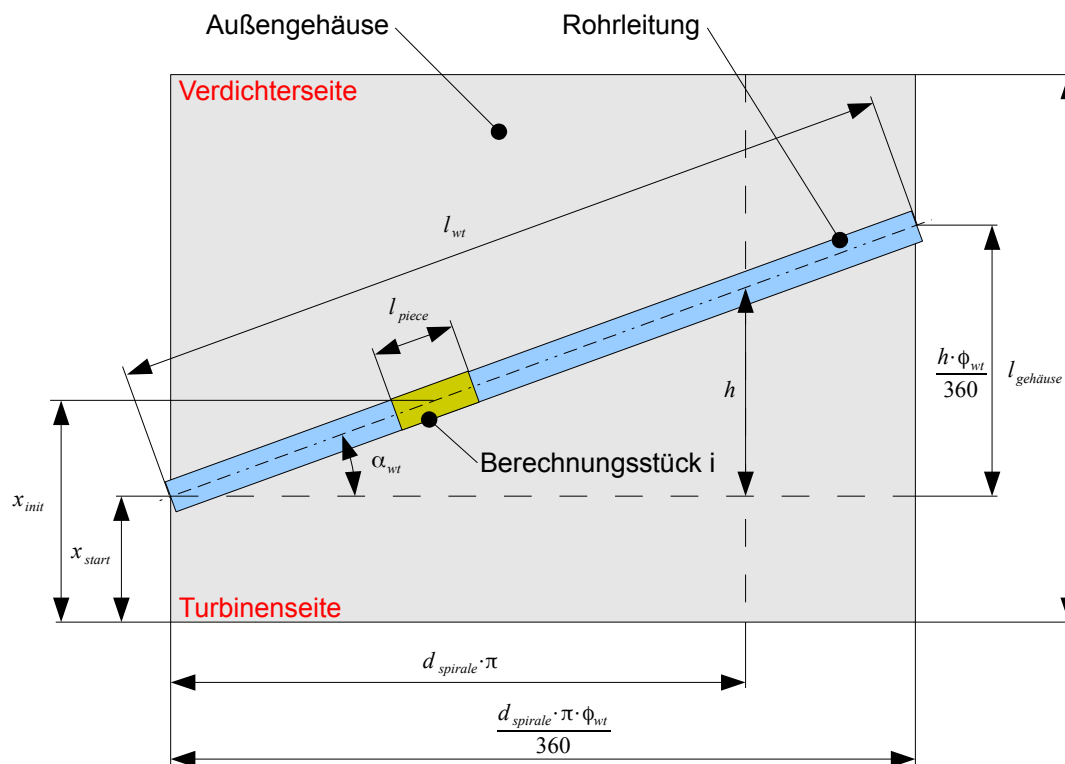


Abbildung 4.11: Abgewickelt dargestelltes Brennraumaußengehäuse mit Rohrleitung

In Abbildung 4.11 ist das Wärmetauschersystem, bestehend aus Außengehäuse und Rohrleitung, in die Ebene abgewickelt dargestellt.

Da das auf das Außengehäuse geschweißte, spiralförmige Rohr eine definierte Ganghöhe h besitzt, hat jedes Berechnungsstück eine axiale Position x_{init} auf dem Außengehäuse.

Dies ist insofern von Bedeutung, da die Außentemperatur des Gehäuses sowohl eine Funktion des Lastzustandes als auch der axialen Position auf dem Gehäuse ist. Die Oberflächentemperatur der Verdichterseite ist wesentlich geringer als die der Turbinenseite, dazwischen wird ein linearer Verlauf angenommen.

Der Wärmetauscher wird nach dem Gegenstromprinzip ausgeführt, um eine gleichmäßige Austrittstemperatur des Wasserstoffs zu gewährleisten.

Die Außentemperatur des Brennraumgehäuses ist zum einen eine Funktion des Lastzustandes und zum anderen eine Funktion der axialen Position. Es werden dabei Stützpunkte für die Werte Leerlauf, Volllast und 50% Last angenommen. Die Stützwerte für das Triebwerk KJ 66 sind in Tabelle 1.3 ersichtlich.

Die Gleichungen 4.34 und 4.35 dienen zur Berechnung der Oberflächentemperatur des Triebwerks, wobei $T1$ die turbinenseitige, und $T2$ die verdichterseitige Oberflächentemperatur des Außengehäuses ist.

Liegt der Lastzustand des Triebwerks unter 50 % Volllast werden $T1$ und $T2$ mit den Stützpunkten aus Leerlauf ($T1_{0\%}$ und $T2_{0\%}$) und 50 % Last ($T1_{50\%}$ und $T2_{50\%}$) berechnet (Gleichung 4.34).

Liegt der Lastzustand über oder bei 50 % wird mit den Stützpunkten aus 50 % Last ($T1_{50\%}$ und $T2_{50\%}$) und Volllast ($T1_{100\%}$ und $T2_{100\%}$) gerechnet (Gl. 4.35).

Es wird dabei ein linearer Verlauf zwischen den Lastzuständen angenommen.

$$last < 0.5 \begin{cases} T1 = T1_{0\%} + \frac{T1_{50\%} - T1_{0\%}}{0.5} \cdot last \\ T2 = T2_{0\%} + \frac{T2_{50\%} - T2_{0\%}}{0.5} \cdot last \end{cases} \quad (4.34)$$

$$last \geq 0.5 \begin{cases} T1 = T1_{50\%} + \frac{T1_{100\%} - T1_{50\%}}{0.5} \cdot (last - 0.5) \\ T2 = T2_{50\%} + \frac{T2_{100\%} - T2_{50\%}}{0.5} \cdot (last - 0.5) \end{cases} \quad (4.35)$$

Die Ganghöhe der Spirale h , sowie der Umschlingungswinkel ϕ_{wt} und die axiale Startposition der Rohrleitung x_{start} sind Eingabedaten und werden vom Benutzer festgelegt.

Aus Ganghöhe h und dem Durchmesser $d_{spirale}$ kann nun der Gangwinkel α_{wt} berechnet werden (Gl. 4.36). Dabei ist $d_{spirale}$ der Durchmesser der Spirale, welcher sich aus dem Durchmesser des Gehäuses plus dem Durchmesser der vom Wasserstoff durchflossenen Rohrleitung ergibt.

$$\alpha_{wt} = \arctan\left(\frac{h}{d_{spirale} \cdot \pi}\right) \quad (4.36)$$

Mit Hilfe des Gangwinkels kann nun die axiale Position des betrachteten Berechnungsstücks x_{init} berechnet werden.

Wie in Gleichung 4.37 ersichtlich, berechnet sich die axiale Position aus der Startposition der Rohrleitung x_{start} und dem axialen Anteil des auf der Rohrleitung zurückgelegten Weges bis zum betrachteten Berechnungsstück (dargestellt in Abbildung 4.11).

Dabei ist i die ganzzahlige Laufvariable der Berechnungsstücke und l_{piece} die Länge des Berechnungsstücks.

$$x_{init} = x_{start} + l_{piece} \cdot (i - 0.5) \cdot \sin \alpha_{wt} \quad (4.37)$$

Um die Länge der Berechnungsstücke ermitteln zu können, muss natürlich zunächst die Gesamtlänge des Wärmetauschers $length_{wt}$ berechnet werden, welche sich aus dem Satz von Pythagoras ergibt.

$$length_{wt} = \sqrt{\left(\frac{d_{spirale} \cdot \pi \cdot \phi_{wt}}{360}\right)^2 + \left(\frac{h \cdot \phi_{wt}}{360}\right)^2} \quad (4.38)$$

Bevor die Wärmeübertragung auf den Wasserstoff berechnet werden kann, muss die Oberflächentemperatur des Gehäuses für das betrachtete Berechnungsstück $T_{gehäuse-init}$ berechnet werden. Die Oberflächentemperatur ist, wie schon erwähnt, eine Funktion von Lastzustand und axialer Position. Es wird vereinfachend angenommen, dass die Oberflächentemperatur, die in der Mitte des Berechnungsstückes, herrscht über den gesamten Berechnungsraum konstant ist.

$$T_{gehäuse-init} = T1 - \frac{T1 - T2}{length_{gehäuse}} \cdot x_{init} \quad (4.39)$$

Die Wärmeleitung von der Innenfläche des Brennkammeraußengehäuses auf die Innenwand der Rohrleitung führt zu einem Widerstand in der Wärmeübertragung, sodass die Oberflächentemperatur der Rohrleitungsinnenfläche niedriger ist als die des Brennkammeraußengehäuses.

Da die Wärmeleitfähigkeit des Aluminiumgehäuses eine Funktion der Temperatur ist, wird für das erste Berechnungsstück eine Wandtemperatur an der Innenseite der Rohrfäche geschätzt. Für die weiteren Berechnungsstücke wird die Wandtemperatur aus dem vorherigen Berechnungsstück für die Berechnung der Wärmeleitfähigkeit herangezogen (Gl. 4.40).

$$T_{wand-init}(i) = T_{wand-init}(i - 1) \quad (4.40)$$

Die in Gl. 4.40 gesetzte Wandtemperatur dient allerdings nur zur Errechnung der Wärmeleitfähigkeit des Gehäuses, und wird nach der Berechnung des eigentlichen Gleichungssystems wieder überschrieben. Die Wärmeleitfähigkeit ergibt sich nun aus dem Mittelwert aus Gehäuse- und Rohrleitungsinnentemperatur.

$$\lambda_{gehäuse-init} = f\left(\frac{T_{wand-init} + T_{gehäuse-init}}{2}\right) + 273.15) \quad (4.41)$$

Nun kann der Wärmewiderstand durch das Brennkammeraußengehäuse und die darauf geschweißte Rohrleitung, $wid_{gehäuse-init}$ beschrieben werden, dies ist eine Hilfsgröße die im zu lösenden Gleichungssystem verwendet wird.

Dabei wird der Wärmetauscher wie ein zylindrisches Rohr mit Innendurchmesser des Gehäuses $d_{gehäuse-innen}$ und dem Außendurchmesser $d_{spirale}$ behandelt.

Dies erscheint als relativ starke Vereinfachung, mindert den Rechenaufwand bei diesem Bauteil allerdings erheblich.

$$wid_{gehäuse-init} = \frac{1}{2 \cdot \lambda_{gehäuse-init}} \cdot \ln \frac{d_{spirale}}{d_{gehäuse-innen}} \quad (4.42)$$

Nun wird noch die Wärmeübergangszahl in der Innenfläche der Rohrleitung berechnet. Dazu wird die Temperaturerhöhung mit der Temperaturerhöhung aus dem vorherigen Berechnungsschritt abgeschätzt (Gleichung 4.43 2. Term).

T_m ist dabei das arithmetische Mittel der Wasserstofftemperatur zwischen Ein- und Austritt des betrachteten Berechnungsstücks.

$$T_m = T_{H2-ein}(i) + \left(\frac{T_{H2-aus}(i-1) - T_{H2-ein}(i-1)}{2} \right) \quad (4.43)$$

Mit Hilfe der mittleren Temperatur T_m und dem Eintrittsdruck kann die mittlere Strömungsgeschwindigkeit w_{mittel} (Gl. 4.44), sowie darauf folgend die Reynoldszahl (Gl. 4.45), und die Prandtlzahl (Gl. 4.46) berechnet werden.

$$w_{m-H2} = \frac{\dot{m}_{H2}}{\rho_m \cdot A_{wt}} \quad (4.44)$$

$$Re_m = \frac{w_{m-H2} \cdot d_{innen}}{\eta_m} \quad (4.45)$$

$$Pr_m = \frac{\eta_m \cdot c_{p_m}}{\lambda_{H2-m}} \quad (4.46)$$

Mit den in Gleichung 4.44 bis 4.46 berechneten Größen kann nun die Wärmeübergangszahl an der Innenfläche der Rohrleitung laut VDI-Wärmeatlas [16, Abschnitt Ga] berechnet werden.

$$\alpha_{wt-m} = f(Pr_m, Re_m, w_{mittel}, T_m) \quad (4.47)$$

Die Variablen des im Solver zu lösenden Gleichungssystems sind die Wandtemperatur der Rohrrinnenfläche $T_{wand-init}$, die Austrittstemperatur des Wasserstoffs aus dem Berechnungsstück T_{H2-aus} und die in den Wasserstoff eingebrachte Wärmeleistung P_{ein} .

Das Gleichungssystem zur Berechnung dieser Variablen wird durch die Gleichungen 4.48 bis 4.51 beschrieben und wird iterativ gelöst.

In Gleichung 4.48 wird die logarithmische Temperaturdifferenz zwischen Wasserstoff und Rohrrinnenwand berechnet.

$$\vartheta_{wt} = \frac{(T_{wand-init} - (T_{H2-ein} - 273.15)) - (T_{wand-init} - (T_{H2-aus} - 273.15))}{\ln \left(\frac{T_{wand-init} - (T_{H2-ein} - 273.15)}{T_{wand-init} - (T_{H2-aus} - 273.15)} \right)} \quad (4.48)$$

Durch die Gleichungen 4.50 und 4.51 wird ausgedrückt, dass die Wärmeleistung, die durch das Brennkammeraußengehäuse fließt, gleich groß ist wie die Wärmeleistung, die von der Rohrrinnenwand auf den Wasserstoff übertragen wird. $A_{surface}$ ist dabei die Rohrrinnenfläche des Berechnungsstücks und x_{piece} die axiale Projektion der Länge des Berechnungsstücks l_{piece} .

$$P_{ein} = \alpha_{wt-m} \cdot A_{surface} \cdot \vartheta_{wt} \quad (4.49)$$

$$P_{ein} = \frac{\pi \cdot x_{piece} \cdot (T_{gehäuse-init} - T_{wand,init})}{widerstand_{gehäuse-init}} \quad (4.50)$$

Gleichung 4.51 folgt aus dem ersten Hauptsatz der Thermodynamik, für stationäre Fließprozesse, wobei c_{pm} die Wärmekapazität des Wasserstoffs bei der Temperatur T_m ist.

$$P_{ein} = (T_{H2-aus} - T_{H2-ein}) \cdot \dot{m}_{H2} \cdot c_{pm} \quad (4.51)$$

Die Austrittstemperatur aus dem Berechnungsstück ist die Eintrittstemperatur für den nächsten Berechnungsschritt.

Strömungsgeschwindigkeit

Die Berechnung der Strömungsgeschwindigkeit wird ident dem Abschnitt 4.3.1 ausgeführt.

Durchlaufzeit

Die Berechnung der Durchlaufzeit wird ident dem Abschnitt 4.3.1 ausgeführt.

Druckverlust

Die Berechnung des Druckverlustes wird ident dem Abschnitt 4.3.1 ausgeführt.

4.4.2 Anwendungsbeispiel

Eingabedaten

Mit folgendem Befehl wird die Klasse importiert und aufgerufen.

```
import wt_final_edition

# Aufrufen der Klasse für konstante Wandtemperatur
heat = wt_final_edition.Heatex_constantWallTemp()
```

Die Eingabedaten sind zum einen die Geometrie des Wärmetauschers, sowie Massenstrom und Zustandsgrößen des Wasserstoffs. Zum anderen die gewünschte maximale Elementlänge.

```

# Eingabedaten
heat.d_beginn = 0.010 # Eintrittsdurchmesser am Beginn des Wärmetauschers [m]
heat.d_ende = 0.010 # Austrittsdurchmesser am Ende des Wärmetauschers [m]

heat.hull_length = 0.092 # Gehäuselänge [m]

heat.start_length = 0.015 # Startlänge von der Turbinenseite ausgehend [m]

heat.umlaufwinkel = 540.00 # Umlaufwinkel der vom Wasserstoff durchflossenen Spirale [Grad]

heat.steigung = 0.050 # Steigung [m/360°]

heat.spiraldurchmesser = 0.126 # Durchmesser der Spirale [m]

heat.last = 0.330 # Lastzustand des Triebwerks, zB: 0.5 = 50%

heat.m_dot = 0.0005 # Massenstrom [kg/s]

heat.T_ein = 35 # [K] # Eintrittszustand des Wasserstoffs
heat.p_ein = 8.e5 # [Pa]

heat.l_upper = 0.02 # Maximale Elementlänge für die Berechnung

```

Auch Stützwerte für die Wärmeleitfähigkeit des Gehäusewerkstoffs müssen angegeben werden.

```

# Innendurchmesser und Stützwerte für Wärmeleitfähigkeit des Gehäuses
heat.d_hull_innen = 0.109 # Innendurchmesser des Gehäuses [m]
"""
Thermal conductivity of the hull is approximated as linear
"""
heat.lambda_hull_150 = 120 # thermal conductivity at 150 Kelvin [W/(mK)]
heat.lambda_hull_300 = 155 # thermal conductivity at 300 Kelvin [W/(mK)]

```

Die Oberflächentemperaturen werden zwischen drei Stützpunkten linear interpoliert.

```

# Temperaturen des Gehäuses

# T1 rechte, heiße Triebwerksseite T2 linke, kalte Triebwerksseite

heat.T1_0 = 100.00 # Temperatur der rechten Gehäuseseite bei Leerlauf [Grad Celsius]
heat.T2_0 = 50.00 # Temperatur der linken Gehäuseseite bei Leerlauf [Grad Celsius]

heat.T1_50 = 225.00 # Temperatur der rechten Gehäuseseite bei 50% Last [Grad Celsius]
heat.T2_50 = 70.00 # Temperatur der linken Gehäuseseite bei 50% Last [Grad Celsius]

heat.T1_100 = 275.00 # Temperatur der rechten Gehäuseseite bei Volllast [Grad Celsius]
heat.T2_100 = 123.00 # Temperatur der linken Gehäuseseite bei Volllast [Grad Celsius]

```

Berechnung

Mit folgendem Aufruf wird die Berechnung ausgeführt.

```

# Berechnung
heat.calculate()

```

Ergebnis

Gesamtlänge des Wärmetauschers = 0.598479 [m]

Eintrittsgeschwindigkeit des Wasserstoffs = 1.158723 [m/s]

Austrittsgeschwindigkeit des Wasserstoffs = 8.754500 [m/s]

Durchflussdauer des Wasserstoffs = 0.130518 [s]

Austrittstemperatur des Wasserstoffs = 266.653201 [K]

Austrittsdruck des Wasserstoffs = 799962.741669 [Pa]

Eingebrachte Wärmeleistung = 1722.382113 [W]

Als Ergebnis können Ein- und Austrittsgeschwindigkeit sowie Durchflussdauer ausgelesen werden. Am wichtigsten sind Austrittstemperatur und Austrittsdruck des Wasserstoffs. Aber auch die eingebrachte Wärmeleistung ist ein aussagekräftiger Parameter.

Es wurde angenommen, dass die vom Triebwerk entnommene Wärme keinen Einfluss auf die Triebwerksleistung hat. In Abschnitt 7.2.3 ist der prozentuale Anteil der entnommenen Wärmeleistung an der thermischen Leistung des Triebwerks für das konstruktiv ausgeführte Tanksystem dargestellt.

Der prozentuale Anteil der entnommenen Wärmeleistung an der thermischen Leistung des Triebwerks liegt beim konstruktiv ausgeführten Tanksystem zwischen 2,7% und 4,7%.

4.5 Verdichter

In der Variante 4 (Abschnitt 3.4) wird ein Verdichter verwendet, um das überhitzte Wasserstoffgas in den Tank zurückzuführen und damit den Tankdruck aufrecht zu halten.

Der Verdichter wird in dieser Komponente als einstufiger, ungekühlter (adiabter) Kolbenverdichter mit selbstbetätigten Ventilen dargestellt.

Die zu überwindende Druckdifferenz entspricht in der Regel nur dem Druckverlust in der Rohrleitung sowie dem Druck, der zum Öffnen des Auslassventils erforderlich ist. Der Verdichter dient mehr der Förderung des Wasserstoffs als der Druckerhöhung.

Die Gründe, warum ein Kolbenverdichter einem Turboverdichter vorgezogen wurde, liegen zum einen in der Regelbarkeit des Verdichters; mit Hilfe einer Drehzahlregelung kann die zurückgeförderte Wasserstoffmenge vom Maximum bis zum Wert Null geregelt werden. Auch entfällt bei einem Kolbenverdichter mit selbstbetätigten Ventilen das Rückströmventil, was zu einem Gewichtsvorteil führt. In Abbildung 4.12 ist der idealisierte Kolbenverdichter mit den selbstbetätigten Ventilen dargestellt.

Die Bauform des Verdichters hat in der Modellierung allerdings noch keine große Bedeutung, da die idealisierten mathematischen Modelle von Kolben- und Turboverdichter nahezu ident sind.

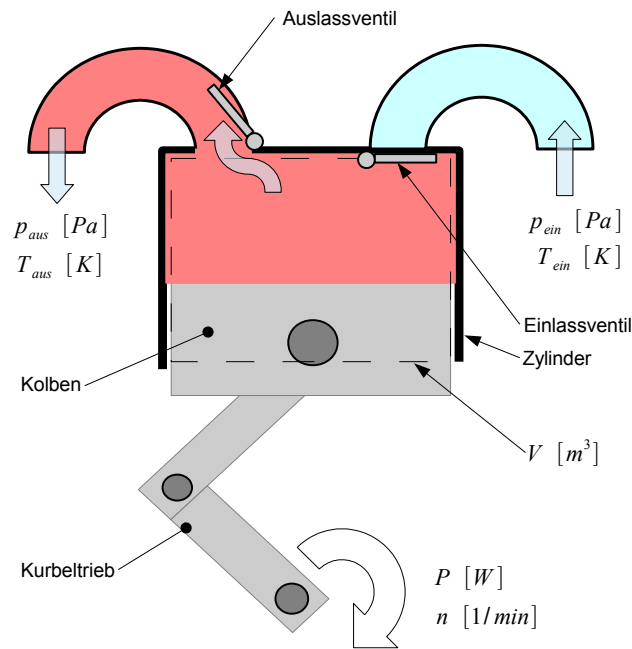


Abbildung 4.12: Einstufiger adiabater Kolbenverdichter

4.5.1 Mathematisches Modell

Aus dem Ersten Hauptsatz für stationäre Fließprozesse folgt die Verdichterleistung $P_{\text{verdichter}}$.

$$P_{\text{verdichter}} = \dot{m}_{\text{verdichter-H}_2} \cdot (h_{\text{aus}} - h_{\text{ein}}) \quad (4.52)$$

Der geförderte Massenstrom errechnet sich aus der Dichte beim Eintritt $\rho_{\text{H}_2-\text{ein}}$, der Drehzahl des Verdichters $n_{\text{verdichter}}$ und dessen Hubvolumen $V_{\text{verdichter}}$.

$$\dot{m}_{\text{verdichter-H}_2} = \rho_{\text{H}_2-\text{ein}} \cdot \frac{n_{\text{verdichter}}}{60} \cdot V_{\text{verdichter}} \quad (4.53)$$

Da der reale Verdichtungsprozess reibungsbehaftet ist, muss der Anwender dieser Komponente einen isentropen Wirkungsgrad angeben.

Die Ein- und Austrittsparameter des Wasserstoffs sind Druck und Temperatur. Mit Hilfe des Moduls PureFluids des Programms Cantera ([19]) wird dem Wasserstoff bei gegebenen Druck und Temperatur eine Enthalpie zugewiesen.

$$h_{\text{ein}} = f(T_{\text{ein}}, p_{\text{ein}}) \quad (4.54)$$

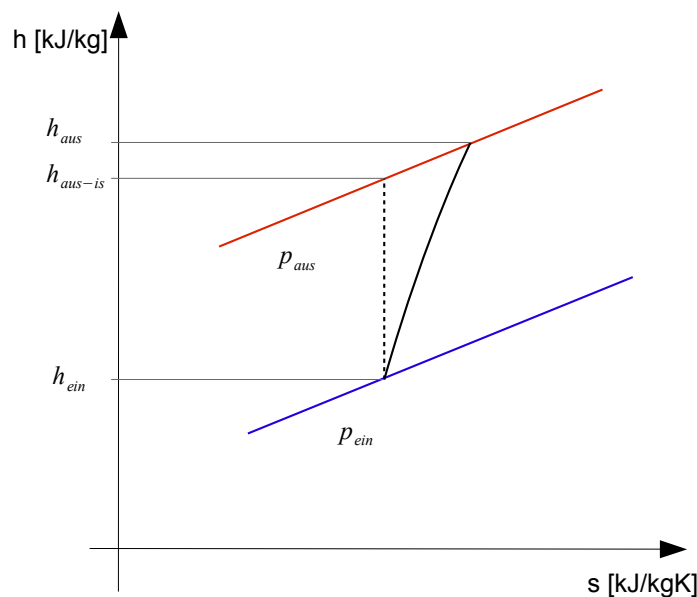


Abbildung 4.13: Isentrope Verdichtung

Die isentrope Austrittsenthalpie h_{aus-is} ist jene Enthalpie, die sich bei isentroper Verdichtung ergeben würde (Abb. 4.13).

In Gleichung 4.55 wird die Enthalpiedifferenz bei isentroper Verdichtung Δh_{is} berechnet.

$$\Delta h_{is} = h_{aus-is} - h_{ein} \quad (4.55)$$

Die tatsächlich auszubringende Enthalpiedifferenz Δh ergibt sich aus der isentropen Enthalpiedifferenz dividiert durch den isentropen Wirkungsgrad.

$$\Delta h = \frac{\Delta h_{is}}{\eta_{is}} \quad (4.56)$$

Daraus kann nun die Austrittsenthalpie h_{aus} und die Austrittstemperatur T_{aus} ermittelt werden.

$$h_{aus} = h_{ein} + \Delta h \quad (4.57)$$

$$T_{aus} = f(h_{aus}, p_{aus}) \quad (4.58)$$

4.5.2 Anwendungsbeispiel

Eingabedaten

Mit folgendem Befehl wird die Klasse aufgerufen.

```
import gas_pump

# Aufrufen der Klasse
gas_pump_example = gas_pump.Pump()
```


Die Eingabedaten der Komponente Verdichter sind zum einen der isentrope Wirkungsgrad, die Druckdifferenz, die Drehzahl und das Hubvolumen. Da der Verdichter drehzahl geregelt ist, ist der geförderte Massenstrom ein Ergebnis der Berechnung, und ergibt sich aus den Eingabedaten. Der eintretende Wasserstoff wird durch Druck und Temperatur definiert.

```
# Eingabedaten
gas_pump_example.eta_pump = 0.5           # isentroper Wirkungsgrad des Verdichters
gas_pump_example.delta_p = 50000.00      # Druckdifferenz die zu überwinden ist [Pa]
gas_pump_example.n = 2000.00            # Drehzahl des Verdichters [1/min]
gas_pump_example.v = 5.00                # Volumen des Zylinders [cm^3]

gas_pump_example.T_ein = 300.00          # Temperatur des eintretenden Fluids [K]
gas_pump_example.p_ein = 8.e5            # Druck des eintretenden Fluids [Pa]
```

Berechnung

Die Berechnung wird mit folgendem Aufruf ausgeführt.

```
# Berechnung
gas_pump_example.calculate()
```

Ergebnis

Als Ergebnis können auch Austrittstemperatur und Druck des geförderten Massenstroms und die Leistungsaufnahme des Verdichters ausgelesen werden.

Ergebnis der Berechnung

```
Temperatur des austretenden Fluids = 310.220307 [K]
Druck des austretenden Fluids = 850000.000000 [Pa]
Massenstrom durch den Verdichter = 0.000107 [kg/s]
```

```
Leistungsaufnahme des Verdichters = 16.305428 [W]
```

4.6 PID-Regler

Die Komponente PID-Regler stellt einen Typ PID-Regler dar, wie er sowohl in der Modellierung von Variante 2 als auch bei Variante 4 zum Einsatz kommt.

4.6.1 Mathematisches Modell

Zwischen einem gewünschten Sollwert und einem bestehenden Istwert gibt es bei regelungstechnischen Anwendungen meist eine Abweichung.

Wie in Gleichung 4.59 ersichtlich, wird die Differenz zwischen Soll- und Istwert als *error* bezeichnet.

$$error = sollwert - istwert \quad (4.59)$$

Das Proportionalglied P_{value} berechnet sich aus dem *error* und einem frei wählbaren Proportionalfaktoren K_p .

$$P_{value} = K_p \cdot error \quad (4.60)$$

Das Differentialglied D_{value} berechnet sich aus dem frei wählbaren Differentialfaktor K_d und der Differenz aus dem $error$ und dem $Derivator$.

$$D_{value} = K_d \cdot (error - Derivator) \quad (4.61)$$

Der $Derivator$ hat beim ersten Berechnungsschritt den Wert Null und wird nun gleich dem $error$ gesetzt (Gl. 4.62), somit ergibt der rechte in der Klammer stehende Begriff der Gl. 4.61 einen Differenzterm zum Vorherigen Schritt.

$$Derivator = error \quad (4.62)$$

Das Integralglied $Integrator$ wird aus dem bestehenden Integralglied und dem momentanen Fehler gebildet.

$$Integrator = Integrator + error \quad (4.63)$$

Das Integrationsglied I_{value} berechnet sich aus dem $Integrator$ und einer frei wählbaren Konstante K_i .

$$I_{value} = K_i \cdot Integrator \quad (4.64)$$

Am Ende werden die Faktoren summiert.

$$corrector = P_{value} + I_{value} + D_{value} \quad (4.65)$$

Der Wert $corrector$ stellt den Korrekturwert zum bestehenden Istwert dar und wird dem quadriert.

$$istwert(i + 1) = istwert(i) + corrector \quad (4.66)$$

4.6.2 Anwendungsbeispiel

Sollwerte

Zunächst muss eine Abfolge vom Sollwerten erstellt werden, denen sich der Regler annähern soll.

```
# Array mit Sollwerten
soll = np.array([0.0, 0.0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.5, 0.5, 0.5,
                1.0, 1.0, 1.0, 0.0, 0.0, 0.0, 10, 9, 8, 7, 0, 0, 0,])

# Leerer Array mit Istwerten und x-Achse
ist = np.zeros(23)
t = np.zeros(23)
```

Eingabedaten

Mit folgendem Aufruf wird die Komponente PID-Regler aufgerufen.

```
# Erstellen eines PID
pid = PID.PID()
```

Die Faktoren für Proportional, Differential und Integralglied werden gesetzt.

```
# Eingabedaten
pid.Kp = 0.9
pid.Kd = 0.2
pid.Ki = 0.5
```

Ebenso können Grenzwerte für den Integrator gesetzt werden.

```
pid.Integrator_max = 10.00
pid.Integrator_min = -10.00
```

Berechnung

Die Berechnung wird in diesem Beispiel in einer for-Schleife durchgeführt. Mit `pid.setPoint` wird der Sollwert gesetzt.

```
for i in range(len(soll)-1):

    t[i+1] = t[i] + 1

    # Sollwert setzen
    pid.setPoint(soll[i])

    # neuer Istwert
    ist[i+1] = ist[i] + pid.update(ist[i])
```

Der neue Istwert ist der alte Istwert plus `pid.update`.

Ergebnis

Das Ergebnis, das in Abbildung 4.14 dargestellt ist, zeigt den Verlauf des Sollwertes und die Reaktion des Reglers mittels Istwert.

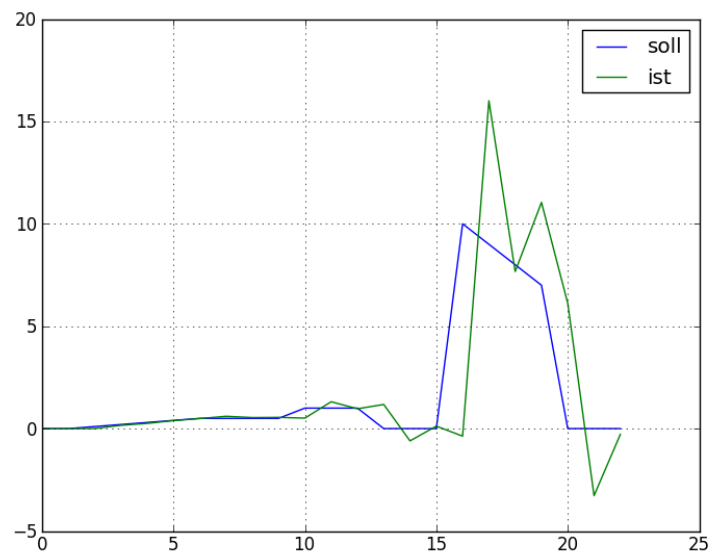


Abbildung 4.14: Verlauf von Soll- und Istwert beim gewählten Anwendungsbeispiel

4.7 Proportionalventil

Die Komponente Proportionalventil stellt ein Ventil zur Teilung eines Massenstromes in zwei Massenströme dar (Abb. 4.15). Der Faktor der Teilung wird dabei vorgegeben.

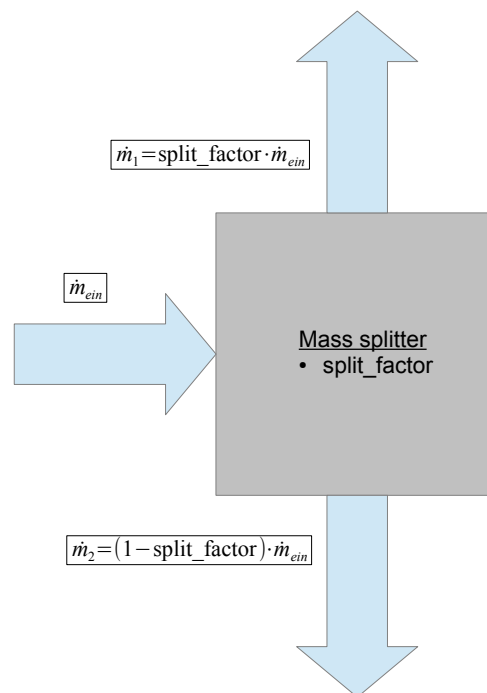


Abbildung 4.15: Darstellung des Proportionalventils

4.7.1 Mathematisches Modell

Der eintretende Massenstrom \dot{m}_{ein} ist die Summe der beiden austretenden Massenströme \dot{m}_1 und \dot{m}_2 .

$$\dot{m}_{ein} = \dot{m}_1 + \dot{m}_2 \quad (4.67)$$

Der Massenstrom \dot{m}_1 berechnet sich dabei aus dem eintretenden Massenstrom \dot{m}_{ein} multipliziert mit einem Teilungsfaktor *splitfactor* der zwischen Null und Eins liegt.

$$\dot{m}_1 = splitfactor \cdot \dot{m}_{ein} \quad (4.68)$$

Aus den Gleichungen 4.67 und 4.68 kann nun der zweite austretende Massenstrom \dot{m}_2 berechnet werden.

$$\dot{m}_2 = (1 - splitfactor) \cdot \dot{m}_{ein} \quad (4.69)$$

4.7.2 Anwendungsbeispiel

Eingabedaten

Mit folgender Eingabe wird die Klasse aufgerufen.

```
import Mass_splitter

# Aufrufen der Klasse
mass_splitter_example = Mass_splitter.super_splitter()
```

Die Eingabedaten sind der eintretende Massenstrom sowie der *splitfactor*.

```
# Eingabedaten
mass_splitter_example.split_factor = 0.50 # gibt an, wie viel Prozent
# in den Massenstrom 1 kommen (zB: 50%)
mass_splitter_example.m_dot_ein = 0.5 # eintretender Massenstrom

mass_splitter_example.max_split_factor = 1.00 # prozent. Maximalwert von Massenstr. 1 (zB: 100%)
mass_splitter_example.min_split_factor = 0.10 # prozent. Minimalwert von Massenstr. 1 (zB: 10%)
```

Es können dabei auch Maximal- und Minimalwerte des splittfactors festgelegt werden.

Berechnung

Mit folgendem Aufruf wird die Berechnung gestartet.

```
# Berechnung
mass_splitter_example.calculate()
```

Ergebnis

Als Ergebnis können die austretenden Massenströme ausgelesen werden.

Ergebnis der Berechnung

Massenstrom 1 = 0.250000 [kg/s]

Massenstrom 2 = 0.250000 [kg/s]

4.8 Gassammler

Die Komponente Gassammler stellt ein volumenloses, masseloses Behältnis dar, in dem bis zu fünf Wasserstoffmassenströme zu einem vermischt werden. Die gesuchten Größen sind der austretende Massenstrom und dessen Druck und Temperatur.

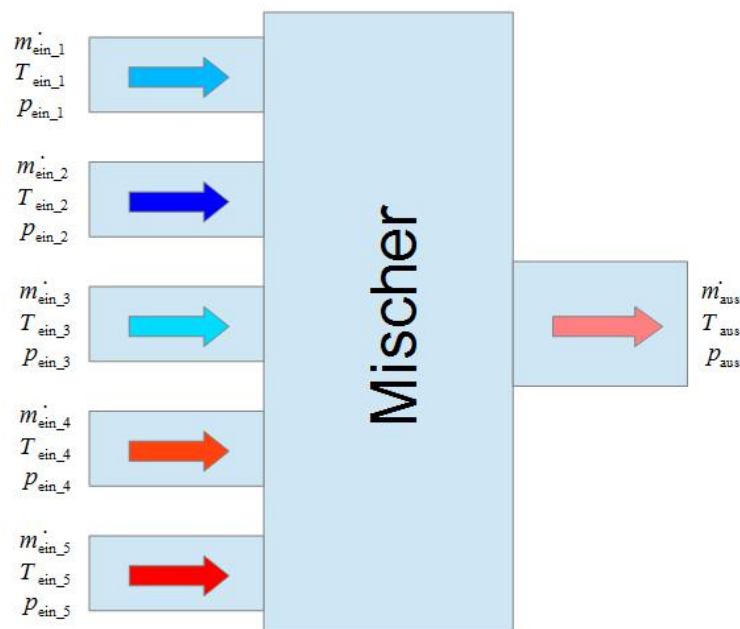


Abbildung 4.16: Schematische Darstellung des Gassammlers

4.8.1 Mathematisches Modell

Es werden die stationäre Massenerhaltung und die Energieerhaltung für stationäre Fließprozesse verwendet (kinet. Energie vernachlässigt).

Massenerhaltung

Der austretende Massenstrom ist gleich die Summe der eintretenden Massenströme.

$$\dot{m}_{aus} = \sum_{i=1}^n \dot{m}_{ein(i)} \quad (4.70)$$

Energieerhaltung

Der niedrigste Druck der eintretenden Massenströme gibt dabei den Austrittsdruck vor.

$$p_{aus} = \min(p_{ein(i)}) \quad (4.71)$$

Aus der Energiegleichung für stationäre Fließprozesse folgt:

$$h_{aus} = \frac{\sum_{i=1}^n \dot{m}_{ein(i)} \cdot h_{ein(i)}}{\dot{m}_{aus}} \quad (4.72)$$

Die Temperatur des aus dem Gassammler austretenden Wasserstoffgemisches ist dabei eine Funktion von Enthalpie h_{aus} und Druck p_{aus} .

$$T_{aus} = f(h_{aus}, p_{aus}) \quad (4.73)$$

4.8.2 Anwendungsbeispiel

Eingabedaten

Mit folgender Eingabe wird die Klasse aufgerufen.

```
import Mischer
# Aufrufen der Klasse
mischer_example = Mischer.h2_mischer()
```

Es können bis zu fünf eintretende Massenströme verwendet werden. Es müssen allerdings nur für die Eingänge, die verwendet werden, Eingabewerte gesetzt werden. Werden keine Eingabewerte gesetzt, wird der Massenstrom nicht verwendet.

```

# Eintretender Massenstrom Nr. 1
mischer_example.m_dot_1 = 1.00      # Massstrom [kg/s]
mischer_example.p_1 = 10.e5         # Druck [Pa]
mischer_example.T_1 = 100.00       # Temp. in [K]

# Eintretender Massenstrom Nr. 2
mischer_example.m_dot_2 = 1.00      # Massstrom [kg/s]
mischer_example.p_2 = 5.e5          # Druck [Pa]
mischer_example.T_2 = 200.00       # Temp. [K]

"""
# Eintretender Massenstrom Nr. 3
mischer_example.m_dot_3 = 0.00      # Massstrom [kg/s]
mischer_example.p_3 = 100.e5        # Druck [Pa]
mischer_example.T_3 = 100.00       # Temp. [K]

# Eintretender Massenstrom Nr. 4
mischer_example.m_dot_4 = 0.00      # Massstrom [kg/s]
mischer_example.p_4 = 100.e5        # Druck [Pa]
mischer_example.T_4 = 100.00       # Temp. [K]

# Eintretender Massenstrom Nr. 5
mischer_example.m_dot_5 = 0.00      # Massstrom [kg/s]
mischer_example.p_5 = 100.e5        # Druck [Pa]
mischer_example.T_5 = 100.00       # Temp. [K]
"""

```

Berechnung

Mit folgendem Aufruf wird die Berechnung ausgeführt.

```

# Berechnung
mischer_example.calculate()

```

Ergebnis

Als Ergebnisse der Berechnung können der austretende Massenstrom sowie deren Druck und Temperatur ausgelesen werden.

Ergebnis der Berechnung

```

austretender Massenstrom = 2.000000 [kg/s]

Austrittsdruck = 500000.000000 [Pa]
Austrittstemperatur = 151.484842 [K]

```

4.9 Wärmetauscher im LH2 Tank

Die Komponente des Wärmetauschers im LH2 Tank beinhaltet die Klasse `waermetauscher_fl_g`. Diese Klasse stellt einen Wärmetauscher im Inneren des Flüssigwasserstofftanks dar, wie er in Variante 2 verwendet werden soll.

Wie in Abbildung 4.17 ersichtlich, besteht der Wärmetauscher aus einem Rohr, das von gasförmigem Wasserstoff durchflossen wird. Es kommt zur Wärmeübertragung vom gasförmigen auf den flüssigen Wasserstoff und an der Außenwand des Rohres zur Verdampfung des flüssigen

Wasserstoffs.

Das Rohr wird dabei in Einzelemente vordefinierter Länge zerlegt und der Wärmestrom durch die Rohrwand berechnet. Die Berechnung setzt eine konstante Wärmestromdichte durch das Rohr voraus. Das Rohr wird aufgrund der Temperaturabhängigkeit der Wärmedurchgangszahl als in Schichten aufgebautes Rohr berechnet (Abbildung 4.18).

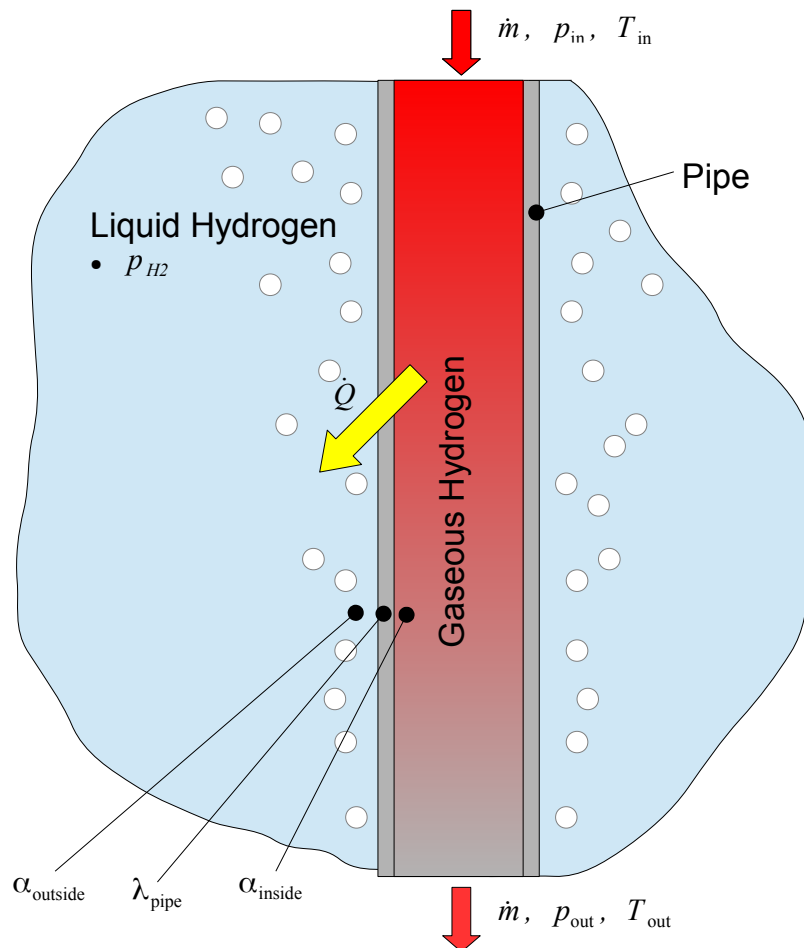


Abbildung 4.17: Schematische Darstellung des im LH2 Tank befindlichen Wärmetauschers und der Verdampfung von LH2

4.9.1 Mathematisches Modell

Stückweise Berechnung

Aufgrund der starken Veränderung der Strömungsverhältnisse bei der Abkühlung des gasförmigen Wasserstoffs wird das Rohr in Stücke mit definierter Länge geteilt. Das Vorgehen ist dabei ident mit Abschnitt 4.3.1.

Wärmeübertragung

Die Wärmeübertragung bei dem im LH2 Tank befindlichen Wärmetauscher spielt eine entscheidende Rolle für die Aufrechterhaltung des Tankdrucks und somit für den Transport des Wasserstoffs in das Triebwerk.

Die Wärmeübertragung setzt sich aus einem Wärmeübergang an der Rohrinnenfläche, einer Wärmeleitung durch die Rohrwand und der Dampfblasenbildung an der Rohraußenfläche zusammen.

Die Wärmeleitfähigkeit des Aluminiumrohres ist eine Funktion der Temperatur. Aus diesem Grund wird das Rohr in vier Schichten geteilt, wobei jeder Schicht eine konstante Wärmeleitfähigkeit zugewiesen wird.

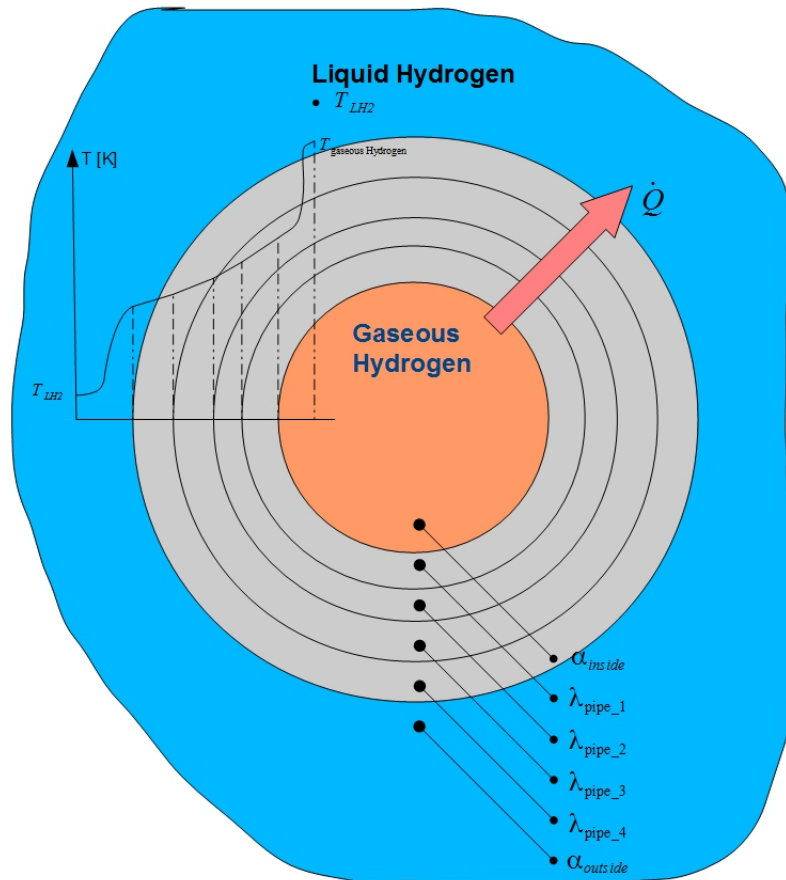


Abbildung 4.18: Wärmeübertragung durch das in Schichten aufgebaute Aluminiumrohr

Die Wärmeübertragung in einem Berechnungsstück wird dabei als stationär angesehen.

Die Wärmeübergangszahl an der Rohrinneiseite α_{innen} wird laut VDI-Wärmeatlas ([16, Ga4 ff., konstante Wärmestromdichte]) berechnet. Es wird zwischen den Strömungszuständen laminar, laminar-turbulent und turbulent unterschieden.

Der Strömungszustand wird dabei mit den Eingangsbedingungen des Berechnungsstücks ermittelt.

Die Reynoldszahl errechnet sich aus Eintrittsgeschwindigkeit w_{ein} , dem Innendurchmesser der Rohrleitung d_{ein} , aus Dichte ρ_{ein} und der dynamischen Viskosität η_{ein} des eintretenden Wasserstoffs.

$$w_{ein} = \frac{\dot{m}_{H2}}{\rho_{ein} \cdot A_{wt}} \quad (4.74)$$

$$A_{wt} = \frac{d_{innen}^2 \cdot \pi}{4} \quad (4.75)$$

$$Re_{wt} = \frac{w_{ein} \cdot d_{innen} \cdot \rho_{ein}}{\eta_{ein}} \quad (4.76)$$

$$Re \begin{cases} < 2100 & \dots \text{laminare Strömung} \\ < 10000 & \dots \text{laminar-turbulente Strömung} \\ > 10000 & \dots \text{turbulente Strömung} \end{cases} \quad (4.77)$$

Um α_{innen} des Berechnungsstücks berechnen zu können, muss zunächst die Prandtlzahl der Strömung Pr_{innen} berechnet werden.

Diese ergibt sich aus der dynamischen Viskosität η_{ein} , der spezifischen Wärmekapazität c_{pein} und der Wärmeleitfähigkeit λ_{H2-ein} des eintretenden Wasserstoffs.

$$Pr_{innen} = \frac{\eta_{ein} \cdot c_{pein}}{\lambda_{H2-ein}} \quad (4.78)$$

Aus den bisherigen Größen ergibt sich nun die Wärmeübergangszahl für die Innenfläche des Berechnungsstücks.

$$\alpha_{innen} = f(Pr_{innen}, Re_{wt}, T_{ein}, w_{ein}, d_{innen}) \quad (4.79)$$

Der flüssige Wasserstoff, von dem der Wärmetauscher umgeben wird, wird nur durch den Tankdruck definiert und wird als siedende Flüssigkeit definiert. Die LH2 Temperatur ist somit nur eine Funktion des LH2 Drucks.

$$T_{LH2} = f(p_{Tank}) \quad (4.80)$$

Die mittlere Temperatur zwischen Außenwand des Wärmetauschers und LH2 wird mit T_{m-wand} bezeichnet.

$$T_{m-wand} = \frac{T_{wand-außen} + T_{LH2}}{2} \quad (4.81)$$

Für die in Gl. 4.81 verwendete Wandtemperatur wird die Wandtemperatur aus dem vorherigen Berechnungsstück herangezogen. Für das erste Berechnungsstück wird ein Wert für die Wandtemperatur angenommen.

Aus Gründen der Berechnungsdauer und Solverstabilität wurde die Berechnung von α_{innen} und $\alpha_{außen}$ aus dem Gleichungssystem für die Energiegleichung herausgezogen.

Prandtl- und Grashofzahl für die Außenfläche werden mit jenen der mittleren Temperatur T_{m-wand} sowie dem Tankdruck p_{Tank} gebildet.

$$Pr_{außen} = \frac{\eta_m \cdot c_{pm}}{\lambda_m} \quad (4.82)$$

$$Gr_{außen} = \frac{g \cdot d_{pipe}^3}{\left(\frac{\eta_m}{\rho_m}\right)^2} \cdot \frac{|\rho_{LH2} - \rho_{wand-außen}|}{\rho_{LH2}} \quad (4.83)$$

$$\alpha_{außen} = f(Pr_{außen}, Gr_{außen}, \lambda_m, d_{pipe}) \quad (4.84)$$

$\alpha_{außen}$ ist eine Funktion von $Pr_{außen}$, $Gr_{außen}$ sowie λ_m und $d_{außen}$, und wird laut VDI-Wärmeatlas berechnet ([16, Abschnitt Haa3]).

Das Gleichungssystem, das im Solver iterativ gelöst wird, besteht aus den Gleichungen 4.85 bis 4.96. Die Variablen für dieses Gleichungssystem sind:

- T_{H2-aus} ... Austrittstemperatur des Wasserstoffs aus dem Berechnungsstück
- $T_{wand-innen}$... Wandtemperatur an der Rohrinne wand des Berechnungsstücks
- T_{w1} ... Wandtemperatur der ersten Berechnungsschicht der Rohrleitung

- T_{w_2} ... Wandtemperatur der zweiten Berechnungsschicht der Rohrleitung
- T_{w_3} ... Wandtemperatur der dritten Berechnungsschicht der Rohrleitung
- $T_{wand-außen}$... Wandtemperatur der Außenfläche der Rohrleitung
- \dot{Q}_{piece} ... übertragene Wärmeleistung im betrachteten Berechnungsstück

Das arithmetische Mittel des durch die Rohrleitung fließenden Wasserstoffs zwischen Ein- und Austritt des Berechnungsstücks wird mit T_m bezeichnet.

$$T_m = \frac{T_{H_2-aus} + T_{H_2-ein}}{2} \quad (4.85)$$

Die Wärmeleitfähigkeiten der in Schichten geteilte Rohrleitung wird mit den Mittelwerten der Wandtemperaturen gebildet.

$$\lambda_{pipe-1} = \lambda_{alu} \left(T = \frac{T_{wand-init} + T_{w_1}}{2} \right) \quad (4.86)$$

$$\lambda_{pipe-2} = \lambda_{alu} \left(T = \frac{T_{w_1} + T_{w_2}}{2} \right) \quad (4.87)$$

$$\lambda_{pipe-3} = \lambda_{alu} \left(T = \frac{T_{w_2} + T_{w_3}}{2} \right) \quad (4.88)$$

$$\lambda_{pipe-4} = \lambda_{alu} \left(T = \frac{T_{w_3} + T_{wand-außen}}{2} \right) \quad (4.89)$$

Der Wärmestrom \dot{Q}_{piece} durch die Rohrwand wird mit folgender Gleichung berechnet. Im Zähler der Gleichung stehen die Temperaturdifferenz zwischen flüssigem und gasförmigem Wasserstoff sowie die Länge der Berechnungsstücks l_{piece} . Im Nenner stehen die Wärmeübergangszahlen an Innen- und Außenfläche der Rohrleitung sowie die Außendurchmesser und Wärmeleitfähigkeiten der Berechnungsschichten.

$$\dot{Q}_{piece} = \frac{\pi \cdot l_{piece} (T_m - T_{LH_2})}{\frac{1}{\alpha_{innen} \cdot d_{innen}} + \frac{\ln \frac{d_{pipe-1}}{d_{innen}}}{2 \cdot \lambda_{pipe-1}} + \frac{\ln \frac{d_{pipe-2}}{d_{pipe-1}}}{2 \cdot \lambda_{pipe-2}} + \frac{\ln \frac{d_{pipe-3}}{d_{pipe-2}}}{2 \cdot \lambda_{pipe-3}} + \frac{\ln \frac{d_{pipe}}{d_{pipe-3}}}{2 \cdot \lambda_{pipe-4}} + \frac{1}{\alpha_{außen} \cdot d_{pipe}}} \quad (4.90)$$

Mit den Gleichungen Gl. 4.91 bis 4.95 werden die Wandtemperaturen der imaginären Rohrschichten berechnet.

$$T_{w-init} = T_m - \frac{\dot{Q}_{piece}}{\alpha_{innen} \cdot A_{surface}} \quad (4.91)$$

$$T_{w_1} = T_{w-init} + \frac{\dot{Q}_{piece} \cdot \ln \frac{d_{pipe-1}}{d_{innen}}}{2 \cdot \lambda_{pipe-1} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.92)$$

$$T_{w_2} = T_{w_1} - \frac{\dot{Q}_{piece} \cdot \ln \frac{d_{pipe-2}}{d_{pipe-1}}}{2 \cdot \lambda_{pipe-2} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.93)$$

$$T_{w_3} = T_{w_2} - \frac{\dot{Q}_{piece} \cdot \ln \frac{d_{pipe-3}}{d_{pipe-2}}}{2 \cdot \lambda_{pipe-3} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.94)$$

$$T_{wand-au\beta en} = T_{LH2} + \frac{\dot{Q}_{piece}}{\alpha_{au\beta en} \cdot d_{pipe} \cdot \pi \cdot l_{piece}} \quad (4.95)$$

Aus der Energieerhaltung für den stationären Fließprozess für das Berechnungsstück folgt die übertragene Wärmeleistung \dot{Q}_{piece} , die gleich dem Produkt aus Wasserstoffmassentrom \dot{m}_{H2} , spezifischer Wärmekapazität des eintretenden Wasserstoffs $c_{p_{ein}}$ und der Temperaturdifferenz des Wasserstoffs zwischen Ein- und Austritt ist.

$$\dot{Q}_{piece} = \dot{m}_{H2} \cdot c_{p_{ein}} \cdot (T_{H2-ein} - T_{H2-aus}) \quad (4.96)$$

Anzumerken ist, dass bei geringer Durchflussmenge durch den Wärmetauscher die Temperatur des gasförmigen Wasserstoffs soweit sinkt, dass es zur Verflüssigung in der Rohrleitung kommen kann.

In der Klasse `waermetauscher_fl_g` wird eine Verflüssigung des Wasserstoffs in der Rohrleitung nicht berücksichtigt. Der gasförmige Wasserstoff kann nur bis zur Dampftemperatur abgekühlt werden, verbleibt danach für die restliche zu durchlaufende Rohrstrecke in diesem Zustand und gibt keine weitere Wärme mehr an den flüssigen Wasserstoff ab.

Strömungsgeschwindigkeit

Die Berechnung der Strömungsgeschwindigkeit wird ident dem Abschnitt 4.3.1 ausgeführt.

Durchlaufzeit

Die Berechnung der Durchlaufzeit wird ident dem Abschnitt 4.3.1 ausgeführt.

Druckverlust

Die Berechnung des Druckverlustes wird ident dem Abschnitt 4.3.1 ausgeführt.

4.9.2 Anwendungsbeispiel

In einem kurzen Beispiel soll die Anwendung der Komponente des Wärmetauscher im LH2 Tank erläutert werden.

Eingabedaten

Mit folgendem Befehl wird die Klasse aufgerufen

```
import fluessig_gas_wt
# Aufrufen der Klasse
fluessig_gas_example = fluessig_gas_wt.waermetauscher_fl_g()
```

Die entscheidenden Eingabedaten für die Geometrie der Rohrleitung sind der Innen- und Außendurchmesser. Die Schichtdicken, in die das Rohr aufgeteilt wird, können frei gewählt werden. Es werden auch die Gesamtlänge des Wärmetauschers und die maximale Länge der Berechnungsstücke angegeben. Der gasförmige Wasserstoff, der durch die Rohrleitung fließt, hat einen konstanten Massenstrom und wird durch die Zustandsgrößen Temperatur und Druck festgelegt.

```

# Eingabedaten
fluessig_gas_example.d_in = 0.01 # Rohrdurchmesser innen [m]
fluessig_gas_example.d_1 = 0.012 # Rohrdurchmesser 1 für Berechnung
fluessig_gas_example.d_2 = 0.014 # Rohrdurchmesser 2 für Berechnung
fluessig_gas_example.d_3 = 0.016 # Rohrdurchmesser 3 für Berechnung
fluessig_gas_example.d_out = 0.018 # Rohrdurchmesser außen

fluessig_gas_example.length = 0.5 # Leitungslänge in [m]

fluessig_gas_example.m_dot = 0.001 # Massenstrom in [kg/s]

fluessig_gas_example.T_ein = 300.00 # Eintrittstemperatur [K]
fluessig_gas_example.p_ein = 10.e5 # Eintrittsdruck [Pa]

fluessig_gas_example.l_upper = 0.05 # Maximale Elementlänge für die Berechnung

```

Zur Berechnung der Wärmeleitfähigkeit müssen zwei Stützstellen, bei 50 Kelvin und 300 Kelvin, angegeben werden, zwischen denen linear interpoliert wird.

```

"""
Thermal conductivity of pipe and insulation is approximated as linear
"""
fluessig_gas_example.lambda_pipe_50 = 4.00 # thermal conductivity at 50 Kelvin [W/(mK)]
fluessig_gas_example.lambda_pipe_300 = 15.00 # thermal conductivity at 300 Kelvin [W/(mK)]

```

Der flüssige Wasserstoff, der sich im Tank befindet und den Wärmetauscher umgibt, wird als siedende Flüssigkeit betrachtet, es muss daher nur der Tankdruck angegeben werden.

```
fluessig_gas_example.p_env = 8.e5 # Außendruck [Pa]
```

Berechnung

Mit folgendem Aufruf wird die Berechnung ausgeführt.

```

# Berechnung
fluessig_gas_example.calculate()

```

Ergebnis

Die Eintritts- und Austrittsgeschwindigkeit des gasförmigen Wasserstoffs sowie die Durchflussdauer können ausgelesen werden. Ebenso können Austrittstemperatur und Druck des Wasserstoffs dem Programm entnommen werden.

Die Entwicklung der Rohrtemperatur kann anhand der Wandtemperaturen für das erste und das letzte Berechnungsstück veranschaulicht werden.

Eintrittsgeschwindigkeit in die Leitung = 15.586045 [m/s]
Austrittsgeschwindigkeit aus der Leitung = 11.583408 [m/s]
Durchflussdauer = 0.037499 [s]

Austrittstemperatur = 215.670369 [K]
Austrittsdruck = 999878.991485 [Pa]
Uebertragene Waermeleistung = 1287.148758 [W]

Wandtemperatur Rohrbeginn, 1.Berechnungsschicht = 170.970993 [K]
Wandtemperatur Rohrende, 1.Berechnungsschicht = 132.179187 [K]

Wandtemperatur Rohrbeginn, 2.Berechnungsschicht = 162.991509 [K]
Wandtemperatur Rohrende, 2.Berechnungsschicht = 125.242274 [K]

Wandtemperatur Rohrbeginn, 3.Berechnungsschicht = 155.817925 [K]
Wandtemperatur Rohrende, 3.Berechnungsschicht = 118.990176 [K]

Wandtemperatur Rohrbeginn, 4.Berechnungsschicht = 155.817925 [K]
Wandtemperatur Rohrende, 4.Berechnungsschicht = 118.990176 [K]

Kapitel 5

Simulation der favorisierten Varianten

In Kapitel 4 wurden die Baukomponenten des Tanksystems beschrieben. Diese Komponenten werden nun zu einem gesamten Tanksystem zusammengefügt und eine Simulation gestartet. Mithilfe der Simulation sollen die an das Tanksystem gestellten Kriterien untersucht werden. Die wichtigsten Kriterien sind gleichbleibende Austrittstemperatur des Wasserstoffs aus dem Tanksystem und gleichbleibender Tankdruck. Diese Kriterien sollen auch bei Lastschwankungen des Triebwerks erfüllt werden. Für die Simulationen werden zunächst plausible Werte bezüglich Rohrlänge etc. gewählt. Anhand der Ergebnisse der Simulationen von Variante 2 und Variante 4 wird dann eine Auswahl getroffen, welche Variante konstruktiv umgesetzt wird.

5.1 Festlegen der Lastzustände

Um mit der Simulation beginnen zu können, muss zunächst noch ein Lastprofil definiert werden, das vom Triebwerk abgefahren wird.

Flugphasen	Schub	Kraftstoffverbrauch [g/s]	Dauer [s]
Anlassen des Triebwerks	0.15 * Maximalschub	0.5447	5
Wartezeit auf dem Rollfeld	Leerlaufschub	0.4000	30
Starten + Steigflug	Maximalschub	1.4000	18
Horizontalflug	0.7 * Maximalschub	1.1160	56
Sinkflug	0.3 * Maximalschub	0.7448	12
Landen	Leerlaufschub	0.4000	5
Durchstarten auf der Landebahn	Maximalschub	1.4000	3
Wartezeit auf dem Rollfeld	Leerlaufschub	0.4000	10

Tabelle 5.1: Flugphasen bei den Simulationen der Varianten 2 und 4

Das Lastprofil ist aus Gründen der Rechenzeit kürzer gewählt als bei der für die Endversion vorgesehenen Flugmission. Alle Lastzustände kommen allerdings in ausreichender Länge vor, um das Verhalten des Tanksystems abschätzen zu können.

Wird das in Tabelle 5.1 angeführte Flugprofil in der Komponente „Flugmission - Treibstoffverbrauch“ (Abschnitt 4.1) ausgeführt, ergibt sich folgender Kraftstoffverbrauch (Abb. 5.1).

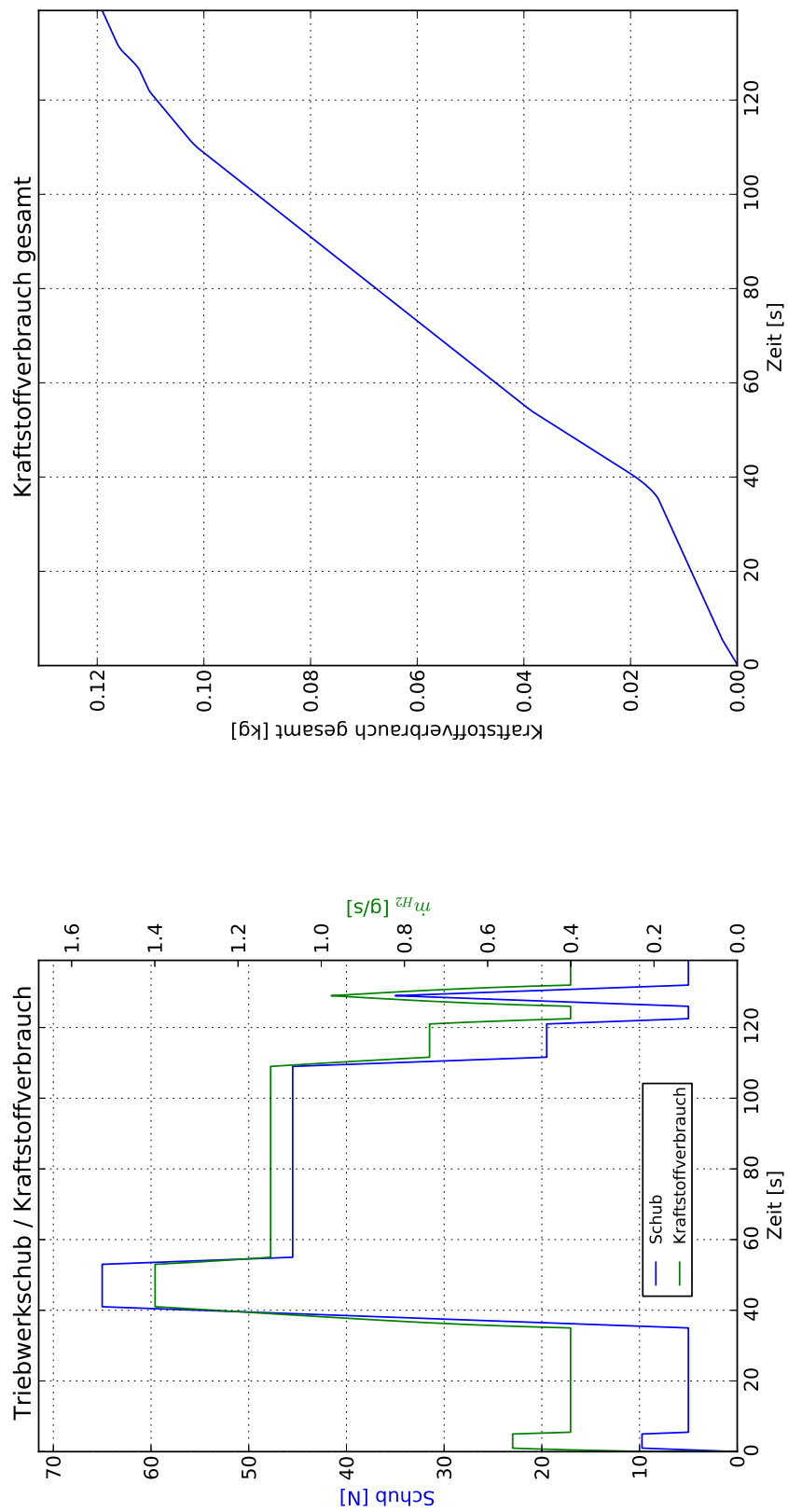


Abbildung 5.1: Triebwerkschub und Kraftstoffverbrauch bei gewählter Flugmission der Variantensimulation

In der linken Grafik der Abbildung 5.1 sind der Kraftstoffverbrauch und der Schub des Triebwerks über die Dauer der Flugmission aufgetragen.

Am Beginn steht ein kurzer Peak, bei dem das Triebwerk gestartet wird, danach fährt das Triebwerk für eine Dauer von 30 Sekunden im Leerlaufbetrieb, was durch einen niedrigen Schub beziehungsweise Kraftstoffverbrauch zu erkennen ist.

Im darauffolgenden Start- und Steigflug kommt es zu einem starken Anstieg von Schub und Kraftstoffverbrauch. Danach fallen die Werte in den Flugphasen Horizontalflug, Sinkflug und Landen kontinuierlich ab.

Am Ende des Flugprofils kommt es beim Durchstarten noch zu einem kurzzeitigen Anstieg von Schub und Kraftstoffverbrauch.

In der rechten Grafik der Abbildung 5.1 ist der insgesamt vom Triebwerk verbrauchte Kraftstoff über die Zeit aufgetragen. Es ist gut zu erkennen, dass der momentane Kraftstoffverbrauch (linke Grafik) die Ableitung des insgesamt verbrauchten Kraftstoff (rechte Grafik) ist.

Die Flugmission dauert 139 Sekunden, und es werden dabei 118,8 Gramm Wasserstoff verbraucht.

5.2 Simulation von Variante 2

5.2.1 Aufbau des Simulationsfiles der Variante 2

In der folgenden Simulation soll ein Tanksystem der Variante 2 (Abschnitt 3.2) untersucht werden.

In der Abbildung 5.2 ist der Aufbau der Simulation von Variante 2 graphisch dargestellt.

Mit der Komponente „Flugmission - Treibstoffverbrauch“ (Abschnitt 4.1) wird der Kraftstoffverbrauch des Triebwerks vorgegeben. Auch die Zeitschrittweite der Simulation wird in dieser Komponente festgelegt.

Der Wasserstofftank wird durch die Komponente „LH2 Tank“ (Abschnitt 4.2) dargestellt. Der Wasserstoff wird dem Tank entnommen und fließt danach durch die Rohrleitung 1. Die Rohrleitung 1 ist dargestellt durch die Komponente „Rohrleitung“ (Abschnitt 4.3) und entspricht der Klasse `COOLinsulatedPipe`.

In dieser Rohrleitung erwärmt sich der Wasserstoff und gelangt danach in den ersten Wärmetauscher, der durch die Komponente „Wärmetauschersystem am Triebwerk“ (Abschnitt 4.4) dargestellt wird. Der Wasserstoff wird dort überhitzt und gelangt danach ins Proportionalventil. Das Proportionalventil, dargestellt durch die Komponente „Proportionalventil“ (Abschnitt 4.7), teilt nun den Massenstrom in zwei Teilströme, wobei das Teilungsverhältnis durch den PID-Regler vorgegeben wird, der durch die Komponente „PID-Regler“ (Abschnitt 4.6) dargestellt wird. Der Regler versucht dabei, durch Veränderung der Massenströme, den Tankdruck auf einen vorgegebenen Wert einzustellen.

Massenstrom 1 wird über die Rohrleitung 2 der Klasse `hot_pipe` in den im Tank befindlichen Wärmetauscher, Komponente „Wärmetauscher im LH2 Tank“ (Abschnitt 4.9), geleitet. Dort wird der Wasserstoff abgekühlt und die abgegebene Wärme dem LH2 Tank zugeführt.

Im Gassammler, der durch die Komponente „Gassammler“ (Abschnitt 4.8) dargestellt wird, werden die im Proportionalventil geteilten Massenströme wieder zusammengeführt.

Danach wird die Temperatur des gemischten Wasserstoffmassenstroms gemessen. Wenn der Wasserstoff eine Grenztemperatur unterschreitet, wird der Massenstrom durch einen zweiten am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher geleitet und dort weiter erwärmt.

Der zweite am Triebwerk befindliche Wärmetauscher der Komponente „Wärmetauschersystem am Triebwerk“ hat den Zweck, die Austrittstemperatur möglichst konstant zu halten und ist kleiner ausgeführt als der erste Wärmetauscher.

Wie in Abbildung 5.2 ersichtlich, wird auch der Wärmeeintrag aus der Umgebung in den Wasserstofftank und in die Rohrleitungen berücksichtigt.

5.2.2 Ergebnis der Simulation von Variante 2

Die Ergebnisse der Simulation sollen nun darüber Aufschluss geben, wie geeignet die Variante 2 zur konstruktiven Umsetzung ist.

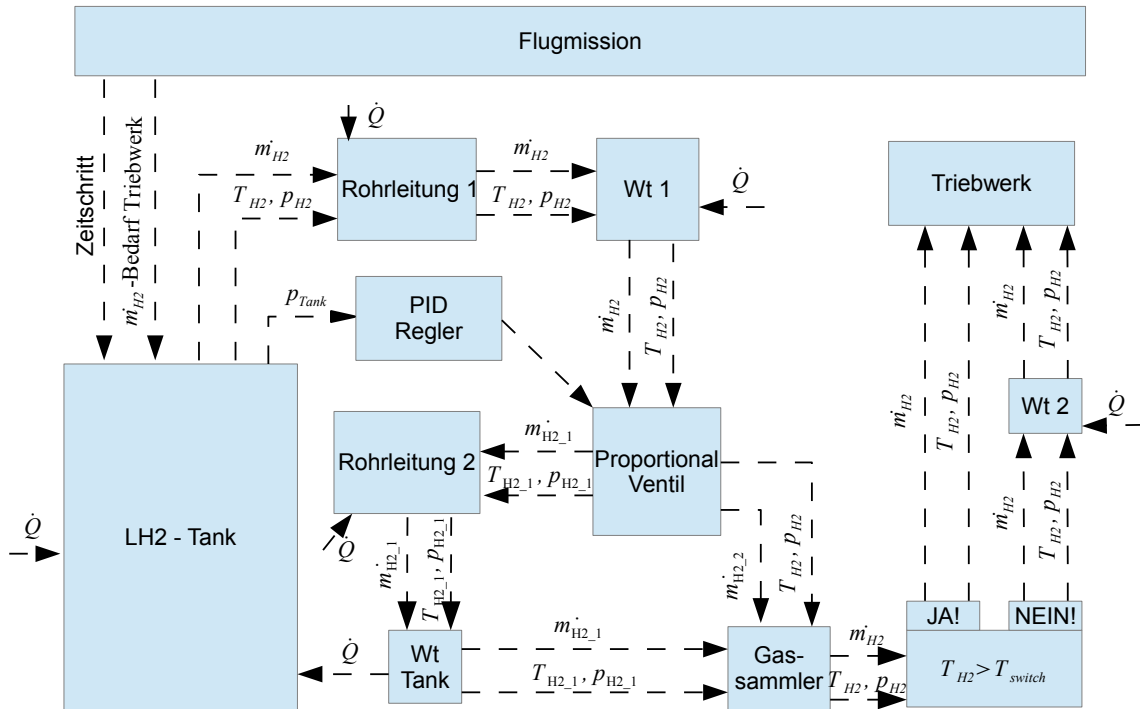


Abbildung 5.2: Aufbau und Informationstransport der Simulation von Variante 2

Verhältnisse im Tank

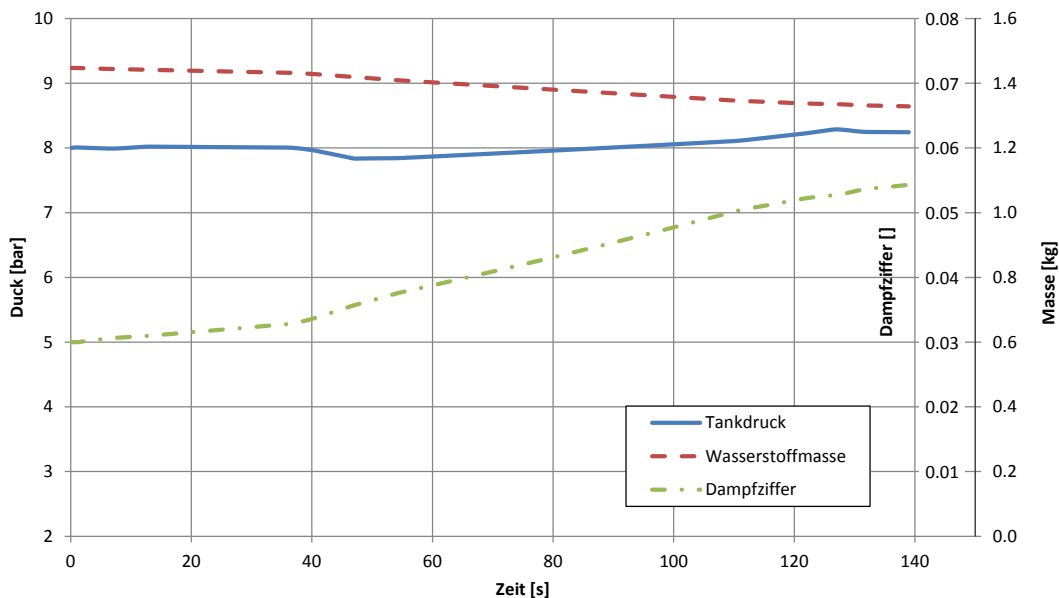


Abbildung 5.3: Verhältnisse im Tank über der Zeit

Wie in Abbildung 5.3 ersichtlich, bleibt der Tankdruck relativ konstant im gewünschten Bereich von 8 bar, die Schwankung bewegt sich im $\frac{1}{10}$ bar Bereich.

Die Wasserstoffmasse im Tank sinkt während der Flugmission von 1,44 kg auf 1,32 kg. Die Dampfziffer im Tank, also der massebezogene Anteil an gasförmigen Wasserstoff, steigt von 0,03% auf 0,054%.

Massenströme während der Flugmission

Wie in Abbildung 5.2 ersichtlich, wird der Wasserstoffmassenstrom im Proportionalventil in zwei Teilströme, Massenstrom 1 und Massenstrom 2, geteilt.

In Abbildung 5.4 sind die Massenströme 1 und 2 sowie der Gesamtmassenstrom für die durchgeführte Simulation dargestellt.

Wie zu erkennen ist, ist der Massenstrom 1 bis zu einer Zeitdauer von 45 Sekunden nahezu Null. Grund dafür ist der niedrige Lastzustand des Triebwerks. Der aus dem Tank entnommene gasförmige Wasserstoff kann durch den Wärmeeintrag aus der Umgebung, und der darauffolgenden Verdampfung im Tank, ersetzt werden. Da der Druck in diesem Zeitraum nicht fällt, besteht für den Regler auch keine Notwendigkeit, Wasserstoff durch den im Tank befindlichen Wärmetauscher (wird von Massenstrom 1 durchflossen) zu leiten und damit die Verdampfung im Tank zu erhöhen.

Erst ab 45 Sekunden, bei vollen Wasserstoffbedarf des Triebwerks und bereits sinkendem Tankdruck, steigt der Massenstrom 1 bis zu einem Wert gleich dem von Massenstrom 2 an. Massenstrom 1 fällt erst am Ende der Flugmission wieder auf den Wert null ab.

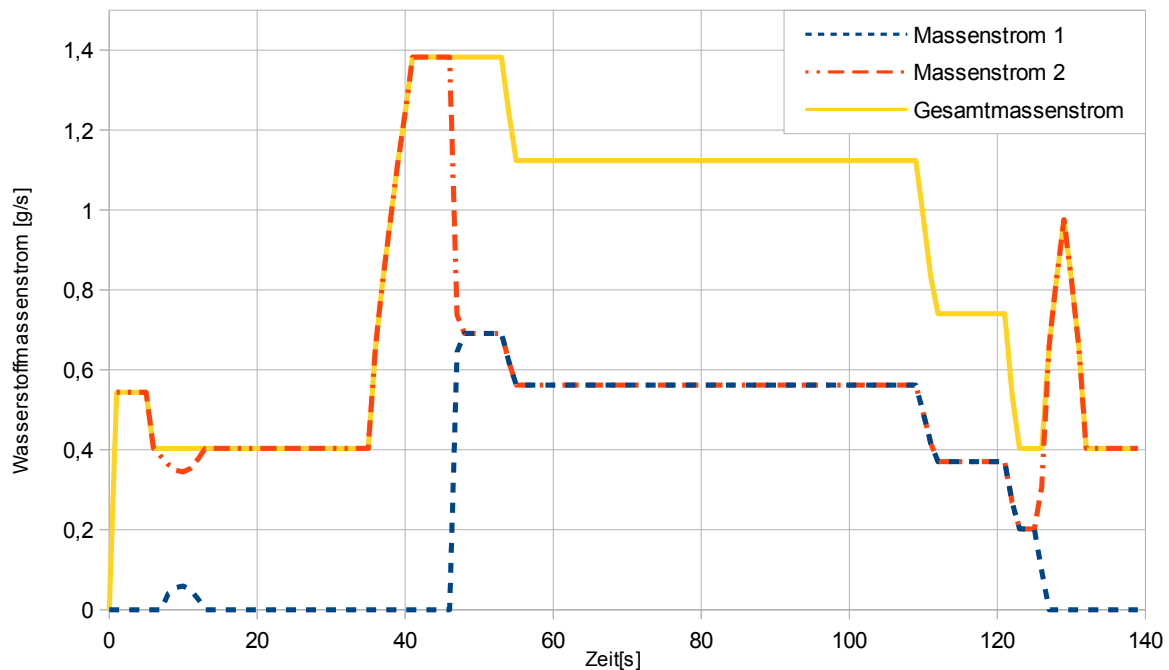


Abbildung 5.4: Massenströme im Tanksystem

Das Proportionalventil wird vom PID-Regler angesteuert, welcher wiederum den Tankdruck konstant halten will.

In Abbildung 5.5 ist das Verhältnis zwischen Massenstrom 1 und dem Gesamtmassenstrom des aus dem Tank entnommenen Wasserstoffs in Prozent dargestellt. Es ist zu erkennen, dass diese Kurven einen nahezu rechteckigen Verlauf zwischen 0% und 50% annehmen, wobei der Maximalwert von 50% in der Komponente „Proportionalventil“ festgelegt wurde.

Der rechteckige Verlauf lässt darauf schließen, dass bei den Proportional-, Integral- und Differential-Faktoren noch Optimierungspotential vorhanden ist. Bei Optimierung kann der in Abbildung 5.5 dargestellte Verlauf gleichmäßiger werden und damit eine noch bessere Druckkonstanz im Tank erreicht werden.

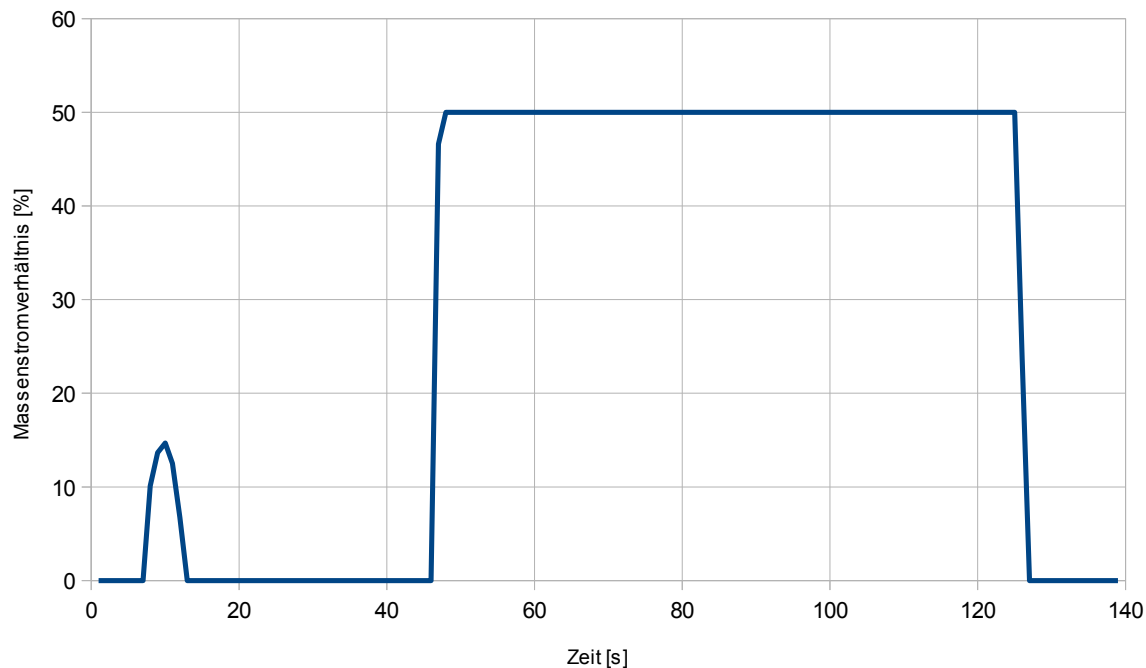


Abbildung 5.5: Verhältnis des Massenstroms 1 zum Gesamtmassenstrom in Prozent

Wärmeströme im Tanksystem

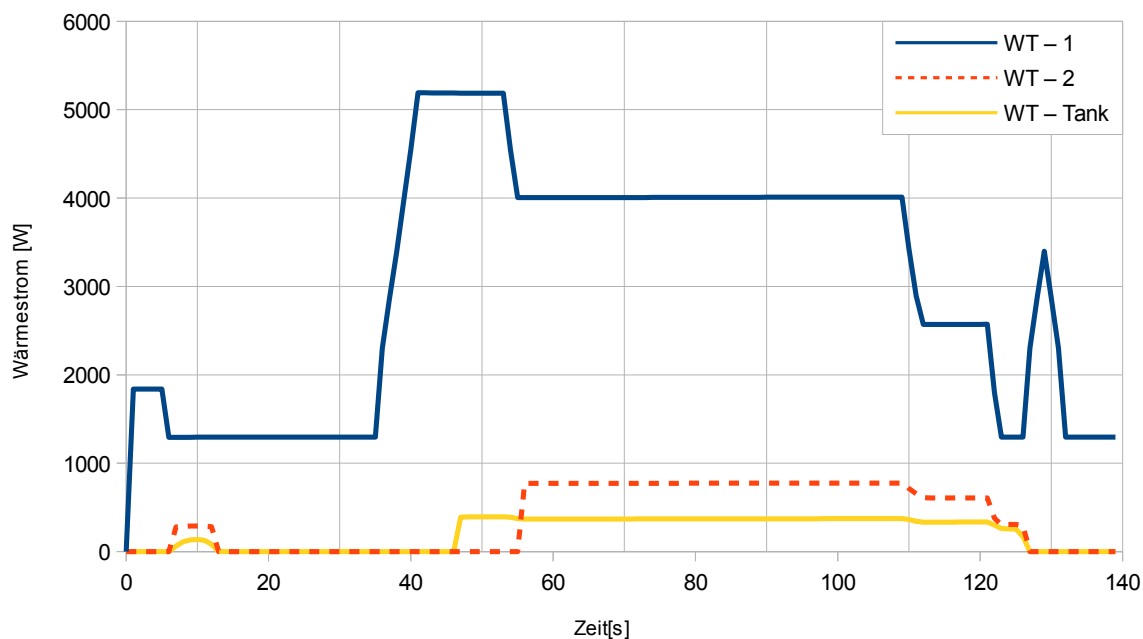


Abbildung 5.6: Wärmeströme in den Wärmetauschern

In Abbildung 5.6 sind die Wärmeströme in den Wärmetauschern über der Zeit aufgetragen. Die größte Wärmeleistung wird im Wärmetauscher 1 umgesetzt - mit über 5000 Watt. Die eingebrachte Wärmeleistung ist stark von den Strömungsverhältnissen im Wärmetauscher abhängig. Bei einem hohen Wasserstoffmassenstrom kommt es zu einem besseren Wärmeüber-

gang im Wärmetauscher und die übertragene Wärmeleistung steigt.

Der 2. Wärmetauscher ist nur bei Unterschreiten der Gassammleraustrittstemperatur von $T = 250\text{K}$ zugeschaltet. Dadurch sollen Temperaturschwankungen beim Wasserstoffaustritt ausgeglichen werden.

Vom im Tank befindlichen Wärmetauscher werden, je nach Lastzustand, bis zu 500 Watt in den Tank eingebracht.

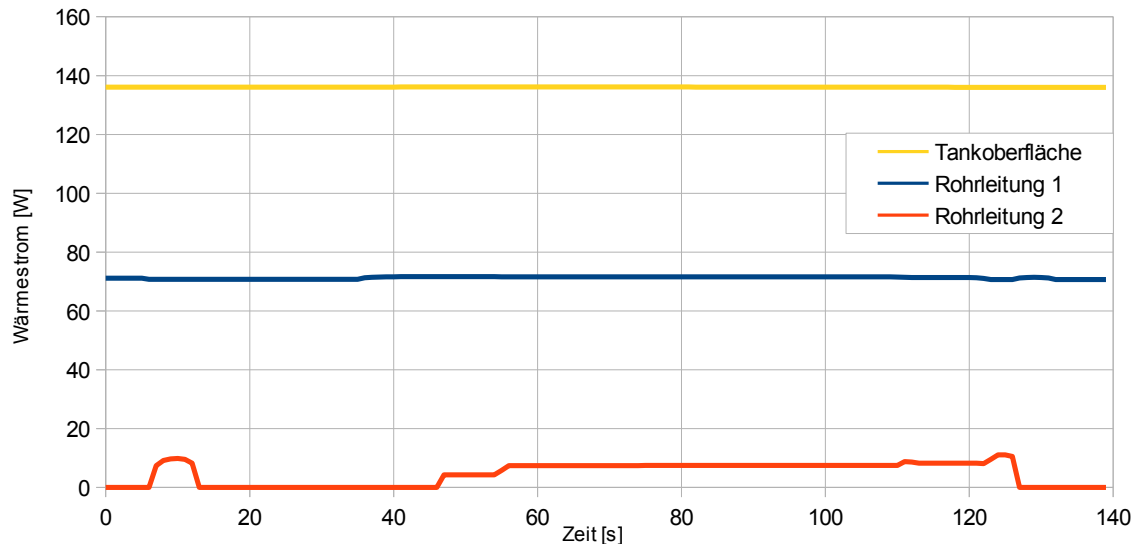


Abbildung 5.7: Wärmeströme aus der Umgebung

In Abbildung 5.7 sind die Wärmeströme aus der Umgebung über der Zeit aufgetragen.

Der Wärmestrom über die Tankoberfläche ist nahezu konstant, weil auch die Temperaturdifferenz zwischen Umgebung und dem flüssigen Wasserstoff nahezu konstant ist, und hat einen Wert von 136 Watt.

Der Wärmeeintrag über die Rohrleitungen spielt für die Erhitzung des tiefkalten Wasserstoffs eine untergeordnete Rolle. Die in die Rohrleitung 1 eingebrachte Wärmeleistung beträgt ca. 70 Watt und ist nahezu lastunabhängig.

Da der Wasserstoff, der durch die Rohrleitung 2 fließt, bereits im Wärmetauscher 1 erhitzt wurde, liegt die eingebrachte Wärmeleistung in dieser Rohrleitung unter 10 Watt.

Stömungsgeschwindigkeiten

Für die Strömungsgeschwindigkeiten ist ein Maximalwert von $w_{max} = 50\text{m/s}$ festgelegt. In dem hier behandelten Beispiel wird dieser Wert allerdings nicht erreicht. Die höchsten Geschwindigkeiten werden natürlich an den auf dem Triebwerk befindlichen Wärmetauschern erreicht, da hier die Temperaturen am höchsten sind. In Abbildung 5.8 werden die Höchstgeschwindigkeiten in den einzelnen Komponenten des Tanksystems dargestellt.

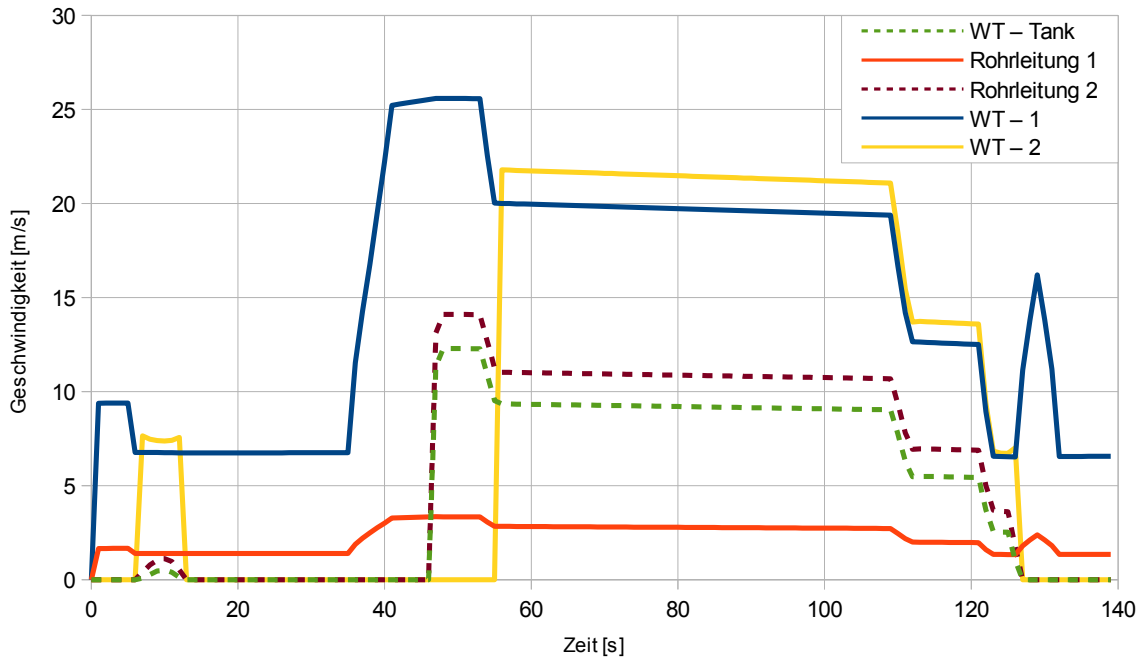


Abbildung 5.8: Strömungsgeschwindigkeiten im Tanksystem

Austrittstemperatur und Austrittsdruck

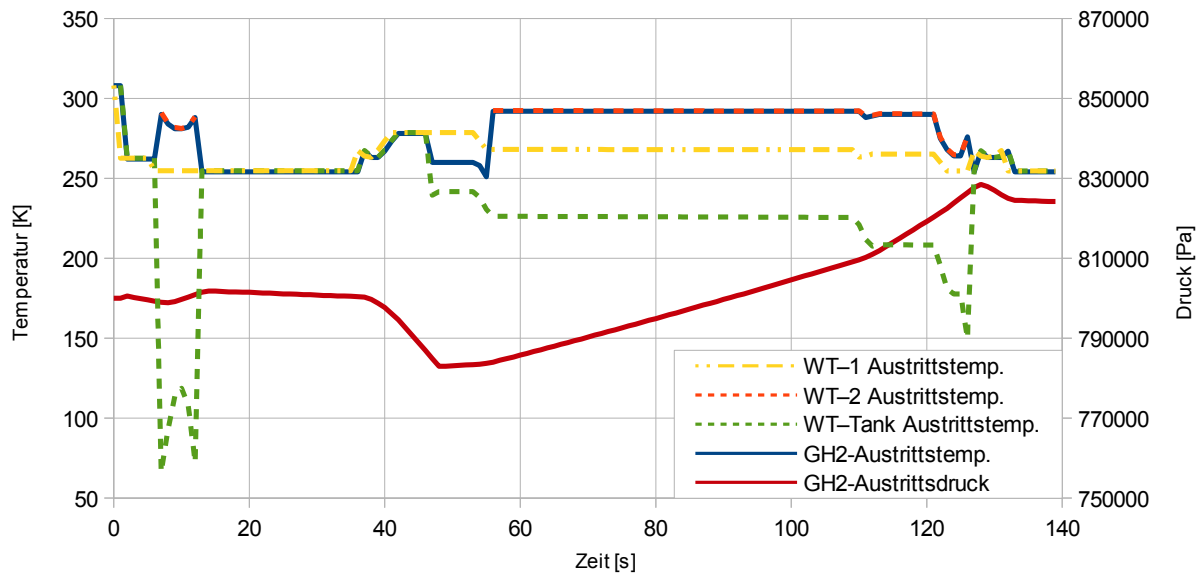


Abbildung 5.9: Austrittstemperaturen aus den Bauelementen und Austrittsdruck aus dem Tanksystem

Die Austrittstemperatur ist eine wichtige Größe des Tanksystems. Um eine optimale Verbrennung in der Brennkammer umsetzen zu können, muss das Triebwerk mit Wasserstoff gleichbleibenden Zustandes versorgt werden.

Bei der Simulation der Variante 2 beträgt die Temperaturschwankung der Austrittstemperatur, in der Abbildung 5.9 mit GH2 Austrittstemp. bezeichnet, ca. 50 Kelvin, was eine für das Triebwerk machbare Temperaturschwankung wäre, zumal auch die Rohrleitungen eine Speichermasse

darstellen und die Temperaturübergänge vergleichmäßigen.

Durch Optimierung der Größenverhältnisse zwischen den einzelnen Wärmetauschern ist auch noch eine weitere Senkung der Temperaturschwankung möglich.

Ebenso sind in Abbildung 5.9 die Austrittstemperaturen des Wasserstoffs aus den Wärmetauschern dargestellt.

Der Austrittsdruck aus dem Tanksystem, bezeichnet mit GH2-Austrittsdruck, schwankt zwischen $7,8 \cdot 10^5$ und $8,3 \cdot 10^5$ Pascal. Durch eine Änderung der Reglereinstellung kann diese Differenz allerdings noch verringert werden.

5.3 Simulation von Variante 4

5.3.1 Aufbau des Simulationsfiles der Variante 4

In der folgenden Simulation soll ein Tanksystem der Variante 4 (Abschnitt 3.4) in einem realitätsnahen Beispiel auf mögliche Probleme überprüft werden.

In Abbildung 5.10 ist der Aufbau und Informationstransport der Simulation von Variante 4 dargestellt.

Wie schon in der Simulation der Variante 2, gibt auch hier die Komponente „Flugmission - Treibstoffverbrauch“ (Abschnitt 4.1) den Kraftstoffverbrauch und die Zeitschrittweite vor.

Der Wasserstoff wird aus dem Flüssigwasserstofftank entnommen, dargestellt durch die Komponente „LH2 Tank“ (Abschnitt 4.2), und fließt dann durch die Rohrleitung 1 in den ersten, am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher Wt 1. Die Rohrleitung 1 wird dabei durch die Komponente „Rohrleitung“ (Abschnitt 4.3) und die Klasse `COOLInsulatedPipe` dargestellt. Die am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher Wt1 und Wt2 werden durch die Komponente „Wärmetauschersystem am Triebwerk“ (Abschnitt 4.4) dargestellt.

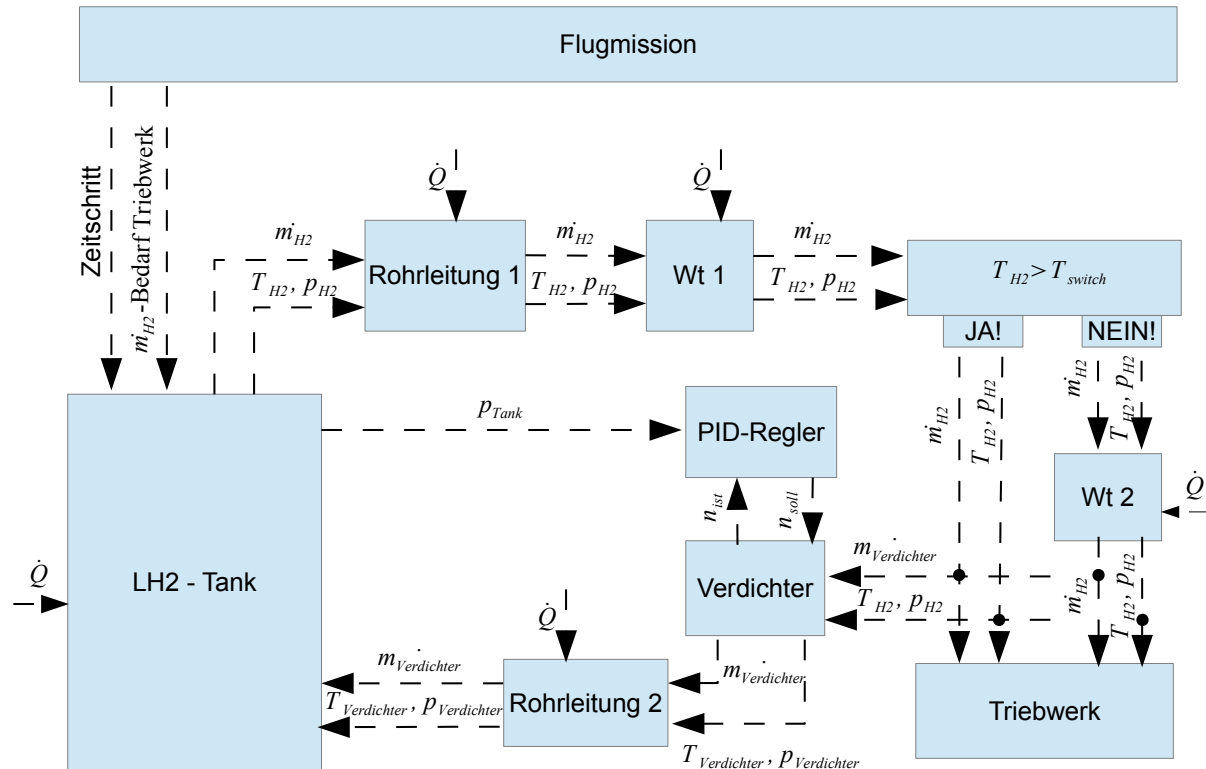


Abbildung 5.10: Aufbau und Informationstransport der Simulation von Variante 4

Im Wärmetauscher Wt1 wird der gasförmige Wasserstoff überhitzt. Nach dem Austritt aus Wt1 wird die Temperatur des Wasserstoffs gemessen. Liegt die Temperatur des gasförmigen Wasserstoffs unterhalb der Grenztemperatur T_{switch} , wird er durch den zweiten am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher geleitet, dort weiter überhitzt und dann zum Triebwerk geleitet. Liegt die Temperatur des gasförmigen Wasserstoffs nach Wt1 oberhalb von T_{switch} , wird er am Wärmetauscher Wt2 vorbei geleitet und gelangt direkt zum Triebwerk. Wt2 hat den Zweck, die Austrittstemperatur aus dem Tanksystem möglichst konstant zu halten und ist kleiner ausgeführt als Wt1.

Bevor der Wasserstoff ins Triebwerk geleitet wird, wird ein Teil des Wasserstoffs vom Verdichter, durch die Rohrleitung 2 und danach in den LH2 Tank zurück gefördert. Der Verdichter wird dabei durch die Komponente „Verdichter“ (Abschnitt 4.5) dargestellt. Die Rohrleitung 2 wird durch die Komponente „Rohrleitung“ und die Klasse `hot_pipe` dargestellt. Die Verdichterdrehzahl, und damit auch der zurückgeförderte Wasserstoffmassenstrom, wird durch den PID-Regler geregelt, der durch die Komponente „PID-Regler“ (Abschnitt 4.6) dargestellt wird. Der Regler versucht dabei, durch Veränderung der Verdichterdrehzahl, den Tankdruck konstant zu halten. Der vom Verdichter geförderte Massenstrom mischt sich im LH2 Tank ideal mit dem flüssigen Wasserstoff, was zu einer Druckerhöhung im Tank führt.

5.3.2 Ergebnisse der Simulation von Variante 4

Folgend soll nun das Ergebniss der Simulation interpretiert werden.

Verhältnisse im Tank

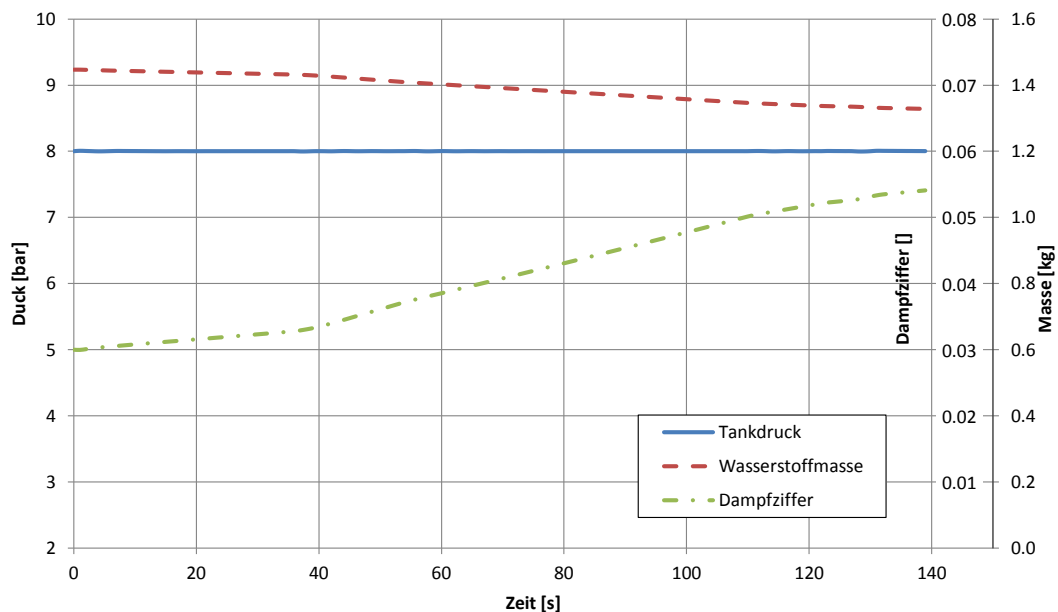


Abbildung 5.11: Verhältnisse im Tank über der Zeit

Der Tankdruck bei der Simulation der Variante 4 bleibt, wie in Abbildung 5.11 ersichtlich, während der gesamten Betriebsdauer konstant. Die Endwerte für die Wasserstoffmasse im Tank und für den Masseanteil an gasförmigem Wasserstoff stimmen mit dem Ergebnis von Simulation 2 überein (Abb. 5.3).

Massenströme während der Flugmission

In Abbildung 5.12 sind der aus dem LH2 Tank entnommene, der dem Triebwerk zugeführte und der vom Verdichter geförderte Wasserstoffmassenstrom dargestellt. Wie ersichtlich ist, wird zu Beginn des Fluges nahezu kein Wasserstoff in den Tank zurückgefördert, erst ab der Sekunde 38 wird der Verdichter zugeschaltet. Der Anteil an zurückgefördertem Wasserstoff beträgt ca. 10% des vom Triebwerk benötigten Wasserstoffs.

Mit fallendem Wasserstoffbedarf des Triebwerks ab Sekunde 110 sinkt auch der vom Verdichter geförderte Wasserstoffmassenstrom ab. In der Flugphase „Durchstarten auf der Landebahn“ (Sekunde 126 bis 129) steigt der in den Tank zurückgeleitete Wasserstoffmassenstrom aufgrund des erhöhten Treibstoffbedarfs des Triebwerks kurzfristig an und fällt danach auf Null ab.

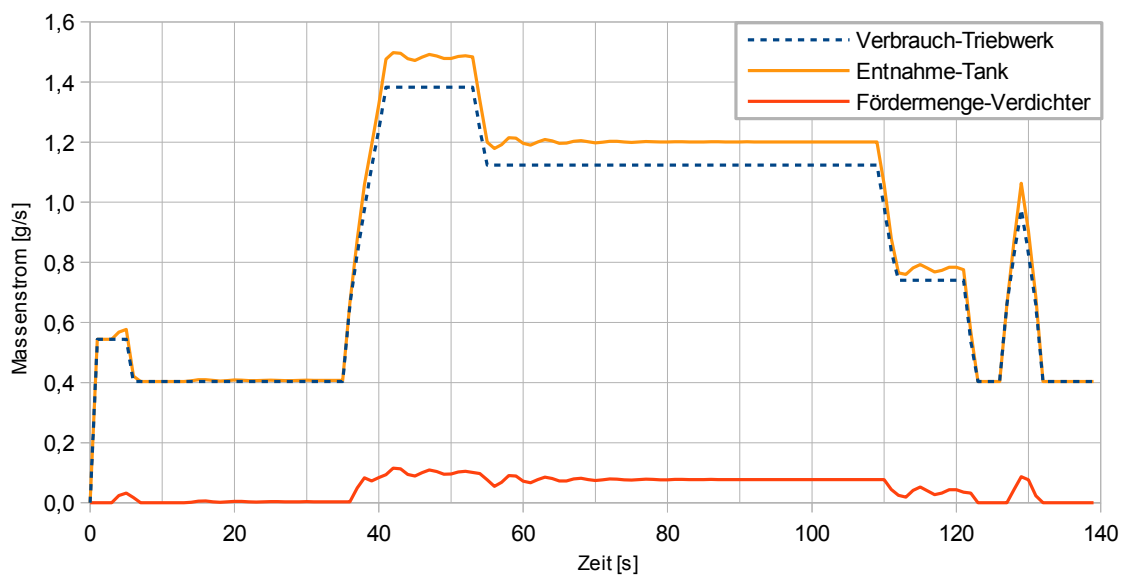


Abbildung 5.12: Massenströme während der Flugmission

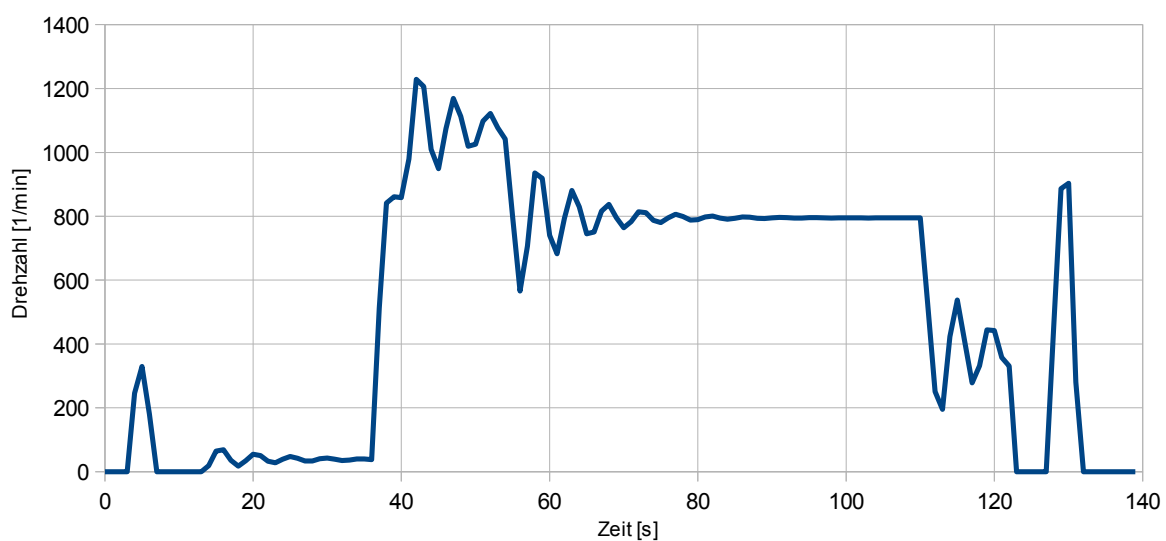


Abbildung 5.13: Verdichterdrehzahl während der Flugmission

Der Verdichter, der bei dieser Simulation verwendet wurde, hat ein Hubvolumen von 8cm^3 , bei Vollast des Triebwerks pendelt sich die Verdichterdrehzahl bei $800\frac{1}{\text{min}}$ ein (Abb. 5.13).

Bei den definierten Eingabedaten ergibt sich eine maximale Verdichterleistung von $1,7\text{ Watt}$, der kleine Wert ergibt sich aus der geringen zu überwindenden Druckdifferenz und dem geringen geförderten Massenstrom. Die gesamte aufgebrauchte Arbeit des Verdichters beträgt ca. 100 Joule. Da das Triebwerk KJ66 über keinen Generator zur Stromerzeugung verfügt, muss die gesamte elektrische Energie des Tanksystems in Form von Akkus mittransportiert werden. Bei einem flugfähigen Modell des LH2 Tanksystems gibt es allerdings eine ganze Reihe an Stromverbrauchern, sodass die vom Verdichter verbrauchte Energie zu keiner wesentlichen Steigerung der Akkumasse führt.

Wärmeströme im Tanksystem

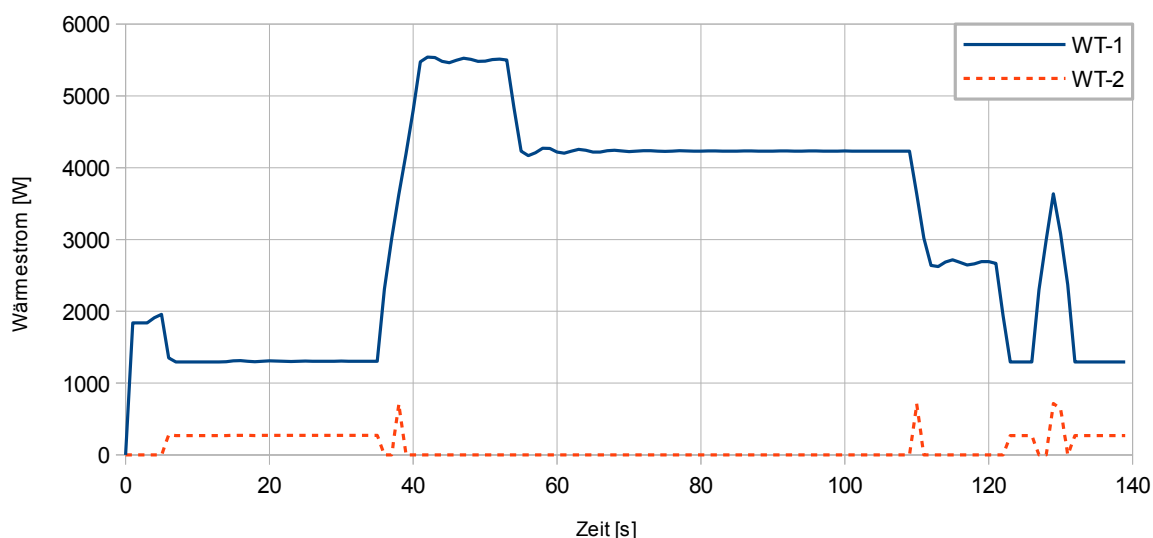


Abbildung 5.14: Wärmeströme in den Wärmetauschern

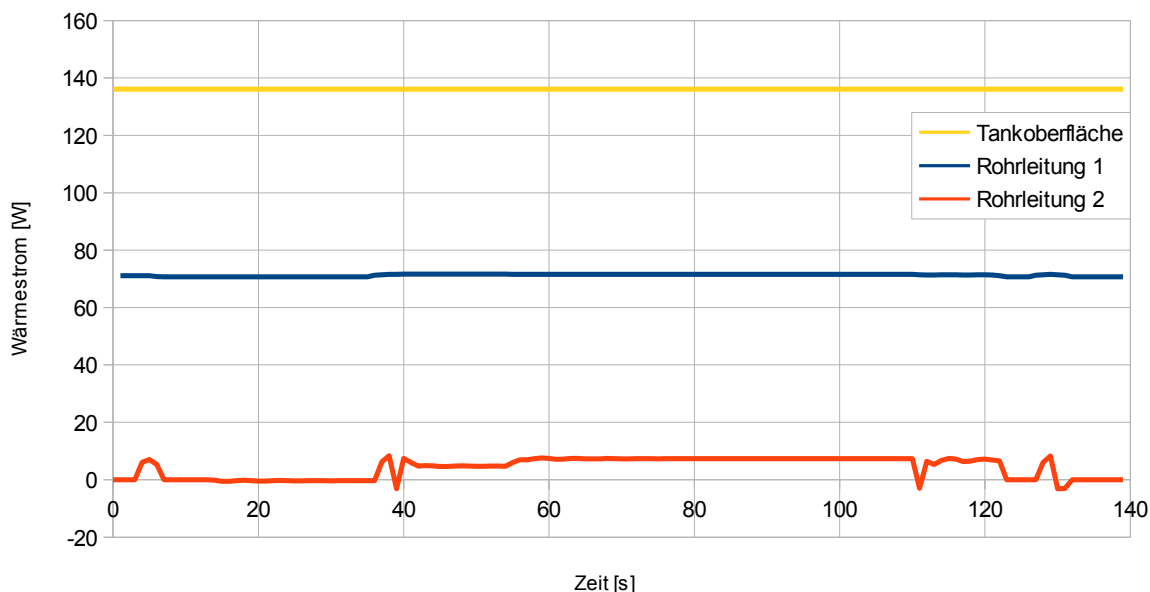


Abbildung 5.15: Wärmeströme aus der Umgebung

In Abbildung 5.14 sind die Wärmeströme in den Wärmetauschern am Brennkammeraußengehäuse über die Zeit aufgetragen.

Der Verlauf der Wärmeströme ist ähnlich dem in Variante 2 (5.2.2), allerdings ist der maximale Wärmeeintrag im Wärmetauscher 1 aufgrund des höheren Wasserstoffmassenstroms höher als in Variante 2. Dies führt auch dazu, dass die Schalttemperatur für das Zuschalten von Wärmetauscher 2 mit $T = 250K$ um $10K$ höher ist als bei Variante 2.

In Abbildung 5.15 sind die Wärmeströme aus der Umgebung über die Zeit aufgetragen. Wie schon in Variante 2 (Abschnitt 5.2.2) ist auch hier der Wärmestrom über die Tankoberfläche nahezu konstant.

Auch der Wärmeeintrag durch die Rohrleitung 1 ist relativ konstant über die Zeit und beträgt ca. 71 Watt.

Bei der Rohrleitung 2 wird je nach der Eintrittstemperatur des Wasserstoffs Wärme an die Umgebung abgegeben oder von dieser aufgenommen, die Werte sind allerdings sehr gering.

Stömungsgeschwindigkeiten und Durchlaufzeiten

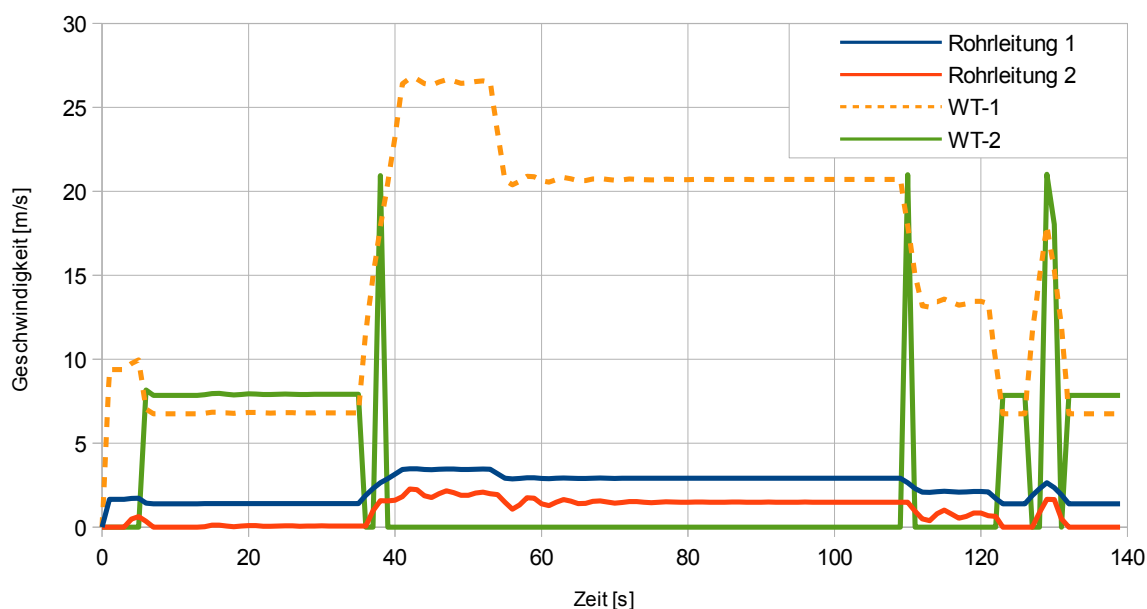


Abbildung 5.16: Strömungsgeschwindigkeiten im Tanksystem

In Abbildung 5.16 sind die Austrittsgeschwindigkeiten des gasförmigen Wasserstoffs aus den entsprechenden Komponenten dargestellt. Wie auch schon bei der Simulation von Variante 2 (Abschnitt 5.2.2), wird auch hier der festgelegte Maximalwert von $w_{max} = 50m/s$ nicht erreicht, jedoch kommt es, aufgrund des höheren Massenstroms, zu geringfügig höheren Strömungsgeschwindigkeiten als in Variante 2.

Austrittstemperatur und Austrittsdruck

In Abbildung 5.17 sind die Austrittstemperaturen aus den Komponenten des Tanksystems in Kelvin, sowie der Austrittsdruck aus dem Tanksystem in Pascal dargestellt.

Der Austrittsdruck aus dem Tanksystem, bezeichnet mit GH2 Austrittsdruck, liegt konstant bei $8 \cdot 10^5$ Pascal (entspricht 8 bar). Die Austrittstemperatur aus dem Tanksystem schwankt je nach Lastzustand von $262K$ bis $308K$.

Der Wärmetauscher WT-2 wird, wie in der Abbildung zu erkennen ist, nur dann zugeschaltet, wenn die Grenztemperatur von 260 Kelvin beim Austritt aus WT-1 unterschritten wird. Wie schon bei Variante 2 kann auch hier durch eine Anpassung der Größenverhältnisse zwischen den Wärmetauschern 1 und 2 die Austrittstemperatur vergleichmäßigt werden.

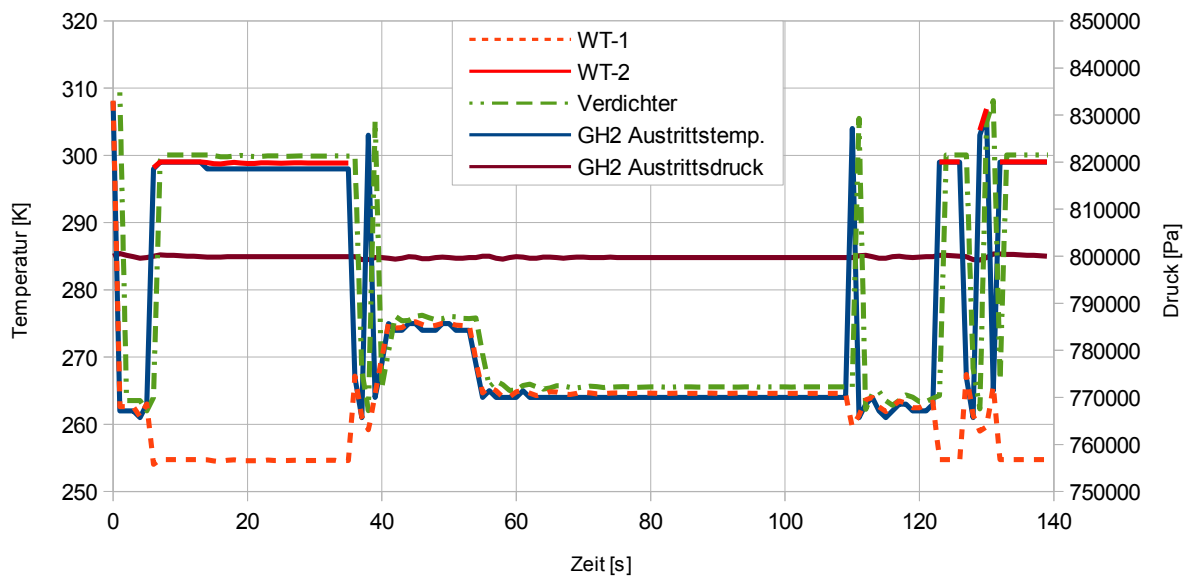


Abbildung 5.17: Austrittstemperaturen aus den Bauelementen und Austrittsdruck aus dem Tanksystem

5.4 Ergebnisinterpretation, Entscheidung

Sowohl Variante 2 als auch Variante 4 weisen in der Simulation zufriedenstellende Ergebnisse auf. Bei der Systemmasse hebt sich ebenfalls keine Variante von der anderen ab.

Der in Variante 4 verwendete Verdichter kann aufgrund seiner geringen Baugröße und der geringen Druckdifferenz unter einer Gesamtmasse von einem Kilogramm realisiert werden, was in der Größenordnung eines Ventils für tiefkalte Anwendungen liegt.

Dennoch fiel die Entscheidung schlussendlich auf Variante 2. Grund dafür war die Robustheit des Systems, denn Variante 2 verfügt nur über Ventile, die standardisiert zugekauft werden können. Der in Variante 4 verwendete Verdichter bringt im Gegensatz dazu einige Tücken mit sich. Zum einen muss er hauptsächlich Volumen fördern und weniger verdichten, was eigentlich nicht der Einsatzbereich für einen Kolbenverdichter ist. Ein passender Verdichter müsste erst entwickelt werden. Das Medium Wasserstoff zum anderen führt dazu, dass der Verdichter hermetisch ausgeführt werden und ohne Schmiermittel auskommen muss.

Variante 2 hingegen kann vermutlich mit standardisierten Bauteilen, mit einer getesteten Standzeit, ausgeführt werden und man könnte versuchsreife Prototypen relativ kostengünstig realisieren.

Kapitel 6

Konstruktive Umsetzung des Tanksystems

In folgendem Abschnitt soll nun die gewählte Variante konstruktiv umgesetzt werden. Zunächst wird eine Flugmission festgelegt, auf der die Auslegung der einzelnen Komponenten aufbaut.

Die Komponenten sollen danach so angeordnet werden, dass das fertige Tanksystem in ein Trägerflugzeug integriert werden kann. Abschließend soll ein Trägerflugzeug konzipiert und aerodynamisch ausgelegt werden.

Die einzelnen Punkte wurden natürlich nicht Punkt für Punkt abgearbeitet, vielmehr war die gesamte Konstruktion ein iterativer Prozess, um eine gute Lösung bezüglich Systemmasse, Prozesssicherheit und Fertigungskosten zu erreichen.

6.1 Festlegung der Flugmission

Bevor das Tanksystem konstruktiv umgesetzt werden kann, muss eine geeignete Flugmission erstellt werden. Die Entscheidung fiel auf eine Dauer von ca. 30 Minuten, da dies eine übliche Flugdauer für Modellflugzeuge ist.

Während der Flugdauer sollen die in Abschnitt 5.1 festgelegten Lastzustände abgefahren werden. Die prozentuale Dauer der einzelnen Flugphasen in Bezug zur gesamten Flugdauer wurde in Anlehnung an einen Kurzstreckenflug festgelegt.

In Abbildung 6.1 sind Schub und Kraftstoffverbrauch des Triebwerks während der Flugmission aufgetragen.

Der Verlauf der vom Triebwerk verbrauchten Wasserstoffmasse ist in Abbildung 6.2 dargestellt.

Eckdaten der Flugmission:

Flugphasen	Dauer [s]
Anlassen des Triebwerks	5
Wartezeit auf dem Rollfeld	300
Starten + Steigflug	180
Horizontalflug	565
Sinkflug	120
Landen	20
Schubumkehr auf der Landebahn	10
Wartezeit auf dem Rollfeld	300

Tabelle 6.1: Dauer der Flugphasen

Gesamtdauer des Flugprofils [s]	1500
Verbrauchte Wasserstoffmasse [kg]	1,236

Tabelle 6.2: Dauer der Flugmission und verbrauchter Wasserstoff

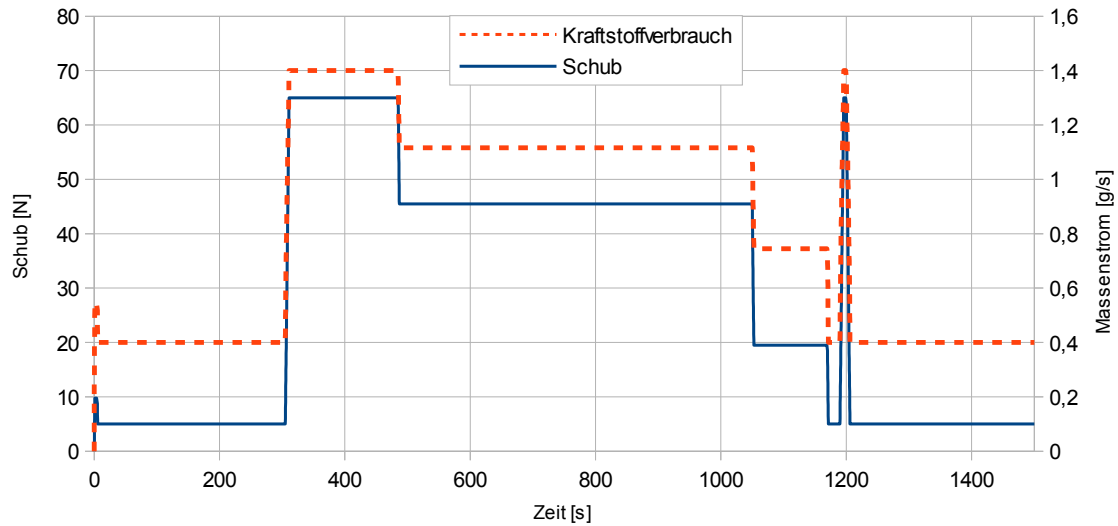


Abbildung 6.1: Triebwerksschub und Kraftstoffverbrauch der gewählten Flugmission

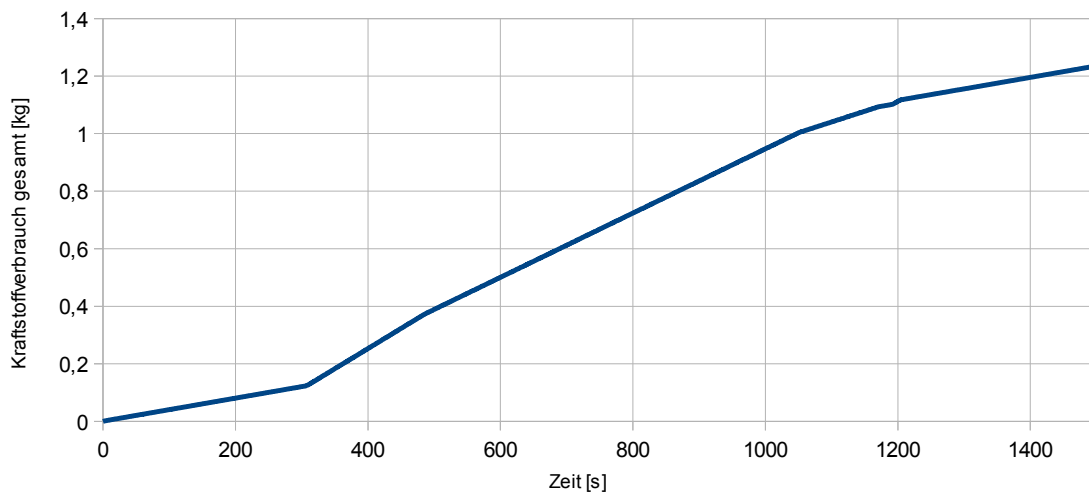


Abbildung 6.2: Verbrauchter Kraftstoff während der Flugmission

6.2 LH2 Tank

Der Flüssigwasserstofftank muss einem Betriebsdruck von ca. 10 bar standhalten, wobei natürlich aufgrund der Entflammbarkeit und allgemein schwierigen Handhabung von LH2 ein Sicherheitsabstand zu gewährleisten ist.

Die Tankform mit der geringsten Oberfläche pro Volumen und der besten Spannungsverteilung bei Druckbelastung wäre die Kugel, allerdings ist diese Form sowohl aus fertigungstechnischer Sicht als auch in Bezug auf den Verbau im Flugzeug nicht ideal. Die Entscheidung fiel auf eine schlanke Zylinderform, die im Rumpf des Trägerflugzeuges untergebracht werden soll. Der Zylinder wird beidseitig mit einem Klöpperboden verschlossen.

6.2.1 Tankgröße

Die Auslegung der Tankgröße ist ein iterativer Prozess, bei dem am Beginn die Wahl des Durchmessers des Zylinders steht, welcher mit 250 mm festgelegt wurde. Aus dem benötigten Volumen für den flüssigen Wasserstoff lässt sich nun eine Größenordnung für die Länge des Zylinders abschätzen.

Folgende Dinge müssen allerdings bei der Auslegung mit berücksichtigt werden:

- Wegen der gasförmigen Entnahme kann der Tank nicht zur Gänze mit LH2 befüllt werden, sondern es muss ein Gasvolumen von ca. 10% des Gesamtvolumens eingeplant werden. Wird dieser Gasraum nicht vorgesehen, kann es aufgrund der Regelverzögerungen und Trägheiten in der Wärmeübertragung des im Tank befindlichen Wärmetauschers zu einem unzulässigen Druckabfall am Beginn der Flugmission kommen. Oder auch zu einem starken Druckanstieg bei ausbleibender Wasserstoffentnahme.
- Aus Sicherheitsgründen sollte der im Tank befindliche Wärmetauscher während des gesamten Versuchs Kontakt mit dem flüssigen Wasserstoff haben, da ansonsten nur eine unzureichende Wärmemenge übertragen werden kann. Es sollte demnach auch noch am Ende der Flugmission ein Flüssigkeitsspiegel vorhanden sein.
- Der im Tank verbleibende tiefkalte gasförmige Wasserstoff hat eine nicht zu vernachlässigende Dichte bzw. Masse.
- Das Trägerflugzeug vollführt während des Fluges Nick- und Rollbewegungen, dementsprechend muss der Punkt der Wasserstoffentnahme so gewählt werden, dass es nicht zum Ansaugen von flüssigem Wasserstoff kommt.
- Um ein Schwappen des Tanks zu verhindern, sollte im Bereich der Ansaugung ein Schwallblech vorgesehen werden.

Für die Auslegung wurde kurzerhand ein File mit dem Namen `Volumenberechnung.py` geschrieben.

Die Eingabedaten des Files sind:

- Tankvolumen
- Masseanteil an gasförmigem Wasserstoff am Ende der Betankung
- Tankdruck am Ende der Betankung
- Entnommene LH2 Masse

Die Ausgabedaten des Files sind:

- Gesamtmasse an Wasserstoff nach der Betankung
- Masse und Volumen an flüssigem Wasserstoff nach der Betankung
- Masse und Volumen an gasförmigem Wasserstoff nach der Betankung
- Masseanteil an gasförmigem Wasserstoff nach der Entnahme
- Masse und Volumen an flüssigem Wasserstoff nach der Entnahme
- Masse und Volumen an gasförmigem Wasserstoff nach der Entnahme

Eingabedaten und Ergebnisse der finalen Version des Tanksystems

Eingabedaten	
Tankvolumen [l]	33,772
Masseanteil GH2 zur Gesamtmasse H2 nach der Betankung [%]	3,00
Tankdruck nach Betankung [bar]	8,00

Tabelle 6.3: Eingabedaten bei der finalen Version der Tankgrößenberechnung

Ergebnis	
Masse an H2 im Tank nach Betankung [kg]	1,629
Masse an GH2 im Tank nach Betankung [kg]	0,049
Masse an LH2 im Tank nach Betankung [kg]	1,580
Volumen an GH2 im Tank nach der Betankung [l]	4,664
Volumen an LH2 im Tank nach der Betankung [l]	29,108
Masseanteil GH2 zur Gesamtmasse H2 nach der Entnahme [%]	87,488
Masse an LH2 im Tank nach der Entnahme [kg]	0,049
Masse an GH2 im Tank nach der Entnahme [kg]	0,344
Volumen an GH2 im Tank nach der Entnahme [l]	32,865
Volumen an LH2 im Tank nach der Entnahme [l]	0,907

Tabelle 6.4: Eckdaten der Befüllung des Tanks und der Massenverhältnisse zwischen flüssiger und gasförmiger Phase

6.2.2 Werkstoffwahl

Als Tankkonzept wurde ein Drucktank mit Schaumisolation einem vakuumisolierten Tank aus Massegründen vorgezogen.

Beim Tankwerkstoff fiel die Wahl auf die Aluminiumlegierung Al6061-T6. Da Masse eine entscheidende Rolle spielt, wurde Aluminium dem Werkstoff Edelstahl vorgezogen.

Die Legierung Al6061-T6 ist ein bewährter Werkstoff in der Tieftemperaturtechnik und ist auch gut verfügbar. Die Bezeichnung T6 bedeutet, dass das Blech lösungsgeglüht und warmausgelagert wurde.

	Basismaterial	Schweißnaht
YS [Mpa]	240	155
UTS [Mpa]	290	225

Tabelle 6.5: Festigkeitswerte für Basismaterial *Al6061 T6*, [1]; Festigkeitswerte Schweißnaht *Al6061, Weld in T6 temper plate 5356 filler metal, longitudinal specimen as welded*, Quelle: Magna Steyr Aerospace

In Tabelle 6.5 sind die Streckgrenze YS und die Zugfestigkeit UTS für das Basismaterial Al6061-T6 und die Schweißnaht angegeben.

Für die Festigkeitsberechnung werden die Festigkeitswerte der Schweißnaht herangezogen. Das Füllmaterial ist dabei aus Al5356 und es wurde eine Längsprobe verwendet.

Nun wird der Festigkeitskennwert K festgelegt, ν ist ein Sicherheitsbeiwert, der mit 1 definiert wird.

Die Streckgrenze YS wird durch einen Sicherheitsfaktor von 1,1, die Zugfestigkeit durch 1,5 dividiert. Der kleinste der beiden Werte ist der Festigkeitskennwert K , der für die Berechnung des Druckbehälters verwendet wird.

$$\frac{K}{\nu} = \text{Min} \left(\frac{YS}{1,1}, \frac{UTS}{1,5} \right) \quad (6.1)$$

6.2.3 Festigkeitsberechnung des Tanks

Die Festigkeitsberechnung für den Tank erfolgte nach [20, Abschnitt 6.11.3, Berechnung geschweißter Druckbehälter, Zylindrische Mäntel und Kugeln].

Da die Festigkeit des Werkstoffs mit sinkender Temperatur steigt, erfolgt die Auslegung für Raumtemperatur.

Die erforderliche Wanddicke in Millimeter t des Druckbehälters wird mit Gl. 6.2 berechnet.

$$t = \frac{D_a \cdot p_e}{2 \cdot \frac{K}{\nu} \cdot \nu + p_e} + c_1 + c_2 \quad (6.2)$$

D_a ist dabei der äußere Manteldurchmesser in mm.

$$D_a = 250\text{mm} \quad (6.3)$$

p_e ist der höchstzulässige Betriebsüberdruck. Dieser wurde, aus Sicherheitsgründen, mit 1,5 MPa Überdruck (entspricht ca. 16 bar Absolutdruck) relativ hoch gewählt und liegt weit über dem Betriebsdruck von 8 bar sowie dem Schaltdruck des Sicherheitsventils von 12 bar.

$$p_e = 1,5\text{MPa} \quad (6.4)$$

ν ist ein Sicherheitsbeiwert. Dieser wurde gleich 1 gesetzt, da in der Werkstofffestigkeit und beim Betriebsdruck schon eine Sicherheit eingeplant wurde.

$$\nu = 1,00 \quad (6.5)$$

v ist ein Faktor zur Berücksichtigung der Ausnutzung der zulässigen Berechnungsspannung in den Schweißnähten.

$$v = 1,00 \quad (6.6)$$

c_1 ist ein Zuschlag zur Berücksichtigung von Wanddickenunterschreitungen.

$$c_1 = 0,00 \quad (6.7)$$

c_2 ist ein Abnutzungszuschlag für Behälter, die starker Korrosion ausgesetzt sind.

$$c_2 = 0,00 \quad (6.8)$$

Aus den Werkstoffdaten in Tab. 6.5 und den Gleichungen 6.1 bis 6.8 folgt eine errechnete Wandstärke von $t = 1,32\text{mm}$. Es wurde eine Wandstärke von $t = 1,5\text{mm}$ gewählt.

6.2.4 Tankisolation

Die Isolationsdicke soll so dimensioniert werden, dass bei Minimallast des Triebwerks der Wärmeintrag ausreicht, um den Tankdruck aufrecht zu halten. Als Isolationsschaum wird Polyurethan mit einer Dichte von $49,02\text{kg}/\text{m}^3$ verwendet. Die Wärmeleitfähigkeit wird als konstant über den gesamten Temperaturbereich angenommen.

	Temperatur, K	Wärmeleitfähigkeit, $W/m \cdot K$
Aluminium 6061	50	62,048
	250	147,240
Polyurethan, He filled, $\rho = 49,02\text{kg}/\text{m}^3$	50	0,022
	250	0,022

Tabelle 6.6: Stützwerte zur Berechnung des Wärmestroms aus der Umgebung, Quelle Aluminium 6061: [9], Quelle Polyurethan: Magna Steyr Aerospace

Zur Optimierung der Isolationsdicke wurde der in Abschnitt 4.2.3 vorgestellte Testmodus verwendet. Die Umgebungsbedingungen sowie die Umströmungsgeschwindigkeit wurden gewählt und sind in Tabelle 6.7 ersichtlich.

Die Tanklänge ist die Länge des zylindrischen Tankkörpers bis zum Beginn der Wölbung des Klöpperbodens, mit der der Tank verschlossen wird. Die Isolationsdicken wurden iterativ mit dem Testfile `tank_tester.py` und dem Testfall „Isolationsoptimierung“ gelöst (Abschnitt 4.2.3).

Tanklänge, mm	666,3
Innendurchmesser, Aluminiumtank [mm]	247
Außendurchmesser, Aluminiumtank [mm]	250
Außendurchmesser, Isolation [mm]	300
Wandstärke Isolation, vordere Stirnfläche [mm]	25
Wandstärke Isolation, hintere Stirnfläche [mm]	25
Umgebungstemperatur [K]	293,15
Umströmungsgeschwindigkeit [m/s]	1,00
Zeitschritt [s]	0,50

Tabelle 6.7: Eckdaten der Berechnung

Ergebnis der Isolationsoptimierung mit dem File `tank_tester.py`

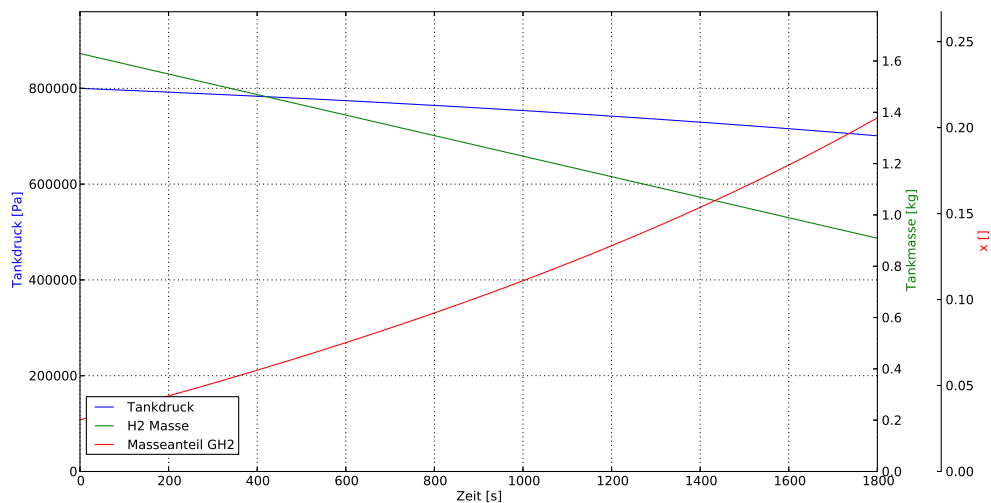


Abbildung 6.3: Veränderungen der Zustände im Tank bei Betrieb im Leerlauf

In Abb. 6.3 ist die Entwicklung der Tankzustände bei einer Entnahme von $0,4\text{g/s}$ (Verbrauch des Triebwerks bei Leerlauf) abgebildet. Der Zeitraum wurde mit 1800 Sekunden (entspricht 30 Minuten) lang genug gewählt, um die Entwicklung der Zustände gut darstellen zu können. Wie zu erkennen ist, fällt der Tankdruck von Anfangs 8bar auf $7,01\text{bar}$. Da der Wärmeeintrag durch die Durchbrüche in den Tank, sowie durch die Oberfläche des Doms, bei der Berechnung nicht berücksichtigt wurde, wird die Isolation für einen leichten Druckabfall ausgelegt.

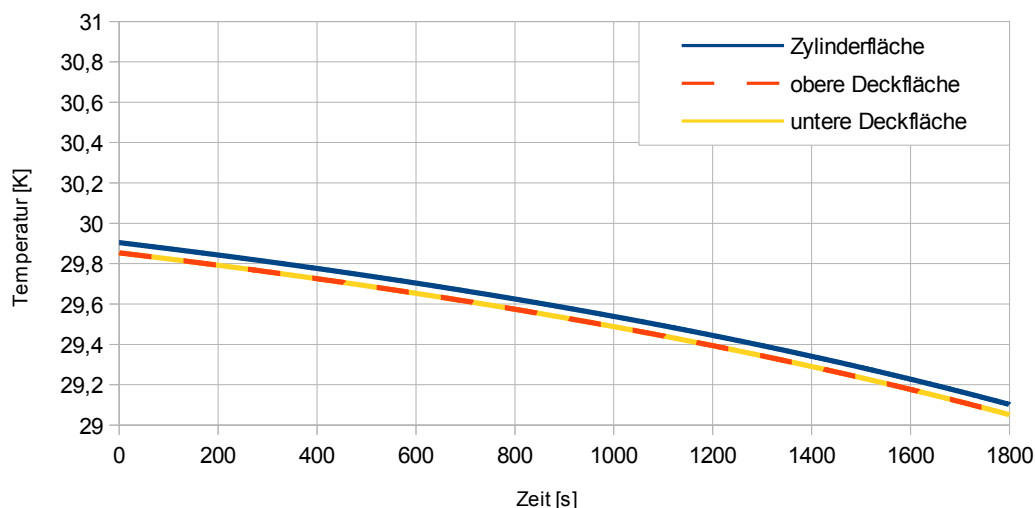


Abbildung 6.4: Veränderung der Oberflächentemperatur des Aluminiumtanks bei Betrieb im Leerlauf

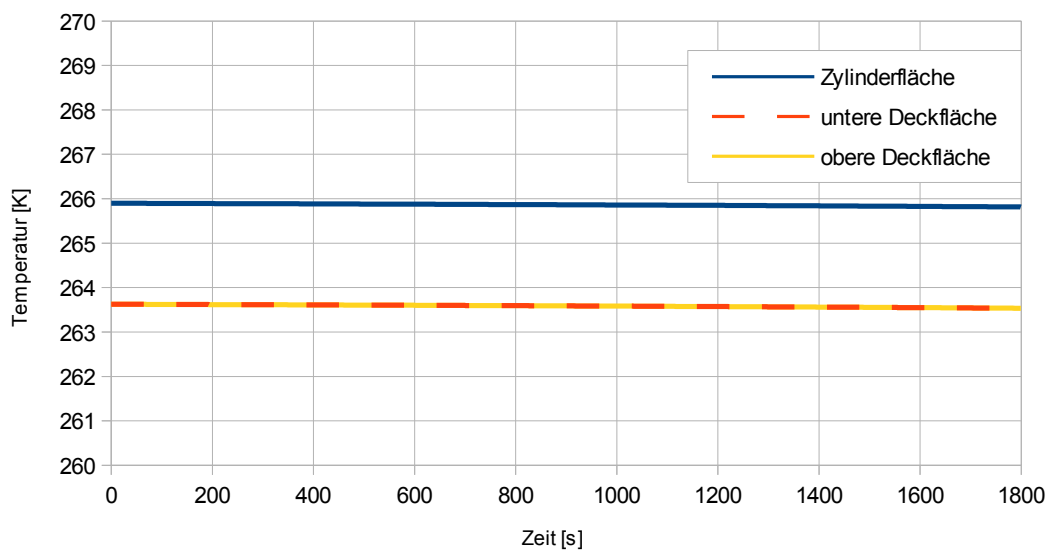


Abbildung 6.5: Veränderung der Oberflächentemperatur der Tankisolation bei Betrieb im Leerlauf

Ein fallender Tankdruck bedeutet auch eine Abkühlung der H_2 Temperatur im Tank, somit fällt auch die Oberflächentemperatur des Aluminiumtanks (Abb. 6.4). Selbiges gilt auch für die Tankisolation (Abb. 6.5).

Wie in Abbildung 6.5 zu erkennen ist, liegt die Oberflächentemperatur der Tankoberfläche zwischen $-9,5^\circ$ und -7° , was zur Kondensation von Wasser an der Tankoberfläche und darauffolgender Eisbildung führt. Da die Flugmission nur eine Dauer von 25 Minuten hat, wird diese

Eisbildung nicht weiter berücksichtigt.

Bei längeren Flugmissionen muss allerdings die isolierende Wirkung der Eisschicht auf der Tankoberfläche und auch die Massenzunahme des Tanksystems aufgrund des Eises berücksichtigt werden.

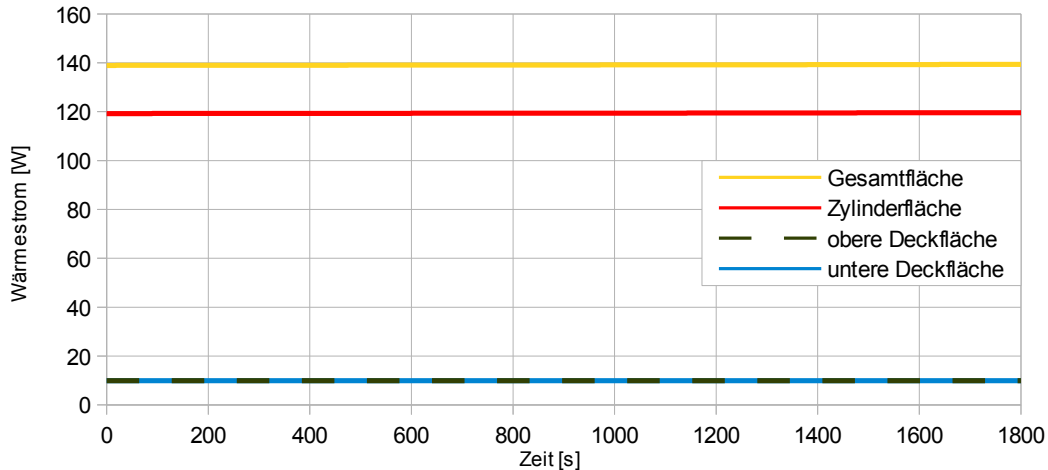


Abbildung 6.6: Wärmeeintrag über die Tankoberfläche bei Betrieb im Leerlauf

Die eingebrachte Wärmeleistung steigt hingegen aufgrund der größer werdenden Temperaturdifferenz ganz leicht an und beträgt am Ende ca. 140 Watt (Abb. 6.6).

6.2.5 Konstruktive Umsetzung

Das Tanksystem wird im 3-D Zeichenprogramm Pro Engineer Wildfire 3.0 konstruktiv umgesetzt. In den Abbildungen 6.7 und 6.8 ist der Tank dargestellt. Der Hauptteil besteht aus einem Zylinder mit Außendurchmesser $D_a = 250\text{mm}$, einer Wandstärke von $t = 1,5\text{mm}$ und einer Länge von 600 mm. Der Zylinder wird von Klöpperböden nach DIN 28011 verschlossen. Die Entnahme erfolgt über einen zylinderförmigen Dom mit einem Außendurchmesser von 130 mm und einer Wandstärke von 2mm.

26,5 mm von der Mittelachse des Tanks entfernt, in Richtung Dom, ist ein Schwallblech angebracht. Es soll verhindern, dass bei dynamischen Flugmanövern flüssiger Wasserstoff in die Entnahmeleitung schwappet.

Das Schwallblech ist im Bereich des Doms als Lochplatte ausgeführt und im vorderen Bereich des Tanks aus Massegründen komplett ausgenommen. Die Halterungen, des Schwallblechs sind mit dem Tank verschweißt. Das Schwallblech wird vor dem Verschweißen der Klöpperböden in diese Halterungen geschoben. Die beiden Halterungen die sich auf der Seite des Doms befinden, sind als Loslager ausgeführt, das Schwallblech liegt hier lose in der Halterung auf (Abb. 6.9). Die beiden Halterungen auf der gegenüberliegenden Tankseite sind als Festlager ausgeführt, das Schwallblech wird hier mit den Halterungen verschweißt.

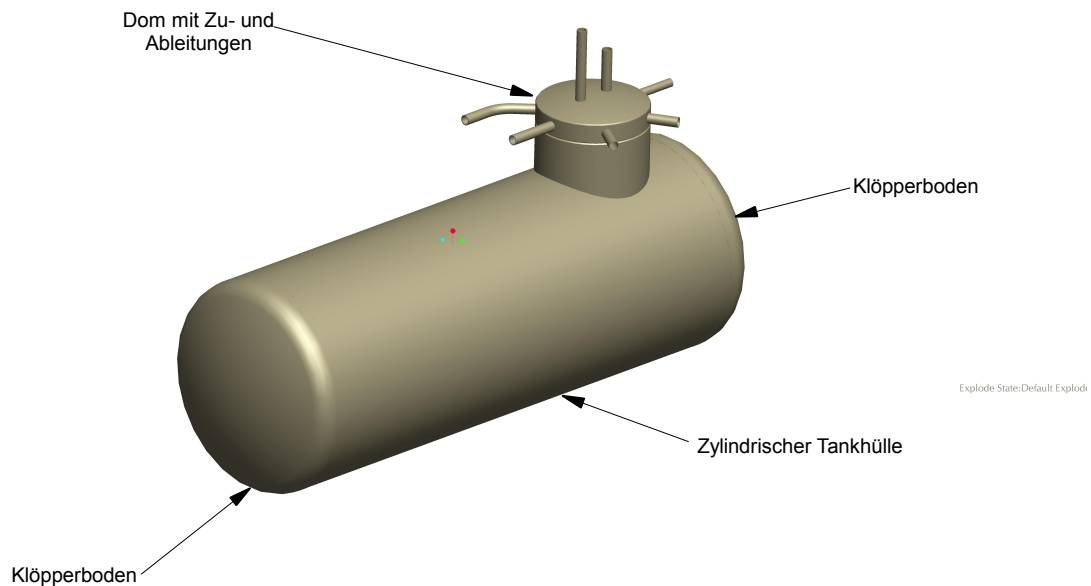


Abbildung 6.7: LH2 Tank

Der Dom wird mit einem gewölbten, als Frästeil ausgeführten Deckel abgeschlossen (Abb. 6.10). Der im Tank befindliche Wärmetauscher hat seine Durchführung durch diesen Deckel und wird auch dort verschweißt. Der Deckel bietet sich als Durchführung für den Wärmetauscher an, da die Längenänderung aufgrund der Temperaturdifferenz zwischen Wärmetauscherleitung und Tank dort den geringsten Einfluss hat.

Auch alle anderen Durchbrüche in den Tank werden im Deckel des Doms untergebracht, sind allerdings radial angeordnet.

Der Tank ist aufgrund der Anforderungen an die Dichtigkeit des Systems als Schweißteil ausgeführt, was allerdings auch dazu führt, dass keine Demontage möglich ist.

Leitungen in den Tank:

- Wasserstoffentnahme über eine $D_a = 10\text{mm}$ Leitung
- Druckmessung über einen 1/2 Zoll Einschraubdruckmesser
- Anschlussleitung zum Sicherheitsventil mit $D_a = 12\text{mm}$
- Anschlussleitung zum Boil-Off Ventil mit $D_a = 12\text{mm}$
- Zwei Betankungsleitungen mit $D_a = 12\text{mm}$
- Zu- und Ableitung des im Tank befindlichen Wärmetauschers mit $D_a = 12\text{mm}$

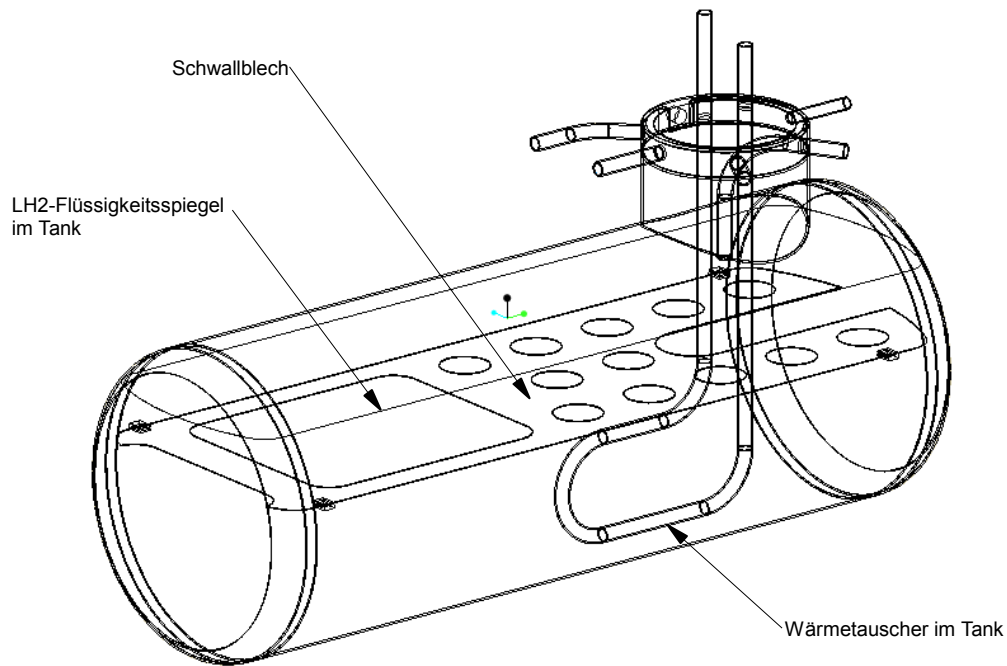


Abbildung 6.8: Innenleben des LH2 Tanks

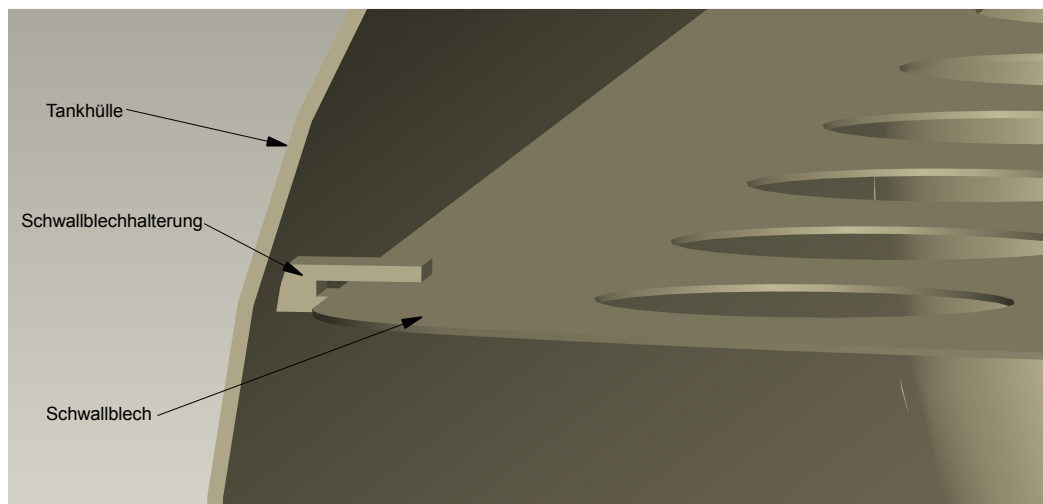


Abbildung 6.9: Schwallblechhalterung

Für die Betankung sind zwei Leitungen vorgesehen. In die Richtung Tankboden gebogene Leitung wird der flüssige Wasserstoff eingebracht. Da der Tank zu Beginn der Betankung Raumtemperatur hat, muss dieser erst mit dem eintretenden LH2 gekühlt werden. Das dabei entstehende Wasserstoffgas wird durch die zweite Betankungsleitung wieder aus dem LH2 Tank geleitet. Für das Kaltfahren des Tanks kann allerdings auch flüssiger Stickstoff verwendet werden, der in der Anschaffung kostengünstiger ist.

In Abbildung 6.12 sind Grundriss, Aufriss des verschweißten Tanks dargestellt, und die wichtigsten Abmessungen eingetragen.

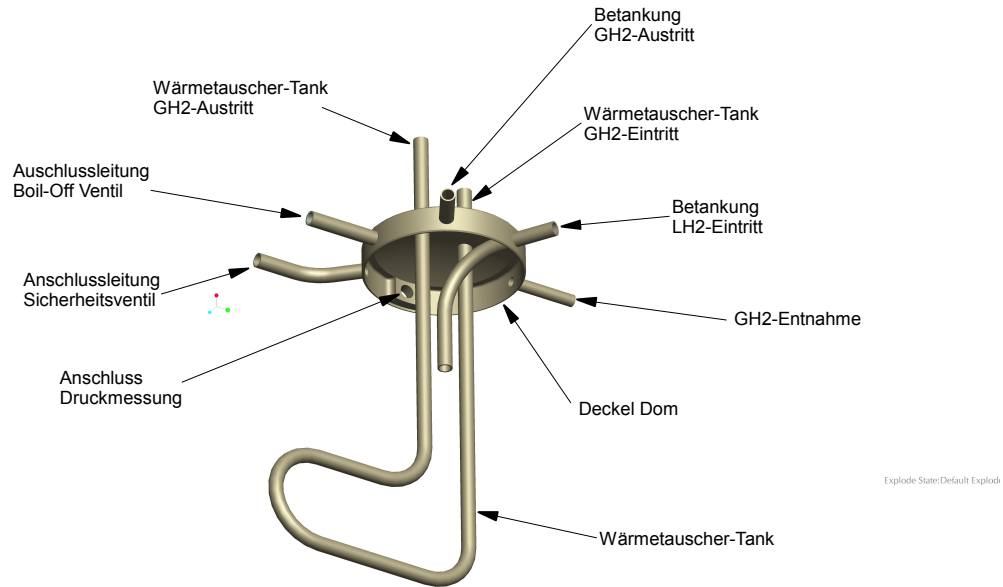


Abbildung 6.10: Als Frästeil ausgeführter Deckel des Doms mit Anschlüssen und Wärmetauscher

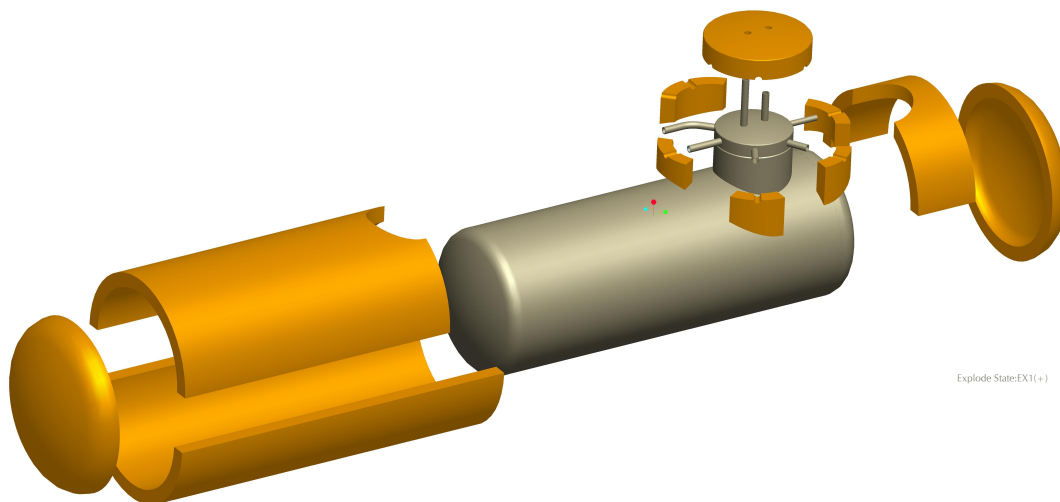


Abbildung 6.11: Explosionszeichnung des Aluminiumtanks und der Komponenten der Tankisolation

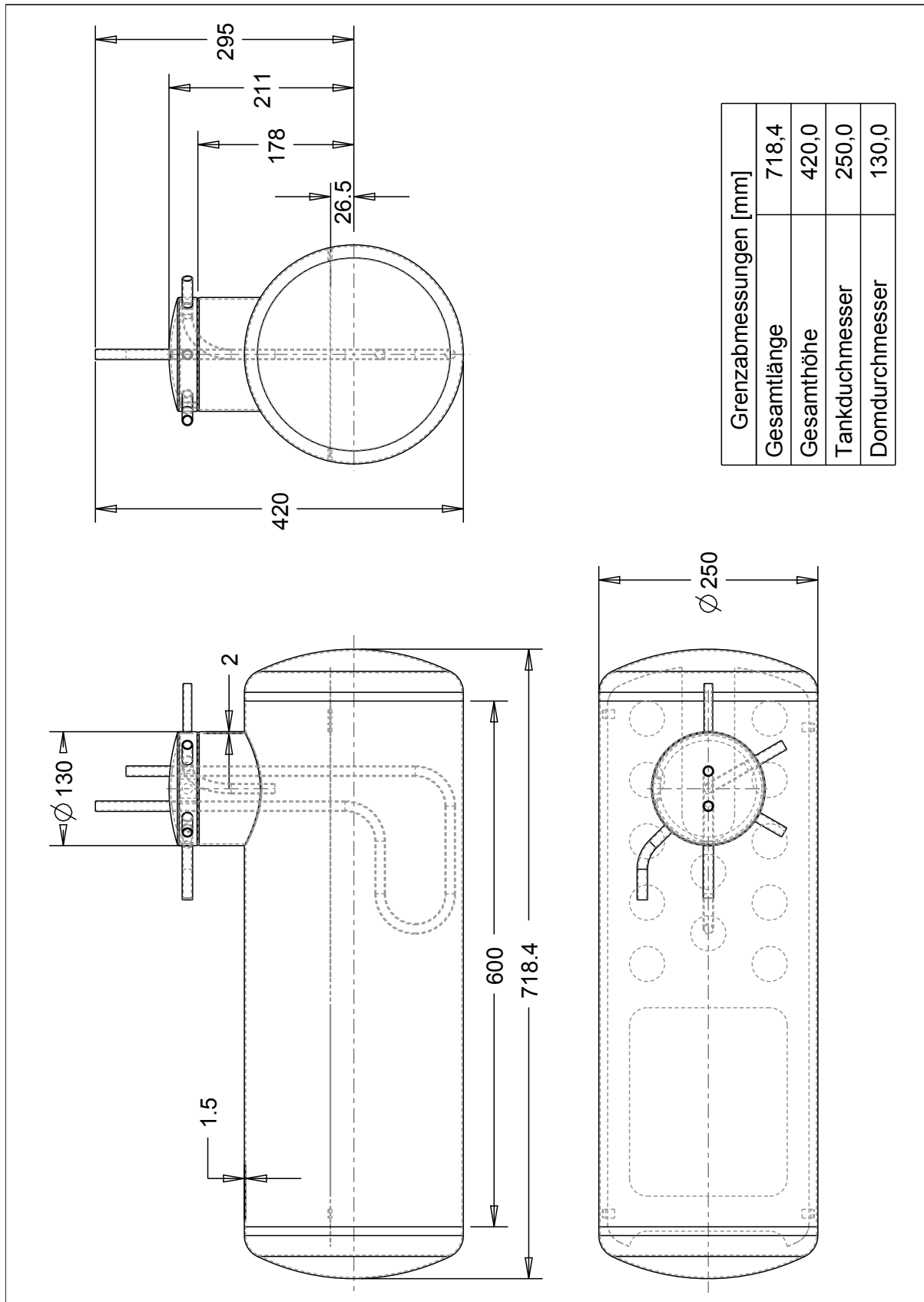


Abbildung 6.12: Abmessungen des LH2 Tanks

Die Tankisolation besteht aus einzelnen Komponenten, die miteinander, um den Aluminiumtank herum, verklebt werden (Abb. 6.11). Für die einzelnen Isolationskomponenten müssen Formen gebaut werden, in die das Ausgangsmaterial gegossen wird.

Nach dem Verkleben der Tankisolation wird diese noch mit einer reflektierenden Folie (Alufolie) überzogen, um die Strahlung aus der Umgebung zu minimieren.

6.3 Rohrleitungssystem

Die verwendeten Rohrleitungen werden ebenfalls aus der Aluminiumlegierung *Al6061* gefertigt. Für die Verbindung der einzelnen Rohrleitungen fiel die Entscheidung auf die Rohrverschraubung der Firma Swagelok.

Die Dimensionierung der Rohre erfolgt nach dem Kriterium *Strömungsgeschwindigkeit* $< 50\text{m/s}$, und der Empfehlung der Firma Swagelok bezüglich der Wandstärke der Rohrleitungen bei gasführenden Anwendungen. Schlussendlich konnte das ganze Tanksystem mit nur drei Rohrdimensionen ausgeführt werden.

Rohr Außendurchmesser, mm	Rohrwandstärke, mm	zulässiger Betriebsdruck, bar
10	1	190
12	1.2	190
16	1.5	170

Tabelle 6.8: Verwendete Aluminiumrohre und zulässiger Betriebsdruck [11]

6.4 Systemvereinfachung zur Gewichtsreduktion

Um, wie in Variante 2 geplant, den Massenstrom in zwei definierte Teilströme zu teilen, ist es natürlich notwendig, mindestens zwei Massenströme oder Volumenströme zu kennen, zum Beispiel den eintretenden Massenstrom und einen der austretenden. Für Fluidströme bei üblichen Temperaturen wird eine solche Anwendung in einem Gerät untergebracht und kann zugekauft werden.

Ein Proportionalventil, das im LH2 Tanksystem verbaut ist, muss allerdings auch bei tieferen Temperaturen funktionieren, bzw. soll zumindest beim Startvorgang keinen Schaden nehmen.

Solch tiefe Eintrittstemperaturen in das Proportionalventil sind nicht die Regel, da der Eintretende GH2 Massenstrom zuvor den Wärmetauscher 1 durchlaufen hat. Beim Startvorgang können allerdings tiefere Temperaturen auftreten.

Als Auslegungskriterium für das Proportionalventil wurde daher eine minimale Betriebstemperatur von $T_{\text{eintritt}} = 150\text{K}$ gewählt.

Da für solch eine Betriebstemperatur keine kompakten Geräte mehr verfügbar sind, hätten die Massenstrommessung und das Proportionalventil getrennt ausgeführt werden sollen. Dies führte nun dazu, dass statt eines kompakten Gerätes folgende Geräte verbaut werden sollten.

Stück	Bauteil	Masse/Stück [kg]
2	Massenstrommessung	2,3
2	Strömungsgleichrichter + Anschlussflansche	1
2	Proportionalventil mit Antrieb	6,4
Gesamtgewicht [kg]		19,4

Tabelle 6.9: Überschlägige Berechnung der Masse einer Massenstromteilung

Da das gesamte Tanksystem samt Trägerflugzeug maximal 25 kg wiegen darf, wird die Variante 2 abgeändert.

Anstelle einer Massenstromteilung werden einfache Schaltventile verbaut. Der gesamte Wasserstoffmassenstrom wird nun entweder durch den im Tank befindlichen Wärmetauscher oder daran vorbei geleitet, wofür zwei Schaltventile notwendig sind. Ebenso sind nach der Temperaturmessung zwei Schaltventile vorgesehen, um den Wasserstoff durch den Wärmetauscher 2 oder direkt ins Triebwerk zu leiten.

Die vereinfachte Version der Variante 2 ist in Abbildung 6.13 ersichtlich.

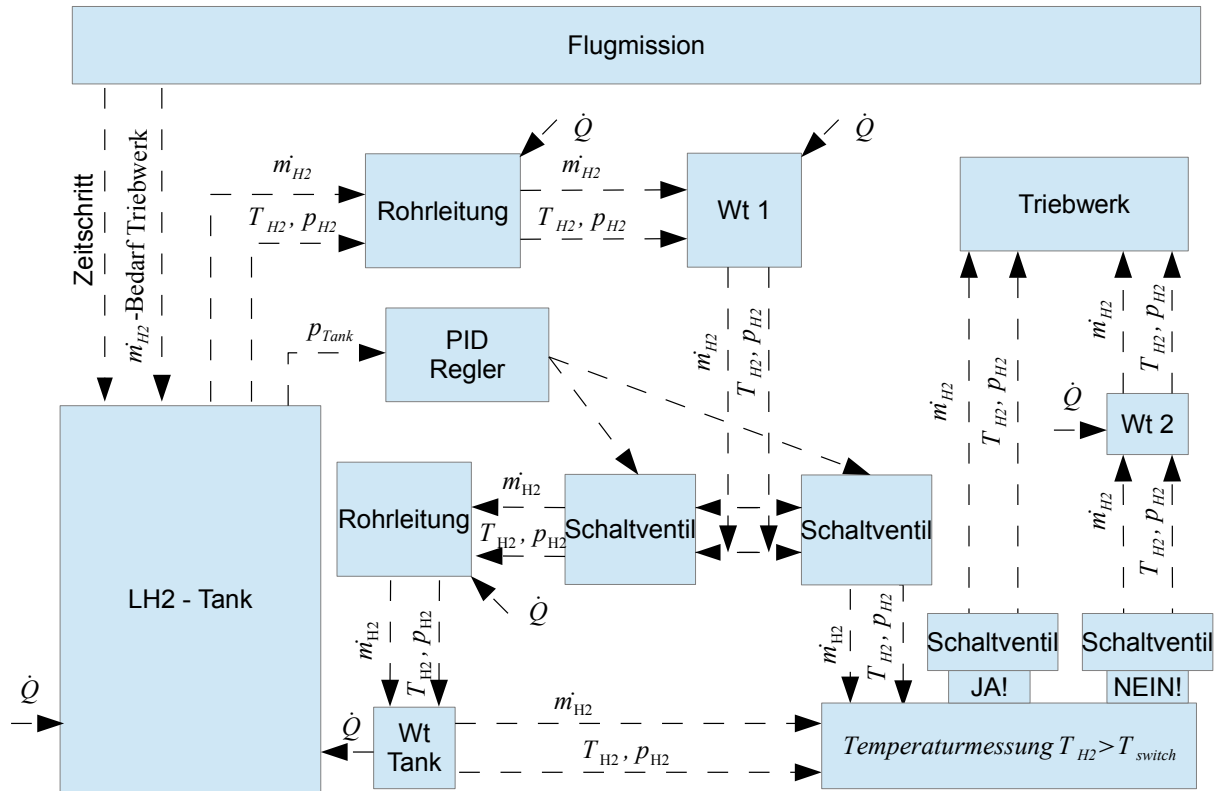


Abbildung 6.13: Vereinfachte Version der Variante 2 zur Gewichtsreduktion

6.5 Ventile

6.5.1 Sicherheitsventil, Boil-Off Ventil

Der LH2 Tank ist mit einem Sicherheitsventil und einem Boil-Off Ventil ausgestattet. Die Ventile sind prinzipiell baugleich, erfüllen jedoch unterschiedliche Aufgaben.

Das Boil-Off Ventil ist ein Überdruckventil, das bei einem Druck von $p_{tank} = 10\text{bar}$ auslöst und gasförmigen Wasserstoff ablässt und nach Unterschreiten des Grenzdruckes wieder schließt. Ein Auslösen des Boil-Off Ventils ist zwar nicht erwünscht, da der abgelassene Wasserstoff nicht mehr im Triebwerk verbrannt werden kann, hat aber ansonsten keine Auswirkungen auf den stattfindenden Versuch.

Das Sicherheitsventil ist hingegen eine Sicherheitsvorrichtung, um ein Bersten des LH2 Tankes aufgrund des Überdruckes zu vermeiden. Ein Auslösen des Sicherheitsventils hat im Regelfall einen Versuchsabbruch zur Folge und vor erneuter Benutzung muss das Sicherheitsventil überprüft werden. Der Auslösedruck beträgt $p_{tank} = 12\text{bar}$ und liegt damit deutlich unter dem maximalen Tankdruck von $p_{tank} = 16\text{bar}$.

Folgendes Sicherheitsventil wurde gewählt:

Hersteller:	Herose
Typ:	6800
Temperaturbereich:	3 K – 498 K
Nenngröße:	GW ½
Sitzgröße:	12,5 mm
Ausflussziffer α_w:	0,6
Masse:	1 kg

Tabelle 6.10: Eckdaten des gewählten Sicherheitsventils [6]

Das Datenblatt des Ventils ist im Anhang A angeführt.

6.5.1.1 Berechnung

Es muss natürlich noch überprüft werden, ob das Sicherheitsventil eine ausreichende Größe besitzt, um im Fall eines Isolationsbruchs die benötigte Menge an Wasserstoff aus dem Tank zu transportieren und somit ein unkontrolliertes Ansteigen des Tankdruckes zu verhindern.

Der für die Berechnung relevante Austrittsquerschnitt A_{rel} ist der um die Ausflussziffer α_w verringerte Querschnitt, der sich aus dem Sitzdurchmesser d_0 ergibt.

$$A_0 = \frac{d_0^2 \cdot \pi}{4} \quad (6.9)$$

$$A_{rel} = \alpha_w \cdot A_0 \quad (6.10)$$

A_{rel} wird als kreisrunder Querschnitt mit dem Durchmesser d_{rel} betrachtet.

$$d_{rel} = \sqrt{\frac{A_{rel} \cdot 4}{\pi}} \quad (6.11)$$

Der Durchmesser d_{rel} ist der für den Durchmesser durch das Sicherheitsventil relevante Durchmesser. Ob das Sicherheitsventil für unsere Anwendung ausreichend groß ist, kann mit dem im Abschnitt 4.2.3 beschriebenen Testfile überprüft werden.

In der folgenden Simulation soll ein Isolationsbruch simuliert werden. Ein solcher Schaden hätte einen sehr großen Wärmeeintrag über die Tankoberfläche zur Folge, wodurch wiederum der Tankdruck unkontrolliert ansteigt.

Wird der zulässige Tankdruck überschritten, öffnet sich das Sicherheitsventil und gasförmiger Wasserstoff wird abgelassen. Das File ermittelt dabei die Strömungsgeschwindigkeit durch einen konvergenten Querschnitt (maximale Austrittsgeschw. $Ma=1,00$), und berechnet damit den austretenden Massenstrom.

Die Eingabedaten der Berechnung sind in Tabelle 6.11 aufgelistet.

Startdruck	10 bar
Startwert Masseanteil GH2	0,2
Schaltdruck Sicherheitsventil	12 bar
Ursprüngliche Isolationsdicke	25 mm
Isolationsdicke nach Beschädigung	5 mm
Zeitschritt für Berechnung	0,1 s
Berechnungsdauer	300 s
H2 Masse Start	1,120 kg
H2 Masse Ende	0,753 kg

Tabelle 6.11: Eckdaten der Überprüfung des Sicherheitsventils

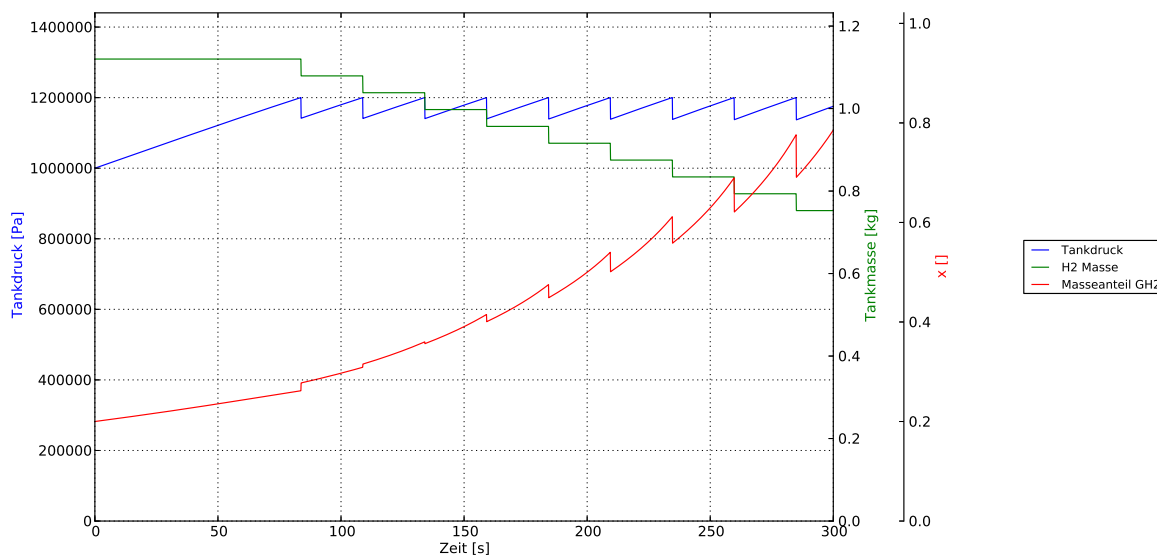


Abbildung 6.14: Verhältnisse im Tank bei Isolationsbruch

In Abbildung 6.14 sind die Verläufe von Tankdruck, H2 Masse und Masseanteil GH2 abgebildet. Wie zu erkennen ist, steigt der Druck vom Startwert 10 bar und erreicht nach 83,7 Sekunden den Schaltdruck des Sicherheitsventils. Daraufhin entweicht gasförmiger Wasserstoff durch das Sicherheitsventil. Der Druck sinkt daraufhin auf unter 12 bar und das Sicherheitsventil schließt wieder.

Wie in Abb. 6.14 ersichtlich ist, ist das Sicherheitsventil ausreichend groß, um den Tankdruck abzubauen. Es reichen bereits kurze Schaltzyklen des Sicherheitsventils, um den Druck unter dem geforderten Druck zu halten.

Bei einem realen Versuch würde das Sicherheitsventil allerdings offen bleiben und der Versuch abgebrochen.

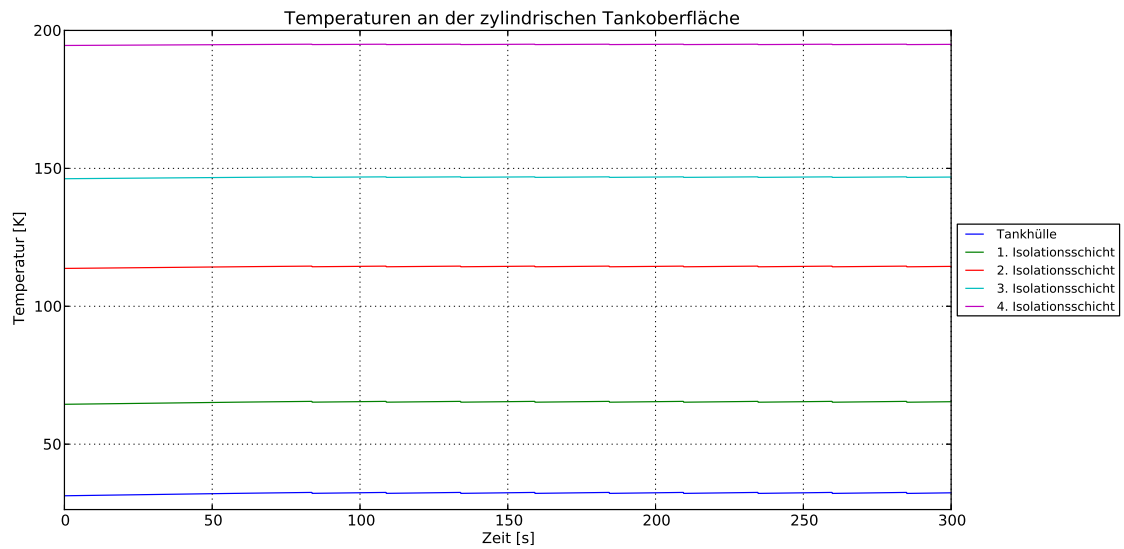


Abbildung 6.15: Temperatur an der zylindrischen Tankoberfläche beim Bruch der Tankisolation

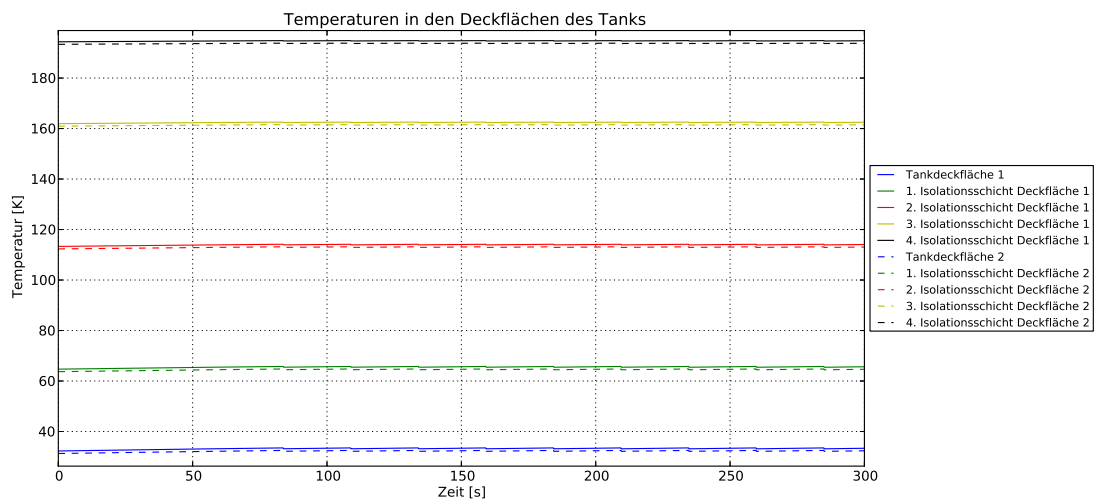


Abbildung 6.16: Temperaturen an den stirnseitigen Tankoberflächen beim Bruch der Tankisolation

In den Abbildungen 6.15 und 6.16 sind die Temperaturen der Aluminiumoberfläche des Tanks und der Isolationsschichten für die Zylinderfläche und die beiden stirnseitigen Deckflächen bei Isolationsbruch abgebildet. Die Oberflächentemperatur der Isolation (4. Isolationsschicht) beträgt dabei $194,5K$ für die Zylinderfläche und $193,4K$ für die Deckflächen.

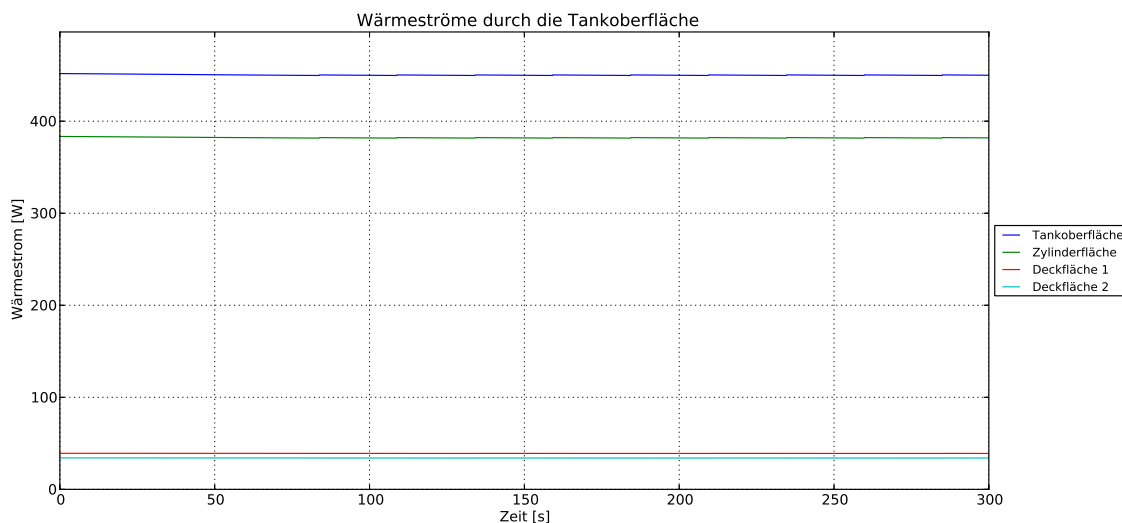


Abbildung 6.17: Wärmeströme durch die Tankfläche beim Bruch der Tankisolation

Die bei einem Isolationsbruch in den Tank eingebrachte Wärmeleistung beträgt laut Berechnung im Schnitt 451,5 Watt (Abb. 6.17).

6.5.2 Schaltventil

Für die verwendeten Schaltventile werden tieftemperaturgeeignete Magnetventile der Firma Asco-Numatics verwendet.

Wie in Abbildung 6.13 ersichtlich ist, werden für das Tanksystem insgesamt vier Schaltventile benötigt. Zwei für die Zuleitung zu dem im Tank befindlichen Wärmetauscher und zwei für die Zuleitung in den zweiten, im Triebwerk befindlichen Wärmetauscher.

Folgendes Ventil wurde gewählt.

Hersteller	Asco-Numatics
Bezeichnung	SCE263-209LT
Anschluss	Rp 1/4
Nennweite	7,1mm
Durchflusskoeffizient Kv	0,6m ³ /h
Magnetleistung	10,5 W
zulässige Tiefsttemperatur	-196 °C

Tabelle 6.12: Eckdaten des im Tanksystem verwendetes Schaltventils [3]

Das Datenblatt des Ventils ist im Anhang A einsehbar.

6.5.2.1 Auslegung

Bei der Auslegung des Schaltventils wird der Druckverlust bei Vollast überprüft.

Der Druckverlust kann mit Hilfe der technischen Informationen der Firma Asco-Numatics ([12]) berechnet werden.

Der Durchflusskoeffizient für Gase durch das Ventil berechnet sich dabei aus dem Volumenstrom des Gases in Normkubikmetern, und den Faktoren F_{gm} , F_{sg} und F_T (Gleichung 6.12, [12, Seite 2 und Seite 7]).

$$K_v = \frac{Q_{n-H_2}}{Fgm \cdot Fsg \cdot F_T} \quad (6.12)$$

Der Faktor Fgm berücksichtigt dabei den Eintrittsdruck und den Druckverlust im Ventil, und berechnet sich laut den angegebenen technischen Informationen ([12, Seite 7;Luft und Gase]) wie folgt.

$$Fgm = 18,9 \cdot \sqrt{\Delta P \cdot (2 \cdot P_1 - \Delta P)} \quad (6.13)$$

Der Faktor Fsg berücksichtigt die Dichte des verwendeten Gases bezogen auf Luft bei Normzustand. Aus Seite 7 der Technischen Informationen ([12]) sind dazu die Dichten einiger Gase bezogen auf Luft bei Normzustand aufgelistet. In der Überschrift steht zwar geschrieben, dass es sich bei der Auflistung um die Dichte der Gase bezogen auf Wasser (1 atm., 20°C) handelt, jedoch kann man durch die Kontrolle einiger der Gase nachprüfen dass Luft bei Normzustand der Bezug ist. Für Fsg ergibt somit Gleichung 6.14.

$$Fsg = \frac{1}{\sqrt{\frac{\rho_{n-H_2}}{\rho_{n-Luft}}}} \quad (6.14)$$

Die Ergebnisse der Gleichung 6.14 stimmen auch mit der Tabelle I der technischen Informationen ([12, Seite 3;Tabelle I]) überein. In Angaben der Tabelle bezüglich des Normzustandes widersprechen sich dabei mit der oben erwähnten Auflistung der Gase. In der Tabelle I ist von 15°C die Rede, in der Auflistung allerdings von 20°C. Die Unterschiede sind jedoch minimal, weshalb einheitlich mit 20°C als Normtemperatur gerechnet wurde.

Der Faktor F_T berücksichtigt dabei die Temperaturabweichung des verwendeten Gases vom Normzustand. Laut [12, Seite 7] berechnet sich F_T wie folgt.

$$F_T = \sqrt{\frac{293}{273 + t_2}} = \sqrt{\frac{293}{T_2}} \quad (6.15)$$

Im rechten Teil der Gleichung 6.15 wurde die Gastemperatur von °C auf Kelvin umgerechnet. In den technischen Informationen ist nicht näher erläutert ob es sich bei der Temperatur T_2 um die Ein- oder Austrittstemperatur des Gases handelt. Jedoch handelt es sich bei dem Ventil um eine annähernd adiabate Drossel. Somit ist die Eintrittsenthalpie des Gases gleich der Austrittsenthalpie. Unter der Annahme von idealen Gasverhalten, und konstanter Wärmekapazität ist damit die Eintrittstemperatur T_1 gleich der Austrittstemperatur T_2 (6.16).

$$T_1 = T_2 \quad (6.16)$$

Fügt man die Gleichungen 6.13 bis 6.16 in die Gleichung 6.12 folgt daraus Gleichung 6.17.

$$K_v = \frac{Q_{n-H_2}}{18,9 \cdot \sqrt{\Delta P \cdot (2 \cdot P_1 - \Delta P)} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{\rho_{n-H_2}}{\rho_{n-Luft}}}} \cdot \sqrt{\frac{293}{T_1}}} \quad (6.17)$$

Die Gleichung 6.17 kann nun, mit Hilfe der Lösungsformel für allgemeine quadratische Gleichungen auf die Druckdifferenz ΔP umgeformt werden (6.18).

$$\Delta P = P_1 - \sqrt{P_1^2 - \frac{\rho_{n-H_2}}{\rho_{n-Luft}} \cdot \frac{T_1}{293,15} \cdot \left(\frac{Q_{n-H_2}}{18,9 \cdot K_v} \right)^2} \quad (6.18)$$

Der Volumenstrom in Normkubikmeter pro Stunde ergibt sich aus dem maximalen Wasserstoffmassenstrom \dot{m}_{H_2} dividiert durch die Dichte des Wasserstoffs bei Normzustand (Gl. 6.19).

$$Q_{n-H_2} = \frac{\dot{m}_{H_2}}{\rho_{n-H_2}} \cdot 3600 \quad (6.19)$$

ρ_{n-H_2} (1,013bar, 293,15K)	0,08375 kg/m ³
ρ_{n-Luft} (1,013bar, 293,15K)	1,204 kg/m ³
Q_{n-H_2} (1,013bar, 293,15K)	60,18m ³ /h
P_1	8,0 bar
T_1	350 K
\dot{m}_{H_2}	0,0014 kg/s

Tabelle 6.13: Werte für die Druckverlustrechnung

Mit den in Tabelle 6.13 angeführten Werten und der Gleichung 6.18 ergibt sich ein Druckverlust von $\Delta p = 0,147\text{bar}$, was als ausreichend gering erachtet wird.

Die Inhalte der technischen Informationen ([12]) enthalten teilweise Unstimmigkeiten, der oben angeführte Rechenweg stimmt jedoch mit dem Rechenweg der angeführten Rechenbeispiele ([12, Beispiele Seite 2 und 7]) überein.

Man kann mit dem berechneten Druckverlust von Δp , und den Werten für Dichte und Normvolumenstrom des Wasserstoffs die Kontrolle durchführen und den K_v Wert des Ventils berechnen. Der Fgm Wert kann aus der Tabelle VI der technischen Informationen ([12, Seite 5; Tabelle VI]). Der Wert für Ft kann der Tabelle II [12, Seite 3; Tabelle II] entnommen werden. Berechnet man nun mit dem aus den Tabellen entnommen Werten für Fgm und Ft, und dem berechneten Wert für Fsg (Gleichung 6.14) den Durchflusskoeffizienten des Ventils, kommt man wieder auf den Ausgangswert von $K_v = 0,6$.

6.6 Wärmetauschersystem-Triebwerk

Das Wärmetauschersystem besteht aus zwei, an der Brennkammeraußenhülle des Triebwerks befestigten Wärmetauschern, die den gasförmigen Wasserstoff erhitzen.

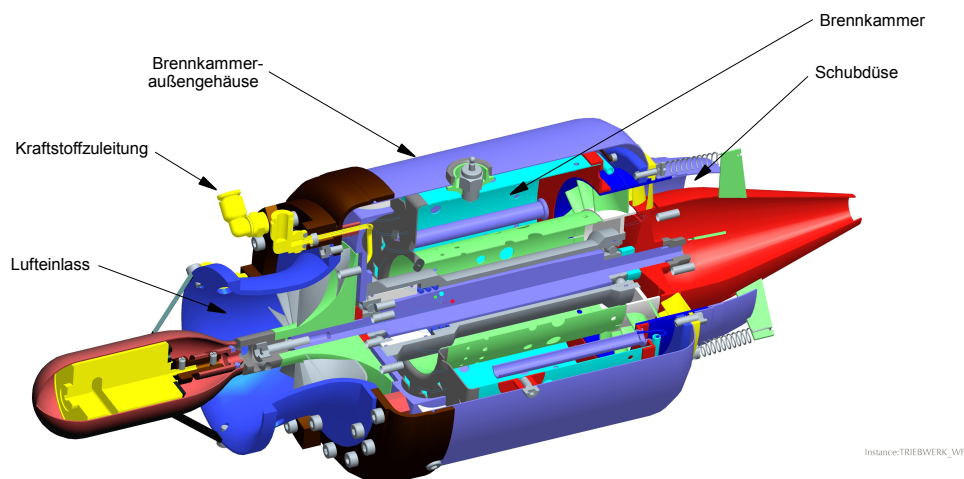


Abbildung 6.18: Schnittansicht KJ 66

In Abbildung 6.18 ist eine Schnittansicht des Triebwerks KJ 66 dargestellt. Das momentan verbaute Außengehäuse besteht aus Stahl und hat eine Wandstärke von 0,8 mm. Dieses Bauteil

wird nun aus Aluminium 6061 gefertigt, wobei die Wandstärke auf 2 mm erhöht wird. An die äußere Oberfläche des Wärmetauschers werden die zwei Aluminiumrohre, die die Wärmetauscher darstellen, geschweißt (Abb. 6.19).

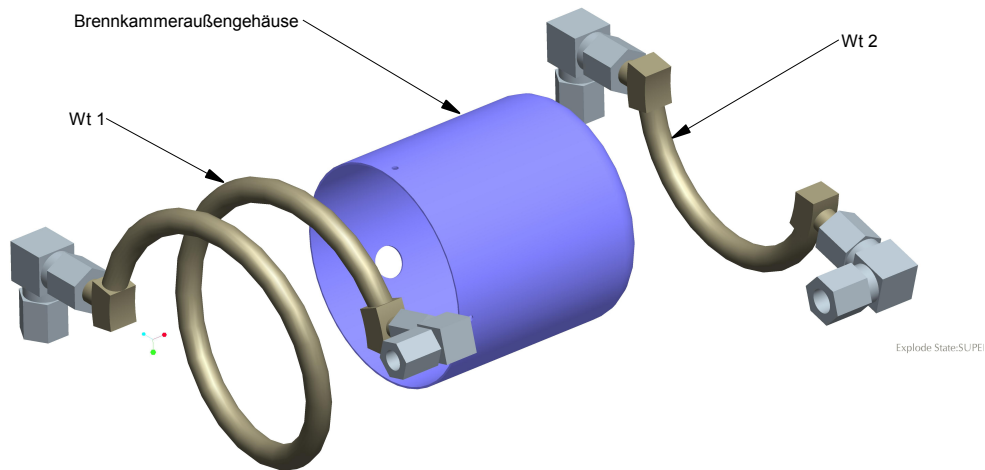


Abbildung 6.19: Wärmetauscher 1 und 2 auf dem Brennkammeraußengehäuse

Die Rohrleitungen, die vom Wasserstoff durchflossen werden, werden als zylindrische Spiralen ausgeführt. Durch ein Umlenckstück an den Enden der Rohrleitungen wird der Wasserstoff radial nach außen geführt und dort mit Hilfe von Swagelok Umlenkungen mit dem restlichen Tanksystem verbunden. Die Wärmetauscher sind in Gegenstrom mit der Brennkammer angeordnet, um die Austrittstemperatur zu vergleichmäßigen.

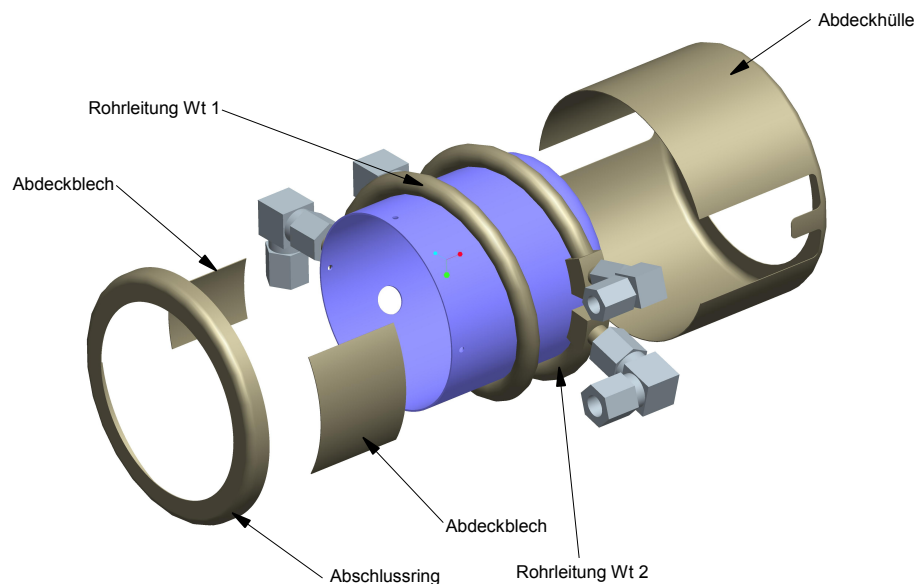


Abbildung 6.20: Abdeckung des Wärmetauschers

Es werden zwei zylindrische Abdeckungen stirnseitig über den Wärmetauscher geschoben, die Abdeckungen werden verbohrt und miteinander vernietet (Abb. 6.20). Über die entstehenden Lücken werden Abdeckbleche gelegt und ebenfalls mit den zylindrischen Abdeckungen verbohrt und vernietet.

Um die entstehenden Lücken zwischen der Abdeckung und dem Brennkammeraußengehäuse zu

vermeiden und eine Wärmedämmung gegenüber der Umgebung zu erreichen, wird der Hohlraum vor dem Montieren der Verkleidung mit Glasfasermaterial aufgefüllt. Das zusammengebaute Wärmetauschersystem ist in Abbildung 6.21 dargestellt.

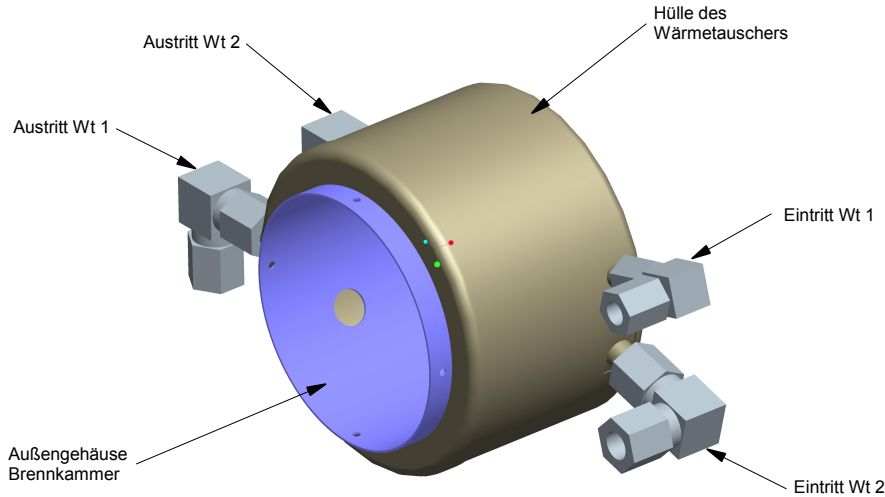


Abbildung 6.21: Wärmetauschersystem am Triebwerk

Die Größenverhältnisse zwischen Wärmetauscher 1 und Wärmetauscher 2 wurden iterativ mit Hilfe der Modellierung für die Gesamtkonstruktion (Kapitel 7) ermittelt.

Die Größen von Wärmetauscher 2 und dem im Tank verbauten Wärmetauscher hängen dabei ebenfalls stark zusammen, da die Abkühlung des Wasserstoffs im Wärmetauscher im Tank wieder ausgeglichen werden muss.

Ziel der Auslegung ist eine möglichst geringe Schwankung der Austrittstemperatur aus dem Tanksystem.

6.7 Wärmetauschersystem-Tank

Der im Tank verbaute Wärmetauscher zur Verdampfung des im Tank befindlichen Wasserstoffs wird aus einem Aluminiumrohr der Dimension $d_a = 12\text{mm}$, $s = 1,2\text{mm}$ gefertigt (Abb. 6.10). Der Durchbruch in den LH2 Tank erfolgt dabei beim Deckel des Doms, um Wärmespannungen im zylindrischen Hauptkörper des Tanks zu vermeiden.

Da die Rohrleitungen des Wärmetauschers mit dem Tank verschweißt sind und die Leitungen von erwärmten GH2 durchflossen werden, kommt es zu einer Temperaturerhöhung des Tanks in der Umgebung der Zu- und Ableitung. Die erhöhte Temperatur hat eine Dehnung und schlussendlich Wärmespannungen zur Folge.

Der Durchbruch durch die Mittelachse des Deckels hat eine annähernd symmetrische Temperaturverteilung bezüglich dieser Achse zur Folge, wobei der gewölbte Deckel die Wärmedehnungen besser ausgleichen kann als ein flach ausgeführter.

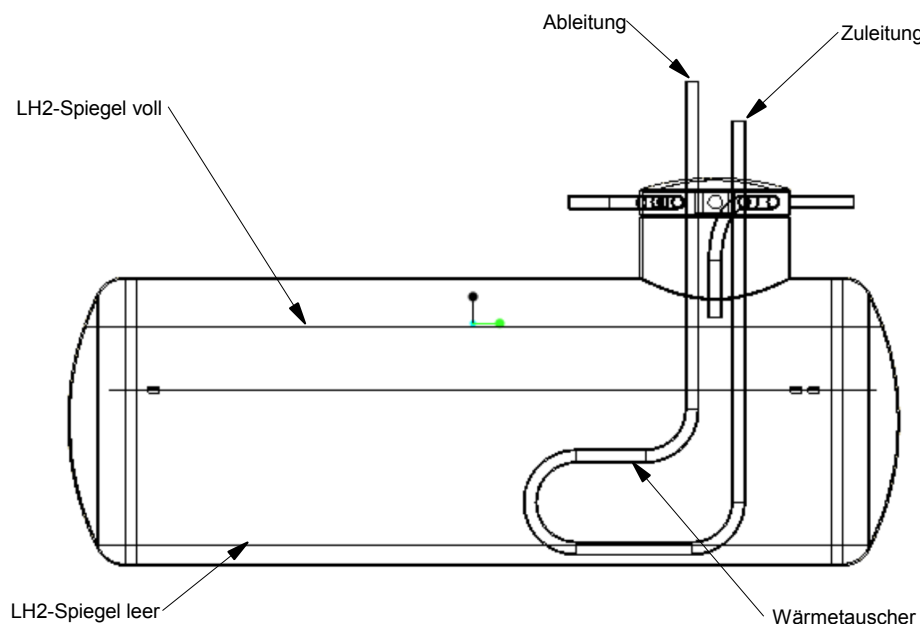


Abbildung 6.22: Wärmetauscher im Tank, Seitenansicht

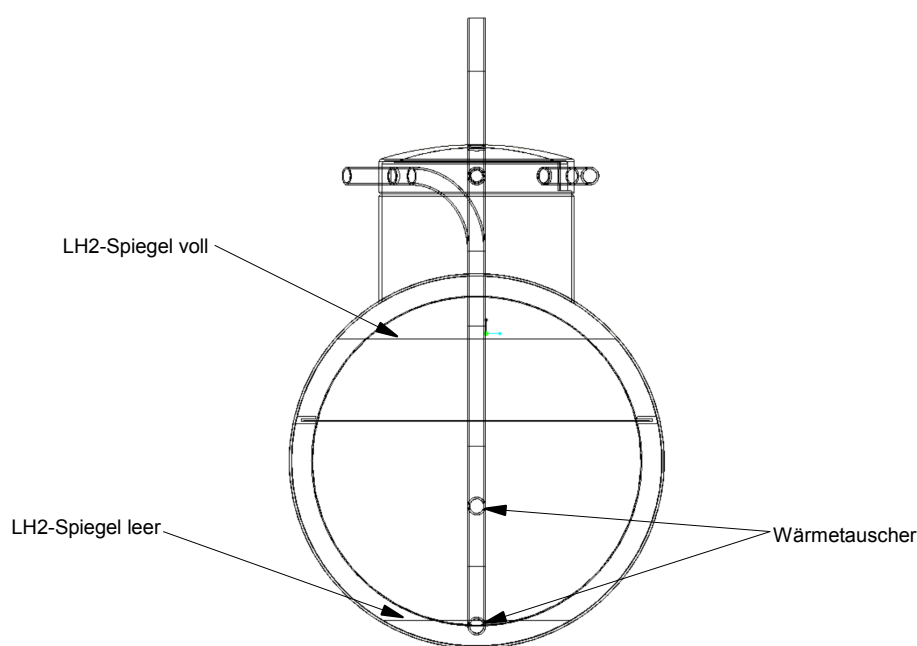


Abbildung 6.23: Wärmetauscher im Tank, Frontansicht

Da sich der Wärmetauscher im nicht durchströmten Zustand auf die Temperatur des LH2 Tanks abkühlt, ist er im Laufe einer Flugmission Temperaturschwankungen von über 200 K ausgesetzt. Aus diesem Grund sollte die Form des Wärmetauscher so gewählt werden, dass die Dehnung des Werkstücks möglichst gleichmäßig vonstatten geht bzw. dass bei ungleicher Dehnung die Konstruktion biegeweich ausgeführt wird.

Die L-förmige Konstruktion des Wärmetauscher soll dies umsetzen. Die Positionierung des Wärmetauscher im Tank sowie die LH2-Flüssigkeitsspiegel vor und nach der Flugmission sind in den Abbildungen 6.22 und 6.23 ersichtlich.

Die übertragbare Wärmeleistung steigt mit der Leitungslänge und soll groß genug sein, um den Tankdruck bei Vollast aufrecht zu halten. Die ausgeführte Leitungslänge wurde, im Zusammenspiel mit allen Komponenten, mit Hilfe der in Kapitel 7 ausgeführten Simulation ermittelt.

6.8 Temperaturmessung

Die GH2 Temperatur wird vor dem Eintritt in das Triebwerk kontinuierlich gemessen. Wird eine vorgegebene Grenztemperatur bei der Messung unterschritten, wird der gasförmige Wasserstoff durch den Wärmetauscher 2 geleitet, bevor er das Tanksystem verlässt.

Die Anforderungen an den Temperatursensor sind:

- kurze Reaktionszeit bei Temperaturänderung
- geringe Einbaumaße
- Messbereich von 150 K bis 400 K
- geringe Energieaufnahme
- Eignung für Strömungsgeschwindigkeiten bis 20m/s

Die untere Temperaturgrenze stellt den Anfahrvorgang dar, während die obere die Spitzentemperatur des Wasserstoffs nach Wärmetauscher 1 darstellt. Da nur detektiert werden soll, ob man über- oder unterhalb einer Grenztemperatur liegt, spielt die Messgenauigkeit eine untergeordnete Rolle.

Die Wahl der Temperaturmessung fiel auf folgenden Widerstandsthermometer der Firma Krohe, das Datenblatt ist im Anhang A einsehbar.

Hersteller	Krohne
Typ	OPTITEMP TRA-S 22
Bezeichnung	Einschraub-Widerstandsthermometer mit reduzierter Spitze
Temperaturbereich	-200 ... +600°C
Leistungsaufnahme	550mW
Prozessanschluss	G 1/2 A
Einbaulänge	160 mm

Tabelle 6.14: Temperaturmesssonde

Der Einbau der Temperaturmesssonde erfolgt in einem von GH2 durchflossenen T-Stück. Die Messspitze hat einen Durchmesser von 6 mm und eine Länge von 145 mm, und ragt somit über das T-Stück hinaus in das Zuleitungsrohr. Dieses wurde infolge dessen auf Außendurchmesser 16 mm vergrößert (Abbildungen 6.24 und 6.25).

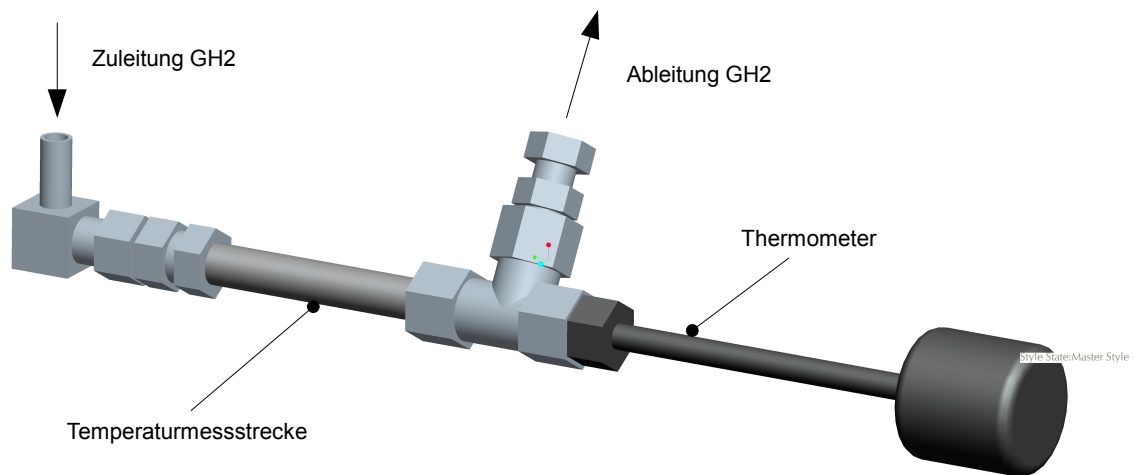


Abbildung 6.24: Temperaturmessstecken mit GH2 Zu- und Ableitung

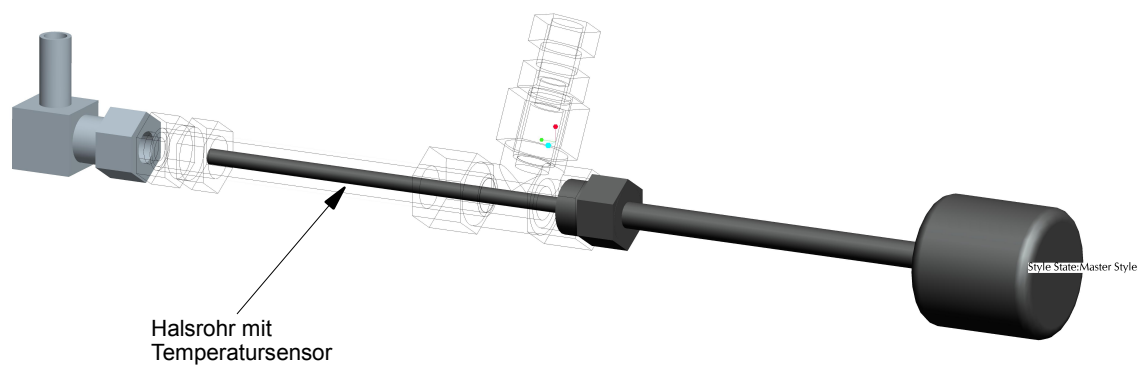


Abbildung 6.25: Darstellung des im Rohr befindlichen Thermometers

6.9 Aufbau der Gesamtkonstruktion mit Trägerflugzeug

6.9.1 Anordnung der Komponenten

In Abbildung 6.26 ist der Aufbau der Gesamtkonstruktion des LH2 Tanksystems dargestellt. Wie zu erkennen ist, werden die einzelnen Komponenten durch insgesamt zehn Rohrleitung miteinander verbunden. In den folgenden Darstellungen wird, mit Hilfe der Abbildung 6.26, der Verlauf des Wasserstoffs von seiner flüssigen Form im Tank bis zur Verbrennung im Triebwerk erklärt. Die blauen Pfeile in den Abbildungen 6.27 bis 6.31 markieren dabei den Weg des Wasserstoffs durch das Tanksystem.

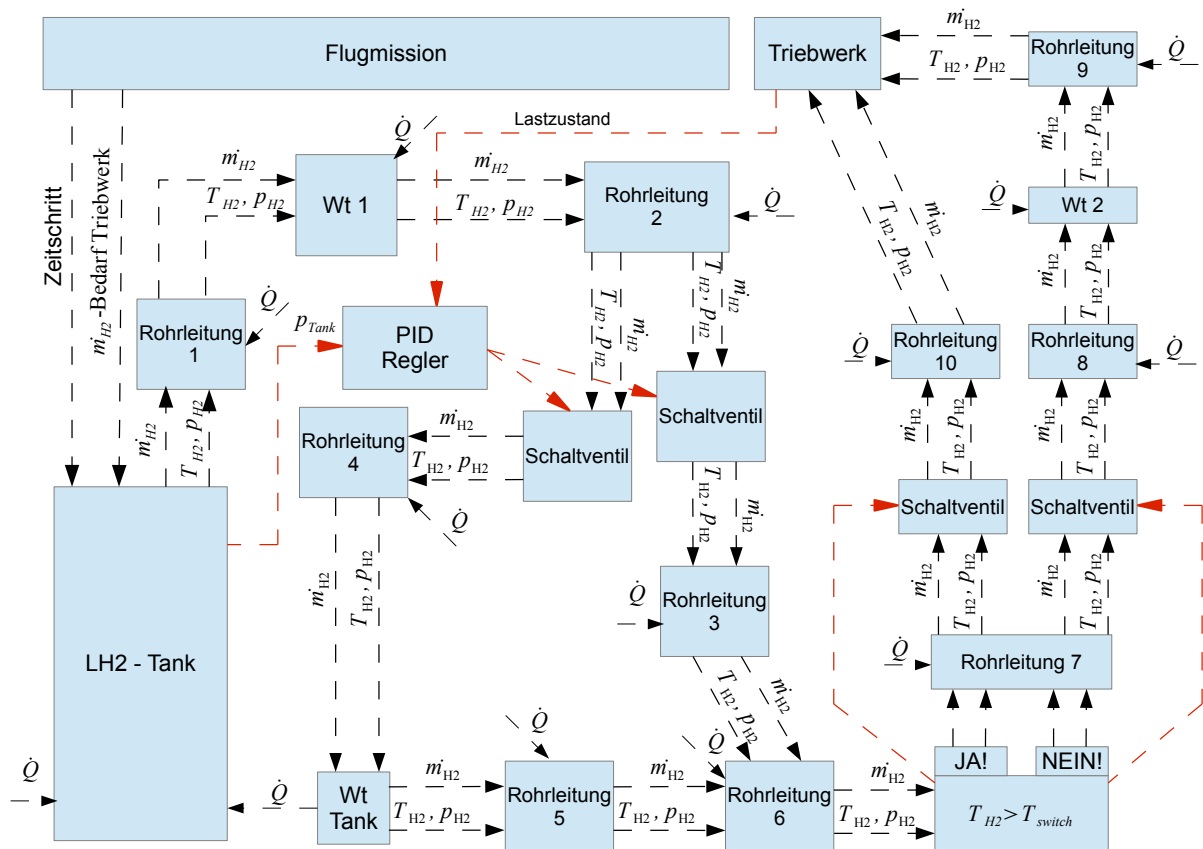


Abbildung 6.26: Aufbau und Informationstransport der Gesamtkonstruktion des LH2 Tanksystems

In Abbildung 6.27 ist die konstruktive Ausführung des LH2 Tanksystems dargestellt. Die verschiedenen Komponenten und ihre Verbindungsleitungen werden möglichst stromlinienförmig angeordnet, da sie in einem Flugzeugrumpf verbaut werden. Das Flugtriebwerk wird oberhalb des Tanksystems platziert, damit die heißen Abgase das Tanksystem und den Flugzeugrumpf nicht beschädigen.

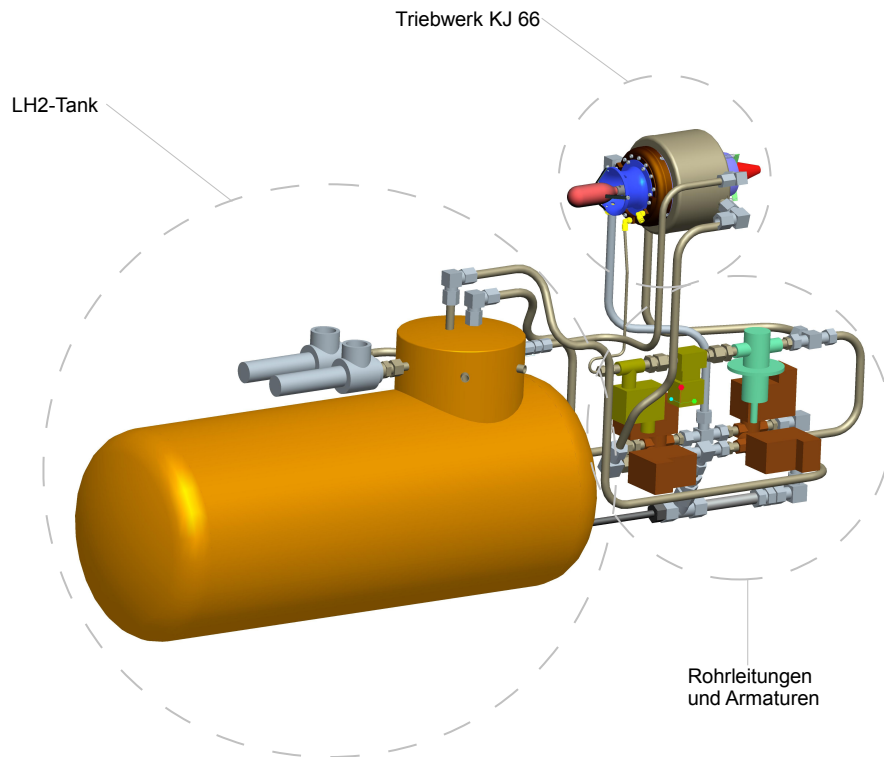


Abbildung 6.27: Konstruktive Ausführung des LH2 Tanksystems

In Abbildung 6.28 ist die Entnahme des tiefkalten gasförmigen Wasserstoffs aus dem LH2 Tank dargestellt. Der Wasserstoff fließt durch die Rohrleitung 1 in den ersten am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher.

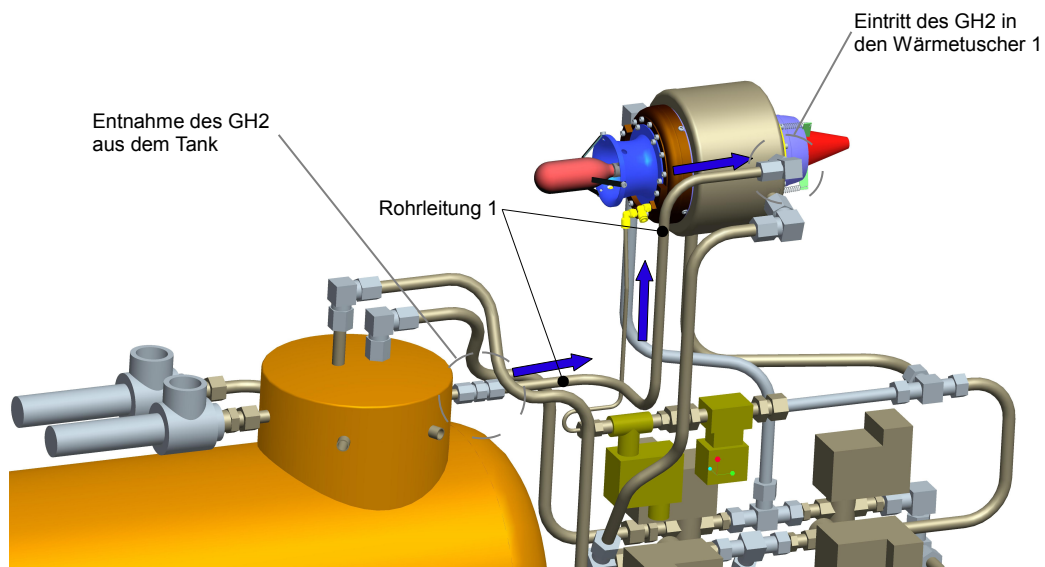


Abbildung 6.28: Entnahme des gasförmigen Wasserstoffs aus dem Tank und Einleitung in den Wärmetauscher 1

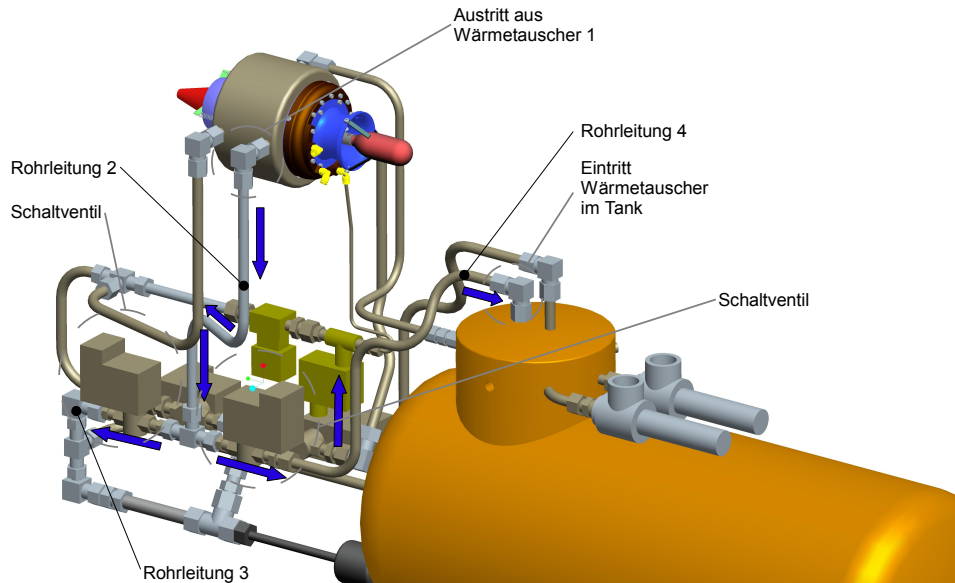


Abbildung 6.29: Austritt des GH2 aus dem Wärmetauscher 1 und Einleitung in den Wärmetauscher im Tank

Der gasförmige Wasserstoff verlässt den Wärmetauscher 1, wie in Abbildung 6.29 ersichtlich, und fließt über die Rohrleitung 2 in ein T-Stück.

An den beiden Ausstritten des T-Stücks sind zwei Schaltventile angeordnet, die den weiteren Weg des Wasserstoffs bestimmen. Ist der Tankdruck zu gering, wird der GH2 über die Rohrleitung 4 in den im Tank befindlichen Wärmetauscher geleitet, ansonsten fließt er über die Rohrleitung 3 direkt zur Temperaturmessstrecke.

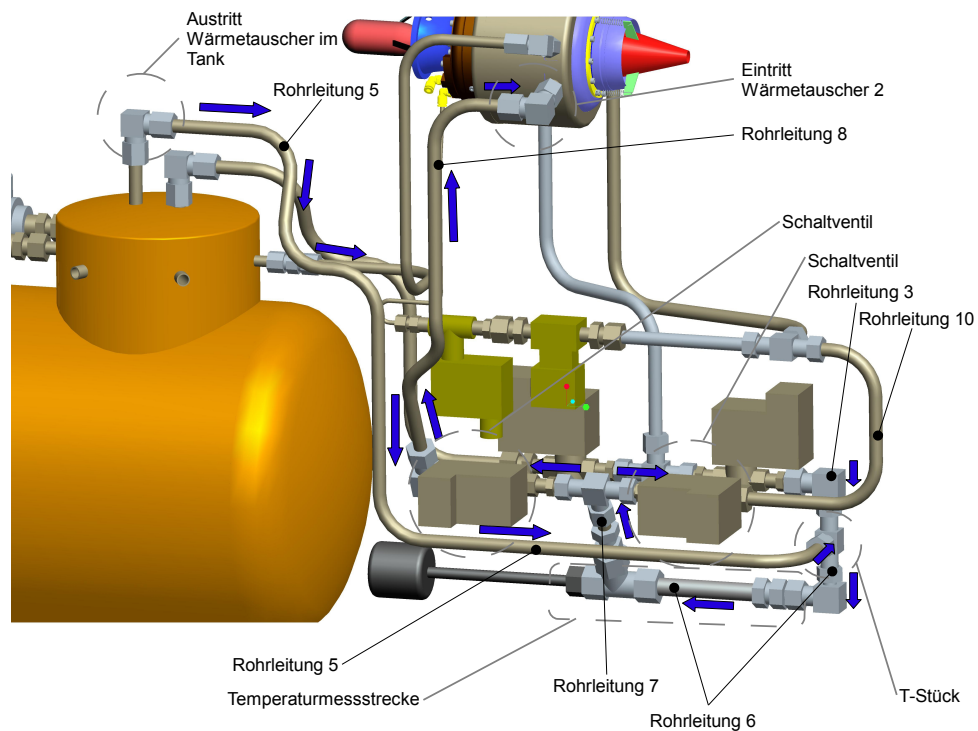


Abbildung 6.30: Temperaturmessstrecke und Schaltstrecke zur Zufuhr in den zweiten Wärmetauscher

Wie in Abbildung 6.30 zu erkennen ist, verlässt der gasförmige Wasserstoff den im Tank befindlichen Wärmetauscher und fließt über die Rohrleitung 5 zu einem T-Stück, das die Rohrleitungen 3 und 5 mit der Rohrleitung 6 verbindet. Danach durchläuft der Wasserstoff die Temperaturmessstrecke, die in der Rohrleitung 6 angeordnet ist. Der Wasserstoff fließt in ein T-Stück, an dessen Enden je ein Schaltventil angeordnet ist. Ist die Wasserstofftemperatur zu gering, wird der Wasserstoff über die Rohrleitung 8 in den zweiten am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher geleitet. Ist die Wasserstofftemperatur hoch genug, wird der Wasserstoff vom T-Stück durch die Rohrleitung 10 weiter Richtung Triebwerk geleitet.

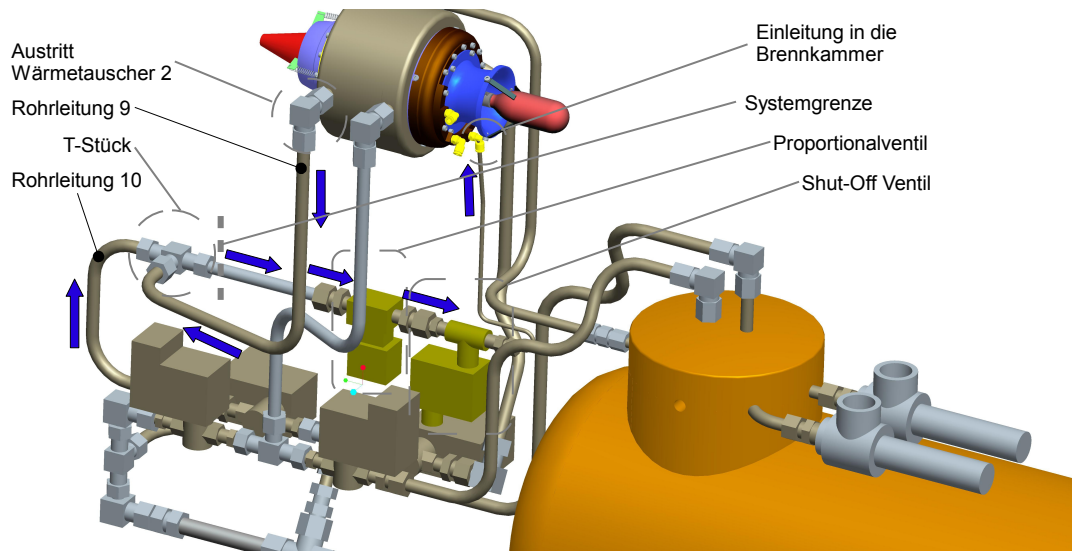


Abbildung 6.31: Austritt aus Wärmetauscher 2 und Einleitung in das Triebwerk

Der gasförmige Wasserstoff verlässt den Wärmetauscher 2 fließt über die Rohrleitung 9 zu einem T-Stück, wo die Rohrleitungen 9 und 10 wieder zusammengeführt werden. Dieses T-Stück markiert das Ende des LH2 Tanksystems (6.31).

Bevor der Wasserstoff in das Triebwerk eingeleitet wird, wird der Wasserstoff durch ein Proportional- und ein Shut-Off Ventil geleitet, die zur Triebwerksregelung dienen.

6.9.2 Masse, Abmessungen und Anschaffungskosten des LH2 Tanksystems

In diesen Abschnitt werden die verwendeten Bauteile des konstruierten LH2 Tanksystems aufgelistet und, soweit möglich, die Masse und die Anschaffungskosten abgeschätzt.

In der Stückliste des LH2 Tanksystems (Tabelle 6.15) sind alle verwendeten Komponenten sowie deren Masse und Anschaffungskosten aufgelistet.

Für das gesamte Tanksystem ergibt sich unbetankt eine Masse von 12,126 kg, dabei nehmen die Sicherheits- und Schaltventile mehr als ein Drittel der Gesamtmasse ein. Der Grund dafür ist die Bauweise der Ventile, die für stationäre Anwendungen ausgelegt sind, bei denen die Masse kein Kriterium ist.

Durch den Einsatz von Aluminium konnte das Gesamtgewicht des Tanksystems gering gehalten werden und es bleibt somit noch relativ viel Spielraum zur maximalen Startmasse von 25 kg. Die Angebote der verwendeten Zukaufteile sind im Anhang B ersichtlich.

Die wichtigsten Abmessungen des Tanksystems sind in Abbildung 6.32 ersichtlich, und bilden die Basis für die Größe, sowie die Form des Trägerflugzeuges.

Bezeichnung	Hersteller	Lieferant/Angebot	Rohr AD [mm]	Bestellnr.	Stückzahl	Stückpreis	Material	Stückmasse [kg]
Armaturen	Swagelok	verfügbar						
Einschraubverschraubung			12	12M0-1-8RT	2	€ 16,80	Al 6061	0,036
Winkelverschraubung 90°			10	10M0-9	1	€ 20,00	Al 6061	0,036
Winkelverschraubung 90°			12	12M0-9	5	€ 33,05	Al 6061	0,058
Gerade Verschraubung			10	10M0-6	1	€ 16,10	Al 6061	0,023
T-Verschraubung			12	12M0-3	4	€ 45,90	Al 6061	0,061
Einschraubadapter (RT)			12	12-MTA-1-4R	7	€ 12,20	Al 6061	0,012
Einschraubverschraubung			12	12M0-1-4RT	4	€ 14,55	Al 6061	0,025
Winkelreduzierverschraubung 90°			12	12M0-2R-12M	3		Al 6061	0,060
Reduzierschraubung			16	16M0-R-12M	1	€ 36,95	Al 6061	0,025
T-Aufschraubverschraubung			16	16M0-3TFT	1	€ 71,70	Al 6061	0,098
Reduzierschraubung			12	12M0-R-16M	1	€ 16,40	Al 6061	0,025
					Kosten	€ 687,20	Masse	1,18
Rohrleitungen	Swagelok	-						
Rohr AD 10mm, Wandstärke 1mm			10		1 m		Al 6061	0,041
Rohr AD 12mm, Wandstärke 1,2mm			12		5 m		Al 6061	0,284
Rohr AD 16mm, Wandstärke 1,5mm			16		0,5 m		Al 6061	0,025
							Masse	0,350
Sicherheitsventil / Boil-Off Ventil	Herose	verfügbar						
06800 mit Faltenb. Sitzgr. 12,5mm					2	€ 354,80	Edelstahl	1,000
					Kosten	€ 709,60	Masse	2,000
Schaltventil	Asco-Numatics	verfügbar						
SCE263-209LT					4	€ 353,28	Edelstahl	0,500
					Kosten	€ 1.413,12	Masse	2,000
Temperatursensor	Krohe	verfügbar						
OPTITEMP TRA-S 22					1	€ 270,72		0,500
					Kosten	€ 270,72	Masse	0,500
Tankisolation	Saitec	-						
Wärmetauscher am Triebwerk							Masse	0,900
Triebwerk KJ66							Masse	0,490
LH2-Tank							Masse	1,000
							Masse	3,030
Bauteile der Triebwerksregelung								
Proportionalventil SIRAI LV191V01								0,309
Shut-Off Ventil Asco-Num. SCE272								0,370
							Masse	0,68
					Gesamtkosten	€ 3.080,64	Gesamtmasse	12,126

Tabelle 6.15: Stückliste des LH2 Tanksystems

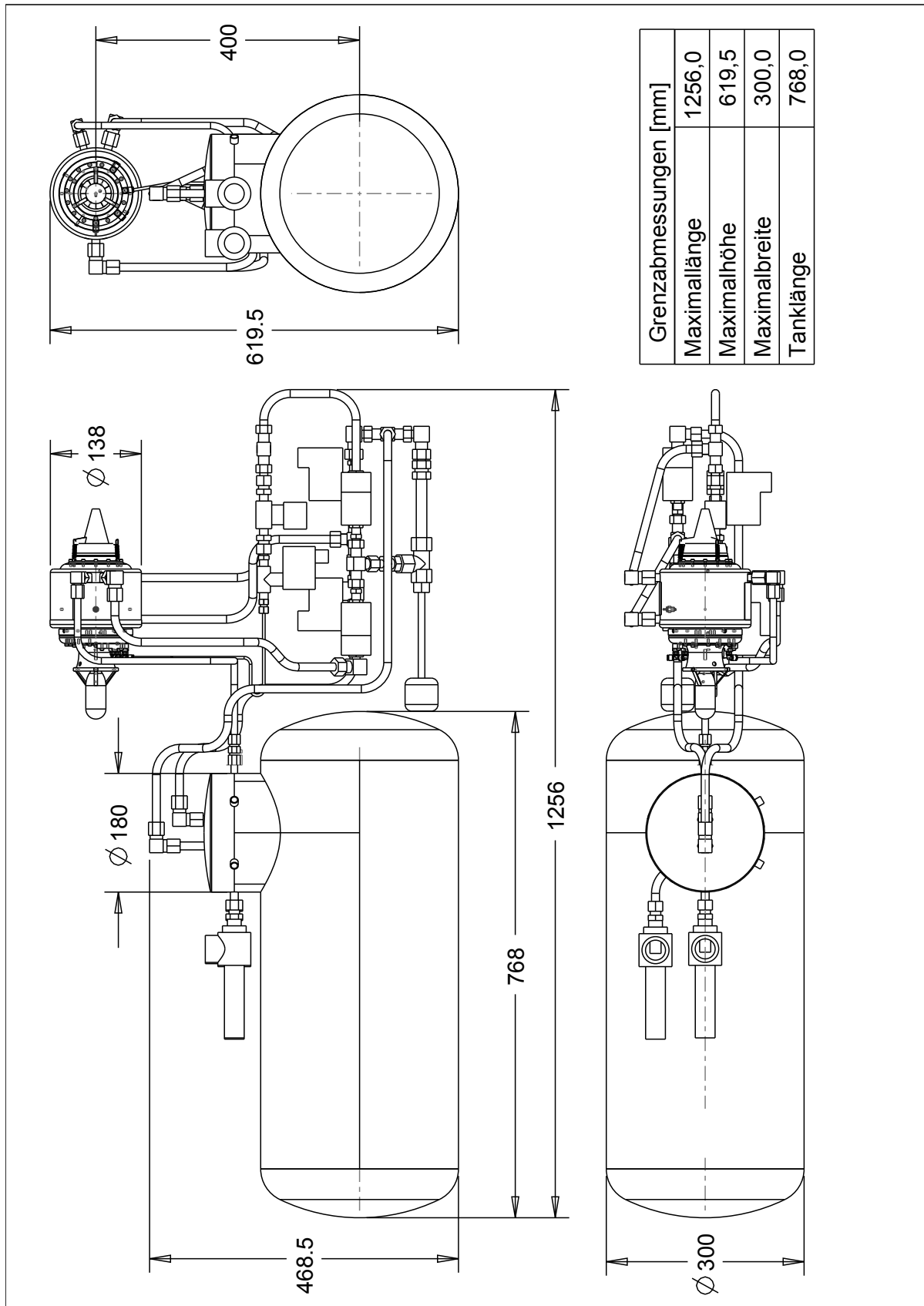


Abbildung 6.32: Abmessungen des Tanksystems

6.9.3 Aerodynamische Auslegung des Trägerflugzeuges

Die aerodynamische Auslegung des Trägerflugzeuges wurde mit dem für den Modellbau entwickelten Programm FLZ-Vortex [5] durchgeführt.

Für die Flugprofile, für Tragflächen, Höhen- und Seitenleitwerk fiel die Wahl auf strömungstechnisch robuste und im Motorflug erprobte Profile, da die Flugstabilität einer aerodynamisch ausgereiften Flugleistung vorzuziehen ist.

Da das Flugzeug ferngesteuert wird, ist eine niedrige Start- und Landegeschwindigkeit von Vorteil, deshalb wurden die Tragflächen mit je einer Klappe versehen. Dank der Klappen kann auch der Einstellwinkel der Tragflächen verringert werden, und somit eine höhere Endgeschwindigkeit erreicht werden, bei der die volle Triebwerksleistung abgerufen werden kann.

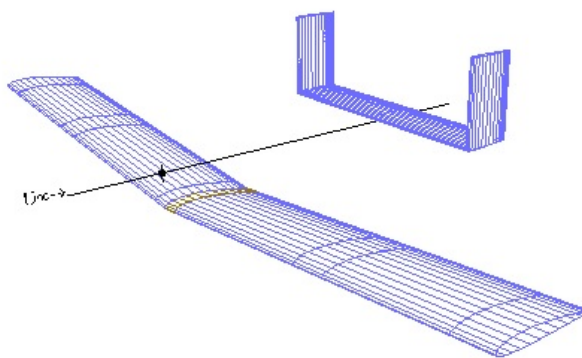


Abbildung 6.33: 3-D Darstellung der Flügelflächen im Programm FLZ-Vortex [5]

In Abbildung 6.33 ist eine 3-D Darstellung der Flügelflächen des Trägerflugzeuges dargestellt, wie es im Programm FLZ-Vortex erstellt werden kann. Wie in Abbildung 6.33 zu sehen ist, wird das Seitenleitwerk geteilt ausgeführt, mit dem Zweck das Triebwerk zentral auf dem Flugzeug zu montieren, ohne mit dem heißen Abgasstrahl das Seitenleitwerk zu beschädigen.

Im verwendeten Programm werden die einzelnen Flügel angegeben und in Segmente geteilt. Die Segmente der Flügelfläche werden dabei vom Flugzeugrumpf bis zur Spitze fortlaufend nummeriert.

Das in den Tabellen 6.16 - 6.18 verwendete Koordinatensystem hat dabei folgenden Bezug und ist in Abbildung 6.47 ersichtlich.

Mit x-Achse wird die Längsachse bezeichnet, wobei der Nullpunkt an der Spitze der Tragfläche liegt. Die y-Achse ist die Querachse mit der Symmetrielinie als Ursprung, und die z-Achse ist die Vertikalachse mit dem Schwerpunkt des Tanksystems als Nullpunkt. Die Klappentiefe wird in Prozent der Profiltiefe angegeben.

Tragfläche				
Profil	NACA2412			
Profiltiefe [m]	0,500			
Position x-Achse [m]	0,000			
Position y-Achse [m]	0,000			
Position z-Achse [m]	-0,186			
V-Winkel [°]	5,00			
Segment	Breite [m]	Einstellwinkel [°]	Klappentiefe [%]	Klappenbezeichnung
1	0,100	2,00		
2	0,900	2,00	30,00	Start-Landeklappen
3	0,100	2,00		
4	0,500	2,00	35,00	Querruder
5	0,100	2,00		
Flügelänge [m]:	1,700			

Tabelle 6.16: Aufbau der Tragfläche

In Tabelle 6.16 sind die Abmessungen der Tragfläche des Trägerflugzeuges eingetragen. Die Gesamtlänge der Tragfläche beträgt 1,7 Meter bei einer konstanten Profiltiefe von 0,5 m. Es wurde das NACA2412 gewählt da es im Motorflug erprobt und relativ robust in Bezug auf Falschanströmung und Oberflächenbeschaffenheit ist. Der Flügel besitzt eine 0,9 Meter breite Start- und Landeklappen, um eine niedrige Start- und Landegeschwindigkeit zu gewährleisten. Das Querruder hat eine Breite von 0,5 Meter und ist 0,1 Meter entfernt von der Flügelspitze angeordnet.

Höhenleitwerk				
Profil	NACA0010			
Position x-Achse [m]	1,400			
Position y-Achse [m]	0,000			
Position z-Achse [m]	0,019			
Profiltiefe [m]	0,300			
Segment	Breite [m]	Einstellwinkel [°]	Klappentiefe [%]	Klappenbezeichnung
1	0,750	1,30	35,00	Höhenruder
Flügelänge [m]:	1,500			

Tabelle 6.17: Aufbau des Höhenleitwerks

In Tabelle 6.17 sind die Daten des Höhenleitwerks eingetragen. Der Flügel hat eine Gesamtlänge von 1,5 Meter eine Profiltiefe von 0,3 Meter, und hat die Profilform NACA0010. Die Vorderkante des Höhenleitwerks liegt 1,4 Meter hinter der Tragfläche.

Seitenleitwerk				
Profil	NACA0010			
Position x-Achse [m]	1,400			
Position y-Achse [m]	0,750			
Position z-Achse [m]	0,019			
Profiltiefe [m]	0,300			
Segment	Breite [m]	Einstellwinkel [°]	Klappentiefe [%]	Klappenbezeichnung
1	0,500	0,00	35,00	Seitenruder
Flügelänge [m]:	2 x 0,500			

Tabelle 6.18: Aufbau des Seitenleitwerks

Das Seitenleitwerk hat ebenfalls die Profilform NACA0010 und wird geteilt ausgeführt (Tab. 6.18).

Die aerodynamische Auslegung erfolgt für drei Flugszenarien und wird am vollgetankten Flugzeug vorgenommen. Bei fortlaufendem Betrieb wird die Masse des Flugzeuges abnehmen, und der Schwerpunkt wandert Richtung Heck. Dadurch wird es während der Flugmission zu leichten Abweichungen der unten angegebenen Einstellwinkel für die verwendeten Klappen kommen.

6.9.3.1 Start und Steigflug

Die Anforderungen an den Start sind eine Startgeschwindigkeit in der Größenordnung von 50 km/h , um den Piloten nicht zu überfordern und die Anforderungen an die Laufeigenschaften des Fahrwerks gering zu halten.

Einstellwinkel Tragfläche [°]	2,00
Klappenwinkel Landeklappen [°]	35,00
Einstellwinkel Höhenleitwerk [°]	1,30
Klappenwinkel Höhenleitwerk [°]	-6,40
Anstellwinkel [°]	1,00

Tabelle 6.19: Klappen- und Einstellwinkel beim Startvorgang

In Tabelle 6.19 sind die Einstellwinkel der einzelnen Flügelflächen sowie die Klappenwinkel der einzelnen Klappen während des Startvorgangs eingetragen. Der Einstellwinkel der Tragflächen und des Höhenleitwerks sind dabei fixe Größen und werden nicht variiert. Das Fahrwerk erzeugt beim Start einen Anstellwinkel von 1 Grad .

Für diese Eingabedaten ergibt sich folgendes Ergebnis.

Stabilitätsmaß [%]	28,81
Schwerpunktlage [m]	0,191
Fluggeschwindigkeit [m/s]	13,55
Widerstandskraft [N]	24,44
Gleitzahl des Flugzeuges	10,03

Tabelle 6.20: Ergebnis der Berechnung beim Startvorgang

Das Stabilitätsmaß ist eine Größe, die die Flugstabilität um die Querachse beschreibt, ein Wert $> 25\%$ ist laut Angaben der Programmbeschreibung von FLZ Vortex wünschenswert. Für jede Variation und Kombination der Klappenwinkel ergibt sich ein Flugzeugsschwerpunkt entlang der Flugzeuglängsachse, der stabilen Horizontalflug gewährleistet. Der Schwerpunkt wurde im Vorhinein mit $x = -0,015m$ festgelegt. Bei der Berechnung wird dieser Wert iterativ angenähert bis eine ausreichende Übereinstimmung vorliegt. Der Luftwiderstand liegt weit unterhalb des Maximalschubs des Triebwerks und die Abhebegeschwindigkeit liegt mit umgerechnet 48,8 km/h im gewünschten Bereich, wie in Tabelle 6.20 ersichtlich ist.

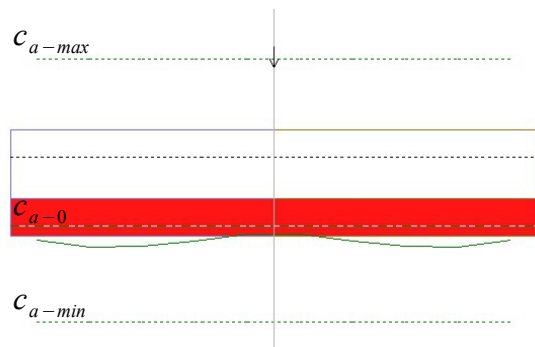


Abbildung 6.34: Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang des Höhenleitwerks

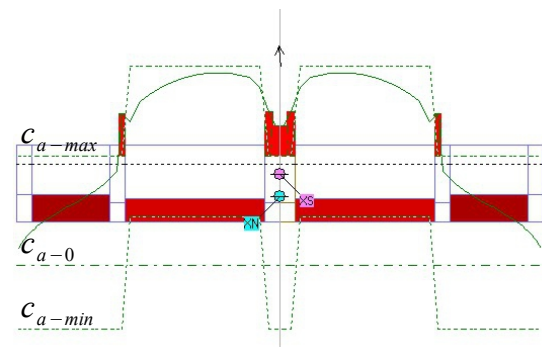


Abbildung 6.35: Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang der Tragflächen

In den Abbildungen 6.34 und 6.35 sind die Verläufe des Auftriebsbeiwertes c_a (durchgezogene Linie) ersichtlich. Die strichlierten Linien am oberen und unteren Rand der Zeichnung stellen den theoretischen Maximalwert und Minimalwert von c_a dar, sie sind mit c_{a-max} und c_{a-min} gekennzeichnet. Die strichpunktierte Linie, welche mit c_{a-0} gekennzeichnet ist, stellt die Nulllinie des Auftriebsbeiwertes dar.

Steigt der Wert von c_a über den Maximalwert bzw. sinkt unter den Minimalwert, kommt es zum Strömungsabriss an der betroffenen Stelle. In Abbildung 6.35 ist eindeutig der erhöhte Auftrieb aufgrund der Stellung der Landklappen zu erkennen. Es kommt zum leichten Strömungsabriss zwischen den beiden Klappen, was aber für des Gesamtauftrieb der Tragfläche unproblematisch ist.

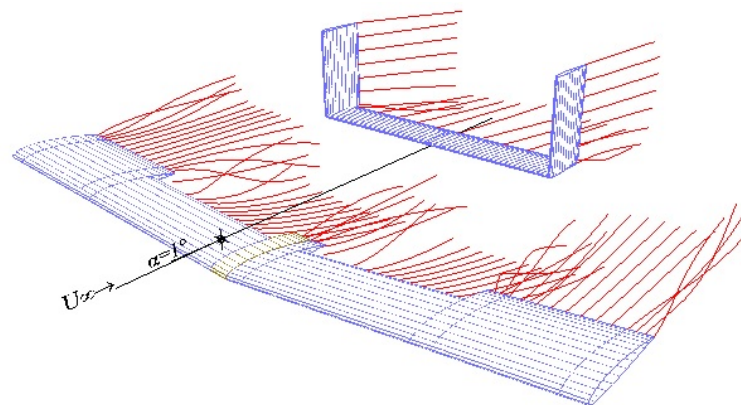


Abbildung 6.36: 3-D Darstellung der Strömungsverhältnisse beim Start

Das Programm FLZ-Vortex ermöglicht auch die graphische Darstellung der Strömungsverhältnisse, wie in Abbildung 6.36 dargestellt ist. Ebenso ist es möglich, den maximal möglichen Steigwinkel bei gegebenen Schub zu berechnen.

Mit der oben angeführten Klappeneinstellung und Maximalschub ergibt sich ein maximaler Steigwinkel von 9,3 Grad.

6.9.3.2 Horizontalflug bei neutraler Klappenstellung

Im folgenden Abschnitt werden die Ergebnisse für den Horizontalflug bei neutraler Stellung der Landklappen erörtert.

Die in Tabelle 6.21 aufgelisteten Eingabedaten führen zu folgendem Ergebnis.

Das Stabilitätsmaß liegt im geforderten Bereich und die Fluggeschwindigkeit beträgt ca. 100km/h , was relativ hoch für ein Modellflugzeug ist. Das Triebwerk wird beim Horizontalflug in dieser

Einstellwinkel Tragfläche [°]	2,00
Klappenwinkel Landeklappen [°]	0,00
Einstellwinkel Höhenleitwerk [°]	1,30
Klappenwinkel Höhenleitwerk [°]	0,00
Anstellwinkel [°]	0,00

Tabelle 6.21: Klappen- und Einstellwinkel beim Horizontalflug

Konfiguration allerdings nur gering belastet, der Flugwiderstand liegt weit unterhalb der Maximalleistung des Triebwerks (Tab. 6.22).



Abbildung 6.37: Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang des Höhenleitwerks

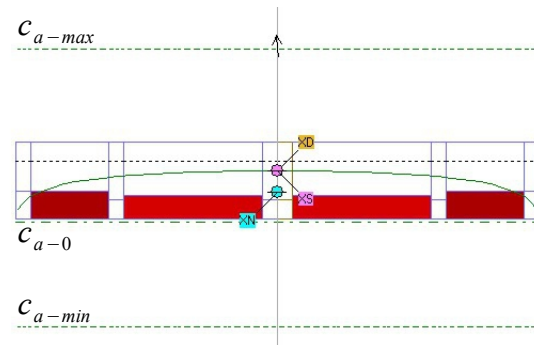


Abbildung 6.38: Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang der Tragflächen

In den Abbildungen 6.37 und 6.38 sind die Auftriebsbeiwerte des Höhenleitwerks und der Tragfläche, sowie deren Maximal- und Minimalwerte dargestellt.

Wie zu erkennen ist, liegt c_a in beiden Fällen weit entfernt vom Maximal- oder Minimalwert.

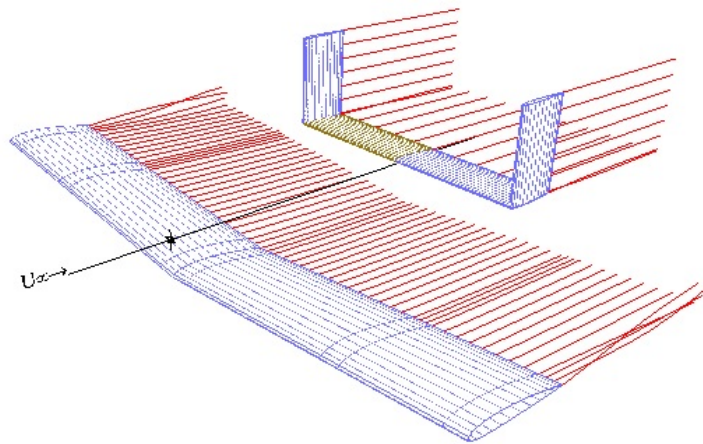


Abbildung 6.39: 3-D Darstellung der Strömungsverhältnisse beim Horizontalflug

Stabilitätsmaß [%]	28,34
Schwerpunktlage [m]	0,191
Fluggeschwindigkeit [m/s]	27,65
Widerstandskraft [N]	15,319
Gleitzahl des Flugzeuges	13,75

Tabelle 6.22: Ergebnis der Berechnung für den Horizontalflug mit neutraler Klappenstellung

Wie in Abbildung 6.39 zu erkennen ist, werden alle Profile ohne große Turbulenzen umströmt.

6.9.3.3 Hochgeschwindigkeitsflug

Um einen Horizontalflug mit maximaler Triebwerksleistung zu bewerkstelligen, müssen die Landeklappen, die eine niedrige Startgeschwindigkeit gewährleisten, auf einen negativen Wert gestellt werden. Dadurch verringert sich die Auftriebskraft der Tragflächen und man kann, durch Erhöhung der Fluggeschwindigkeit, das gesamte Leistungsspektrum des Triebwerks abfahren.

Einstellwinkel Tragfläche [°]	2,00
Klappenwinkel Landeklappen [°]	-9,50
Einstellwinkel Höhenleitwerk [°]	1,30
Klappenwinkel Höhenleitwerk [°]	-2,40
Anstellwinkel [°]	0,00

Tabelle 6.23: Klappen- und Einstellwinkel beim Hochgeschwindigkeitsflug

Die Landeklappen hat beim Hochgeschwindigkeitsflug eine Klappenstellung von $-9,5^\circ$, das Höhenruder einen Winkel von $-2,4^\circ$. Die in Tabelle 6.23 angeführten Klappenwinkel führen zu folgendem Ergebnis.

Stabilitätsmaß [%]	28,81
Schwerpunktlage [m]	0,199
Fluggeschwindigkeit [m/s]	69,96
Widerstandskraft [N]	67,11
Gleitzahl des Flugzeuges	3,65

Tabelle 6.24: Ergebnis der Berechnung für den Hochgeschwindigkeitsflug

Die Fluggeschwindigkeit beim Hochgeschwindigkeitsflug beträgt $69,96\text{m/s}$, was einer Geschwindigkeit von ca. 252km/h entspricht. Die Widerstandskraft entspricht der maximalen Triebwerksleistung (Tab. 6.24).

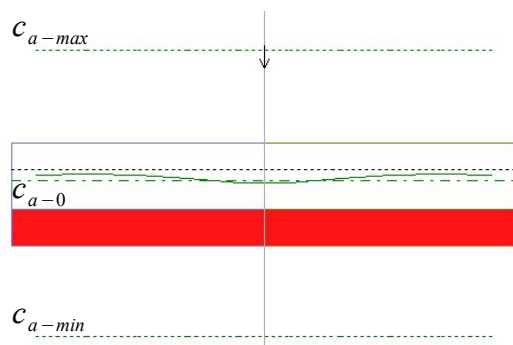


Abbildung 6.40: Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang des Höhenleitwerks beim Hochgeschwindigkeitsflug

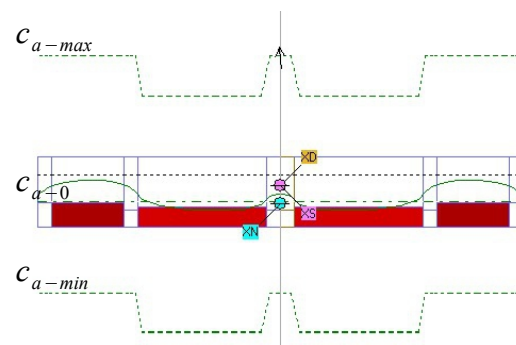


Abbildung 6.41: Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a entlang der Tragflächen beim Hochgeschwindigkeitsflug

Die Landeklappen erzeugen in dieser Flugphase Abtrieb, drücken das Flugzeug also nach unten (siehe Abbildung 6.41), was auch die niedrige Gleitzahl (Tab. 6.24) erklärt.

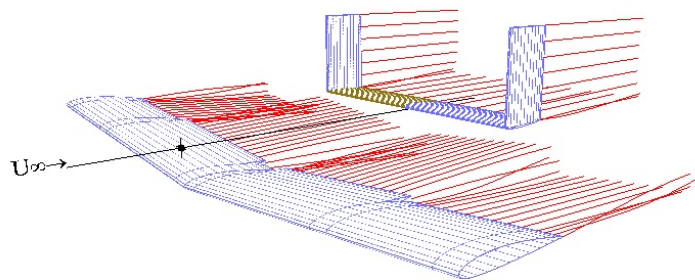


Abbildung 6.42: 3-D Darstellung der Strömungsverhältnisse beim Hochgeschwindigkeitsflug

In Abbildung 6.42 ist ebenso die umgekehrte Strömungsumlenkung von Landeklappen und der übrigen Tragfläche zu erkennen.

6.9.4 Gesamtkonstruktion mit Trägerflugzeug

Die Konstruktion des Trägerflugzeuges wird nur bezüglich der Form des Flugzeuges ausgeführt und ist in Abbildung 6.43 dargestellt.

In Abbildung 6.44 sind die einzelnen Komponenten des Trägerflugzeuges und des darin eingesetzten LH2 Tanksystems dargestellt. Die Flugzelle besteht aus einer tragenden Unterschale, auf die die Kräfte von Tragflächen und die Gewichtskraft des Tanksystems übertragen werden.

In diese Unterschale wird das Tanksystem gesetzt und mit den beiden Oberschalen verkleidet. Die vordere Oberschale dient lediglich zur Verkleidung, auf die hintere Verkleidung werden jedoch die Schubkraft des Triebwerks und die Kräfte des Höhenleitwerks übertragen.

Die Leitungen, die zum Triebwerk führen, werden mit einem NACA0030 Profil verkleidet. Diese Verkleidung nimmt auch die Triebwerkskräfte auf und überträgt sie auf die hintere Oberschale. Das Leitwerk ist, wegen des Abgasstrahls des Triebwerks, geteilt ausgeführt und wird mit zwei Aluminiumrohren mit der Flugzeugzelle verbunden. Die Flugzeugzelle ist kastenförmig mit abgerundeten Kanten ausgeführt, um eine einfache Fertigung aus GFK oder Aluminiumblech zu gewährleisten. Durch die Kastenform ergibt sich im vorderen Bereich der Flugzeugzelle auch Raum zur Unterbringung von Batterien zur Energieversorgung des Tanksystems und des Trägerflugzeuges.

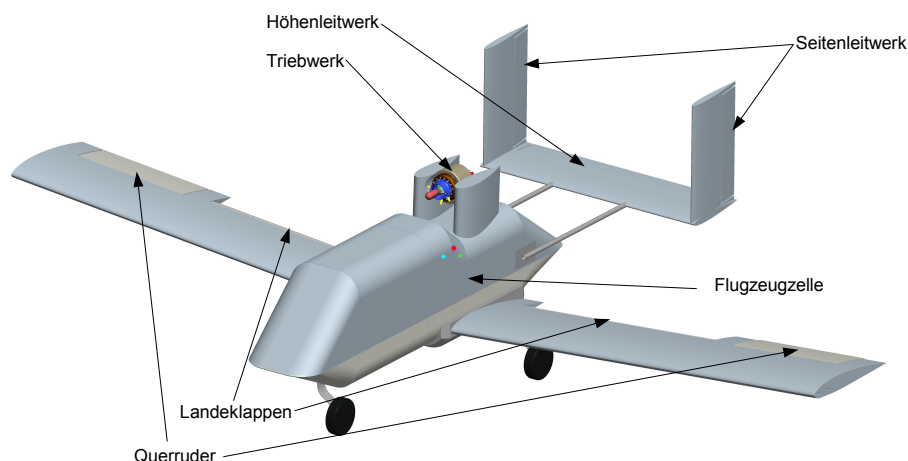


Abbildung 6.43: Konstruktive Ausführung des Trägerflugzeuges

In der Tabelle 6.25 sind die Eckdaten des Trägerflugzeuges, wie Abmessungen und Flugeschwindigkeiten, ersichtlich. In Abbildung 6.47 sind Grundriss, Aufriss und Seitenriss mit den wichtigsten Abmessungen und dem Koordinatensystem des Trägerflugzeuges dargestellt.

Wird die Tragflügel sowie das Höhenleitwerk abnehmbar ausgeführt, kann das Trägerflugzeug, aufgrund der geringen Abmessungen ohne Weiteres mit einem PKW transportiert werden.

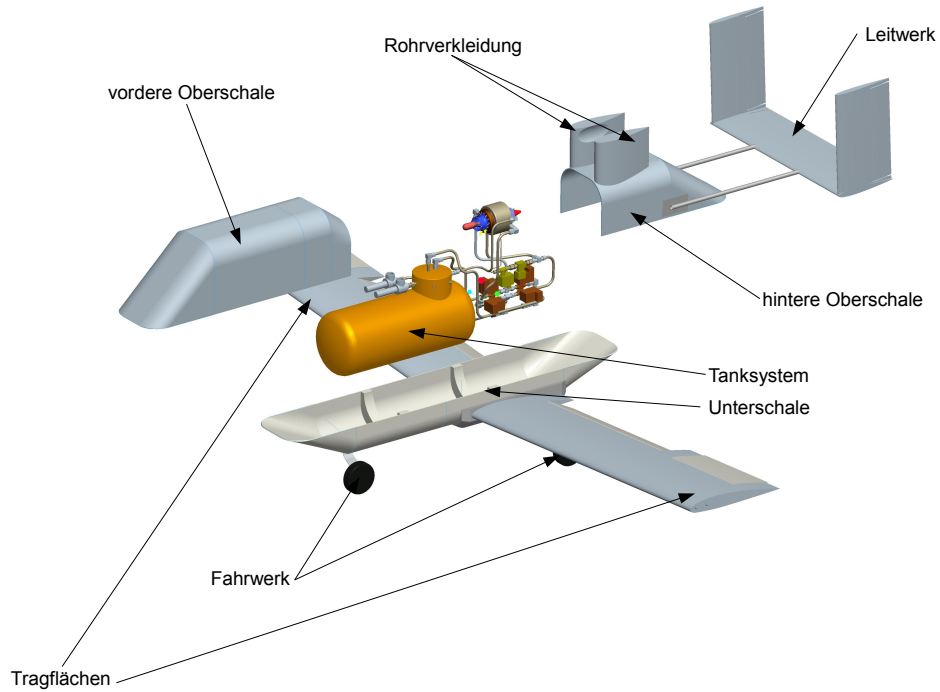


Abbildung 6.44: Einzelkomponenten des Trägerflugzeuges

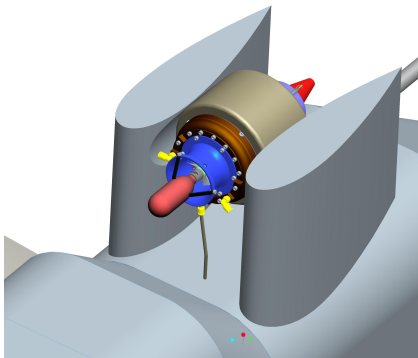


Abbildung 6.45: Konstruktion der Rohrverkleidung

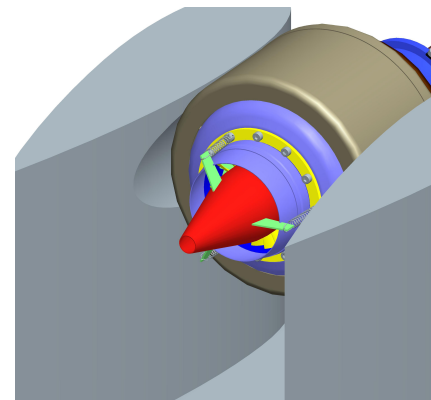


Abbildung 6.46: Konstruktion der Rohrverkleidung

Spannweite [m]	3,758
Aspect Ratio	7,6
Länge [m]	2,490
Startgewicht [kg]	25
Mindestgeschwindigkeit [km/h]	ca. 50
Maximalgeschwindigkeit [km/h]	ca. 250

Tabelle 6.25: Eckdaten des Trägerflugzeuges

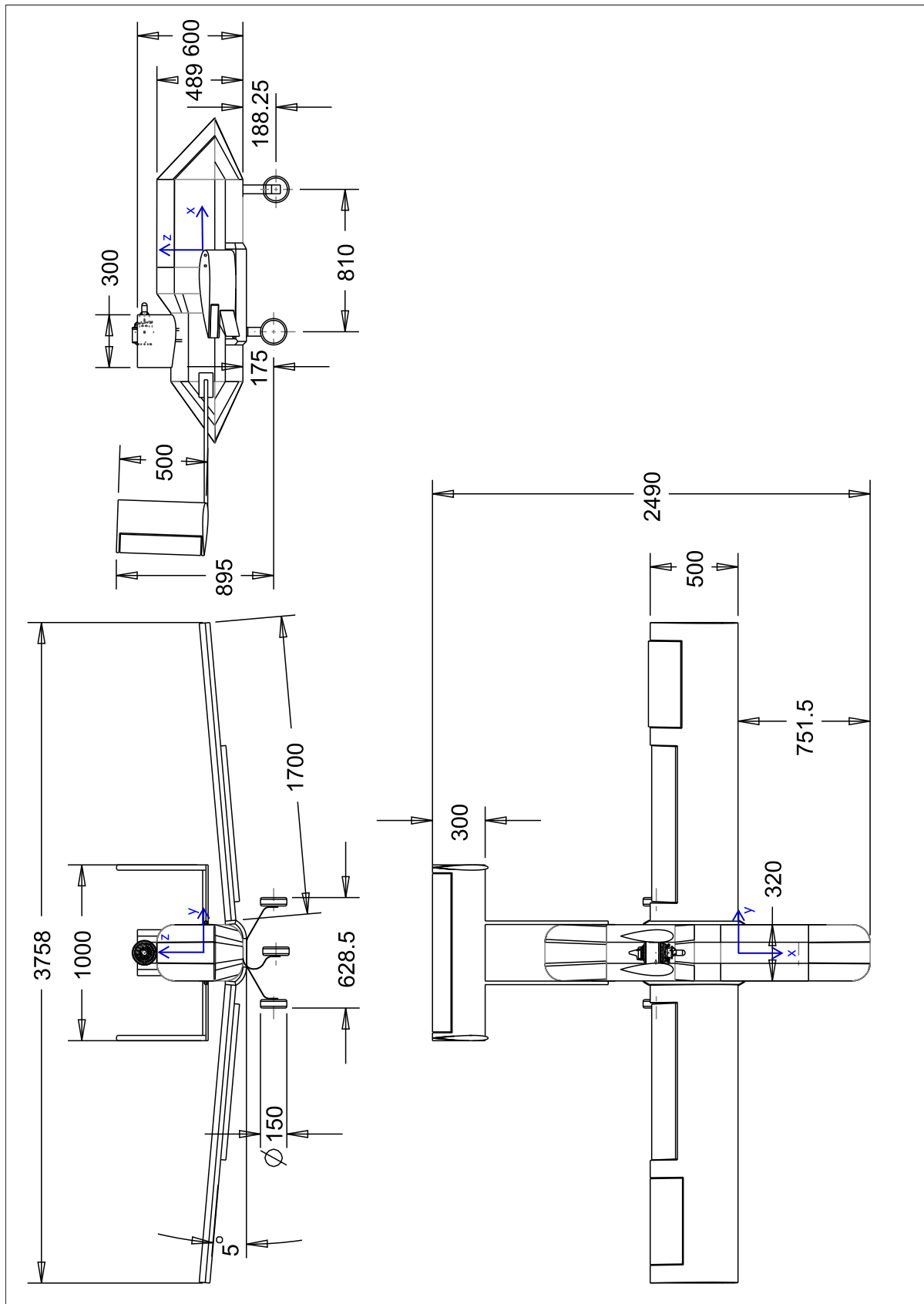


Abbildung 6.47: Abmessungen des Trägerflugzeuges

Kapitel 7

Simulation des LH2-Tanksystems

7.1 Aufbau der Simulation

In folgender Simulation wird nun das fertig konstruierte Tanksystem untersucht und eine komplette Flugmission abgefahren.

Der prinzipielle Aufbau der Simulation ist identisch mit dem in Abschnitt 5.2.1 beschriebenen Aufbau, mit dem Unterschied, dass die Anzahl der Rohrleitungen sowie die geometrischen Abmessungen der Bauteile exakt mit der Konstruktion übereinstimmen.

Im Unterschied zur Simulation im Abschnitt 5.2.1 wurde noch eine weitere Bedingung eingeführt, nämlich, dass bei einem Lastzustand des Triebwerks von $< 20\%$ kein Wasserstoff in den im Tank befindlichen Wärmetauscher geleitet wird. Diese Maßnahme dient dazu, die Austrittstemperatur des GH2 aus dem Tanksystem zu vergleichmäßigen.

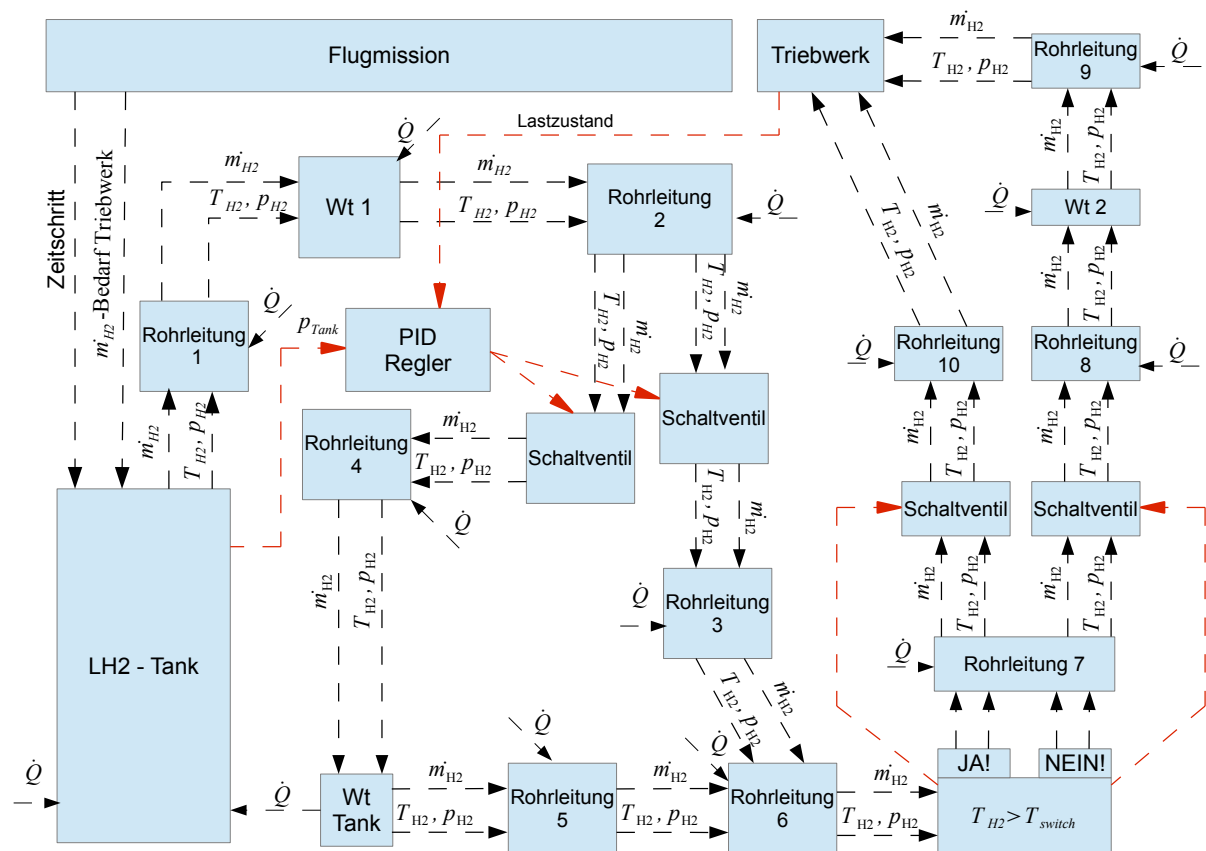


Abbildung 7.1: Aufbau und Informationstransport der Simulation des LH2-Tanksystems

In Abbildung 7.1 ist die genaue Anordnung der Komponenten dargestellt.

Der Wasserstoff wird aus der Rohrleitung 1 entnommen und fließt danach durch den ersten am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher, Wt 1.

Nach dem Austritt aus Wt 1 fließt der Wasserstoff, über Rohrleitung 2 zu den Schaltventilen, die vom PID Regler geregelt werden. Abhängig vom Tankdruck fließt der Wasserstoff danach entweder über Rohrleitung 4 zum im Tank befindlichen Wärmetauscher Wt Tank, wo ein Wärmetransport zum flüssigen Wasserstoff im Tank stattfindet, oder der Wasserstoff wird über die Rohrleitung 3 am Wt Tank vorbei geleitet.

Die Rohrleitungen 3 und 5 werden vor der Rohrleitung 6 wieder zusammengeführt. Nach der Rohrleitung 6 wird die Temperatur des Wasserstoff kontinuierlich gemessen. Kommt es zu einer Unterschreitung der festgelegten Mindesttemperatur des Wasserstoffs von 250 Kelvin, werden die darauffolgenden Schaltventile so geschaltet, dass der Wasserstoff, über Rohrleitung 7 und 8, in den zweiten am Triebwerk befindlichen Wärmetauscher Wt 2 geleitet wird, wo der Wasserstoff weiter erhitzt wird. Nach dem Passieren von Wt 2 fließt der Wasserstoff weiter Richtung Triebwerk.

Ist die Wasserstofftemperatur bei der Temperaturmessung ausreichend hoch, wird der Wasserstoff direkt über die Rohrleitungen 7 und 10 Richtung Triebwerk geleitet.

7.2 Ergebnis der Simulation

Die Ergebnisse der Simulation des konstruierten LH2-Tanksystems sollen nun Aufschluss geben, inwiefern die Anforderungen, die im Lastenheft festgelegt wurden, erfüllt werden konnten.

7.2.1 Verhältnisse im Tank

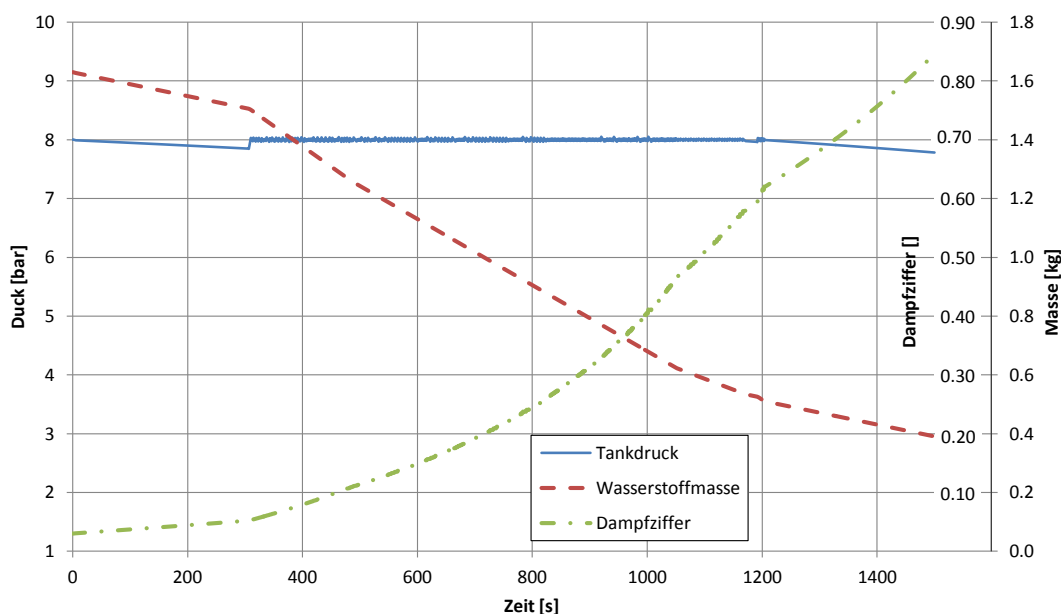


Abbildung 7.2: Verhältnisse im Tank über der Zeit

Wie in Abbildung 7.2 ersichtlich ist, fällt der Tankdruck bis zur Zeit $t = 306,5$ s auf einen Wert von 7,85 bar ab und steigt erst dann wieder auf den gewünschten Wert von 8 bar an.

Der Grund dafür ist, dass sich das Triebwerk in diesem Zeitraum in einem Lastzustand $< 20\%$ bewegt und der im Tank befindliche Wärmetauscher somit nicht zugeschaltet wird. Aus dem selben Grund sinkt der Tankdruck am Ende der Flugmission leicht unter die gewünschten 8 bar. Die Wasserstoffmasse sinkt von einem Wert von 1,63 kg am Beginn der Flugmission auf 0,39 kg am Ende. Die verbleibenden 0,39 kg können bei dieser Konstruktion nicht für die Verbrennung im Triebwerk genutzt werden.

Der Masseanteil des gasförmigen Wasserstoffs an der Gesamtwasserstoffmasse steigt im Berechnungszeitraum von $x = 0,03$ auf einen Wert von $x = 0,84$.

7.2.2 Massenströme während der Flugmission

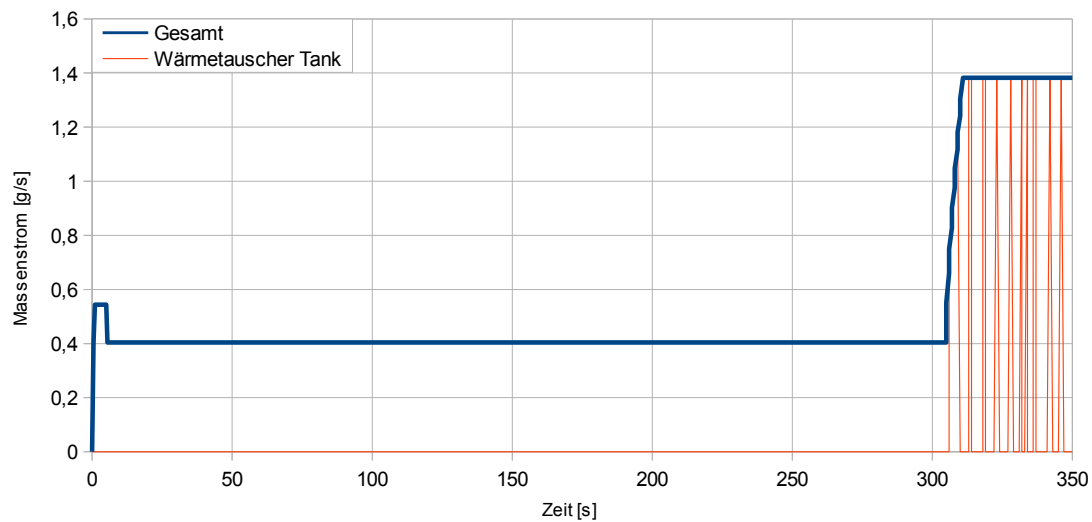


Abbildung 7.3: Massenströme im Tanksystem, erster Abschnitt

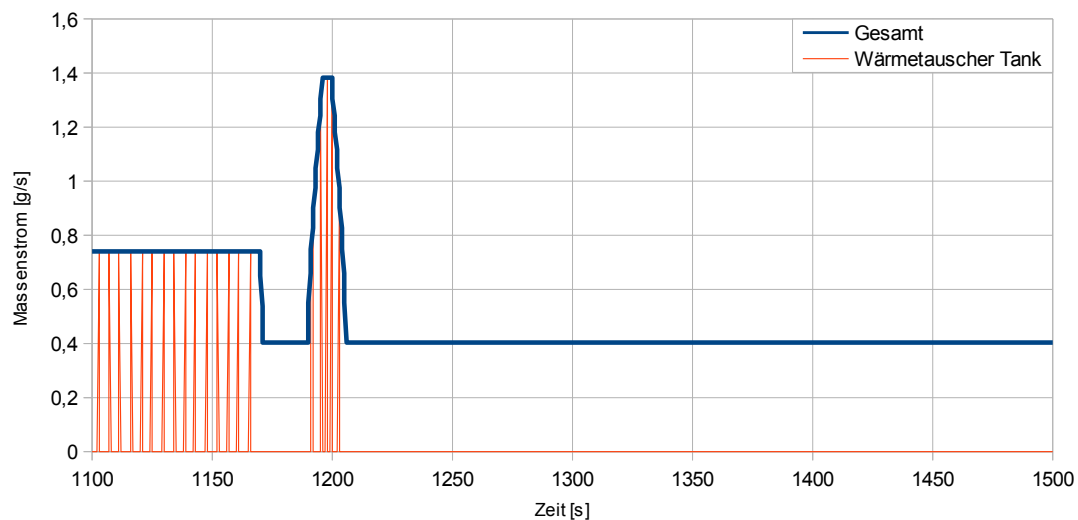


Abbildung 7.4: Massenströme im Tanksystem, letzter Abschnitt

Die Eingangsgröße des PID-Reglers ist der Tankdruck, jedoch wird unter einem Lastzustand von 20% Vollast, bis zur Zeit 306,5 Sekunden, kein Wasserstoff durch den Wärmetauscher im Tank geleitet. Erst danach wird der Wasserstoff durch den Wärmetauscher im Tank geleitet, wie in Abbildung 7.3 ersichtlich ist.

In den Abbildungen 7.3 und 7.4 sind der gesamte Wasserstoffmassenstrom und der Massenstrom durch den im Tank befindlichen Wärmetauscher dargestellt.

Aufgrund der hohen Anzahl der Schaltzyklen sind nur der Beginn und das Ende der Flugmission dargestellt.

Während der Flugmission kommt es insgesamt zu 238 Schaltzyklen der dafür zuständigen Magnetventile. In der Vollastphase werden die Ventile ca. alle fünf Sekunden geschaltet, der im Tank befindliche Wärmetauscher wird dann ca. eine Sekunde vom gasförmigen Wasserstoff durchflossen, bevor die Ventile wieder geschlossen werden.

7.2.3 Wärmeströme im Tanksystem

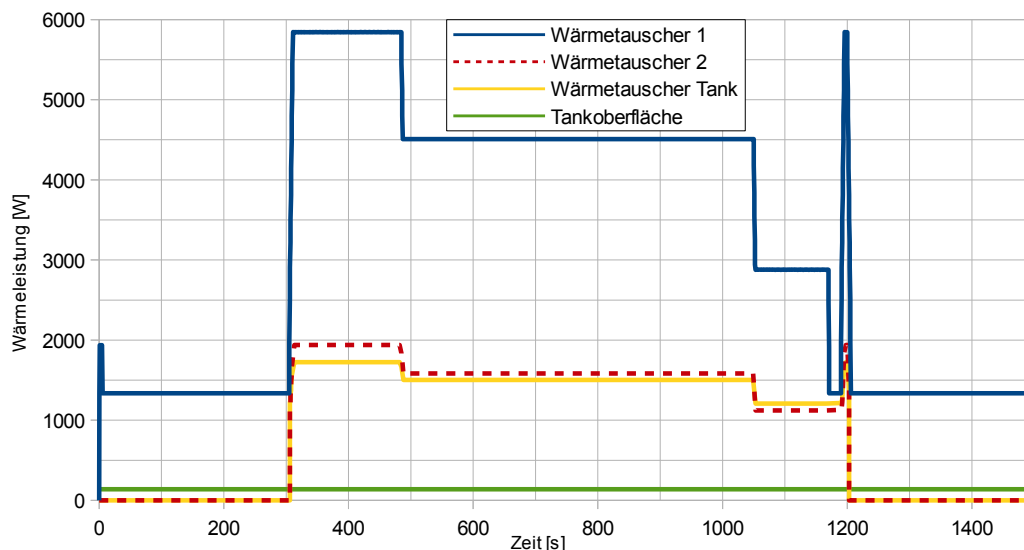


Abbildung 7.5: Wärmeströme in den Wärmetauschern

In Abbildung 7.5 sind die Wärmeströme in den Wärmetauschern des Tanksystems und der Wärmeintrag über die Tankoberfläche über die Zeit aufgetragen.

Der am Triebwerk befindliche Wärmetauscher 1 hat mit Abstand die größten Wärmeströme im Tanksystem; da die Strömungsgeschwindigkeit bei hohen Massenströmen steigt, steigt auch der Wärmeübergang zwischen Rohrleitung und GH2. Hinzu kommt, dass die Triebwerksoberfläche bei hohen Lastzuständen heißer ist, was zu einem zusätzlichen Anstieg des Wärmestromes führt. Der Wärmetauscher 2 und der im Tank befindliche Wärmetauscher sind so aufeinander abgestimmt, dass sie ungefähr die gleiche Leistung übertragen, somit wird die Temperaturabnahme durch den Wärmetauscher im Tank durch den Wärmetauscher 2 ausgeglichen.

Der Wärmestrom über die Tankoberfläche ist mit ca. 140 Watt gering im Vergleich zu den übertragenen Leistungen in den Wärmetauschern.

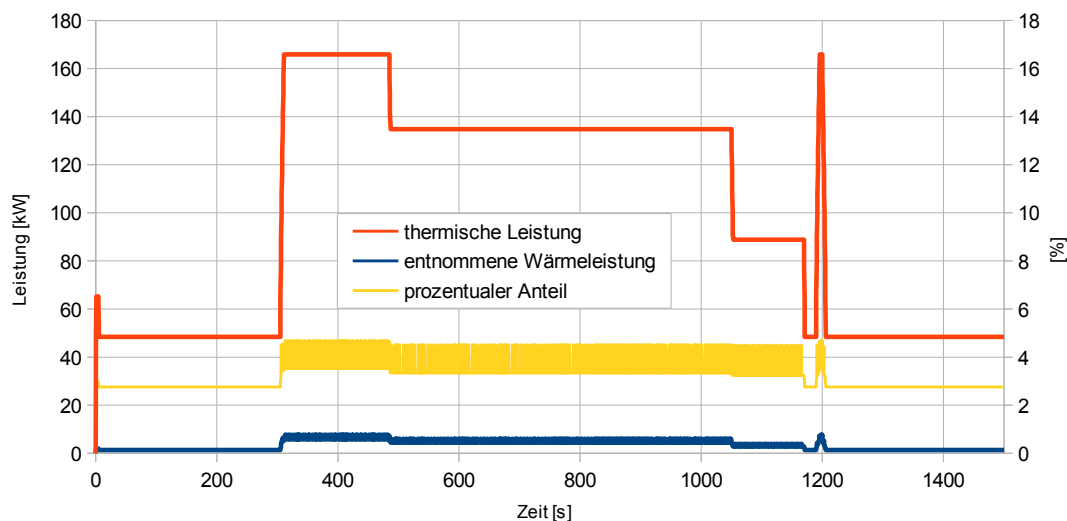


Abbildung 7.6: Thermische Leistung des Triebwerks

Um abschätzen zu können, welchen Einfluss die entnommene Wärmeleistung auf das Triebwerk hat, kann man diese mit der thermischen Leistung des Triebwerks vergleichen.

In Abbildung 7.6 sind darum die thermische Leistung des Triebwerks und die über die Wärmetauscher Wt 1 und Wt 2 entnommene Wärmeleistung aufgetragen. Die thermische Leistung des Triebwerks ergibt sich dabei aus dem Wasserstoffverbrauch und dem unteren Heizwert (Abschnitt 1.1, Tabelle 1.1), und wird unter der Annahme einer vollständigen Verbrennung errechnet. Ebenso ist der prozentuale Anteil der entnommenen Wärmeleistung an der thermischen Leistung aufgetragen.

Wie zu erkennen ist, beträgt der Anteil der entnommenen Wärmeleistung, je nach Lastzustand, lediglich 2,7% bis 4,7% der thermischen Leistung des Triebwerks.

7.2.4 Strömungsgeschwindigkeiten

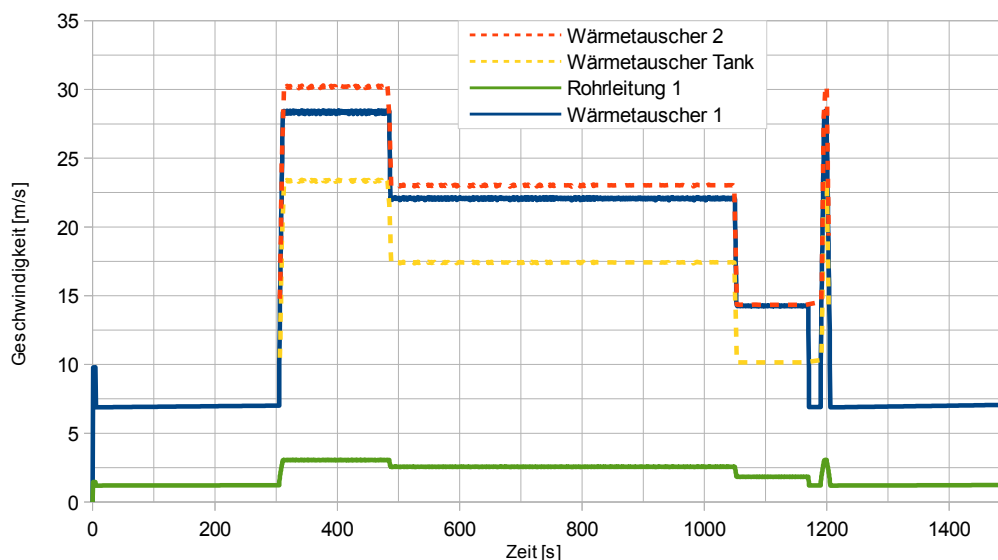


Abbildung 7.7: Austrittsgeschwindigkeiten aus den Komponenten des Tanksystems

Abbildung 7.7 stellt die Strömungsgeschwindigkeiten im Tanksystem dar. Der Maximalwert liegt bei ca. 32 m/s , und tritt im Wärmetauscher 2 auf. Es sind nur die Rohrleitung 1 und die Wärmetauscher angeführt, da die restlichen Rohrleitungen die selben oder größere Rohrdimensionen wie die Wärmetauscher haben und die Temperatur ähnlich ist.

Die geforderte Maximalgeschwindigkeit von 50 m/s wurde zwar unterschritten, jedoch ist es aufgrund der niedrigen Temperatur in Rohrleitung 1 sinnvoll, die Machzahl der Strömungen zu betrachten.

In Abbildung 7.8 sind die Machzahlen in den Bauteilen über die Zeit aufgetragen. Wie zu erkennen ist, liegen die Strömungsgeschwindigkeiten weit unter den jeweiligen Schallgeschwindigkeiten. Somit kann die Strömung als inkompressibel betrachtet werden.

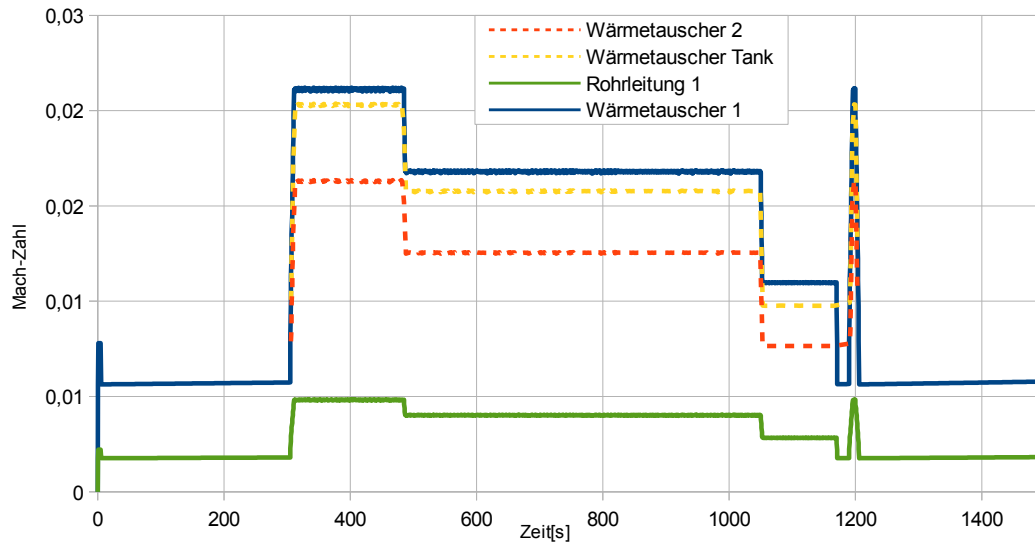


Abbildung 7.8: Mach-Zahlen der Massenströme

7.2.5 Oberflächentemperaturen

Die Oberflächen des LH2-Tank sowie die Rohrleitungen werden mit einer Schaumisolation isoliert. Beim Tank geschieht dies vorwiegend, um den Wärmeeintrag aus der Umgebung zu begrenzen, jedoch muss auch gewährleistet werden, dass es zu keiner Verflüssigung von Sauerstoff an den Oberflächen der Bauteile kommt.

Der in der Luft enthaltene Sauerstoff kondensiert bei einer Temperatur von 90 Kelvin ($-183\text{ }^{\circ}\text{C}$), die Oberflächentemperaturen der Isolationen von Tank und Rohrleitungen sollten deshalb über diesem Wert liegen.

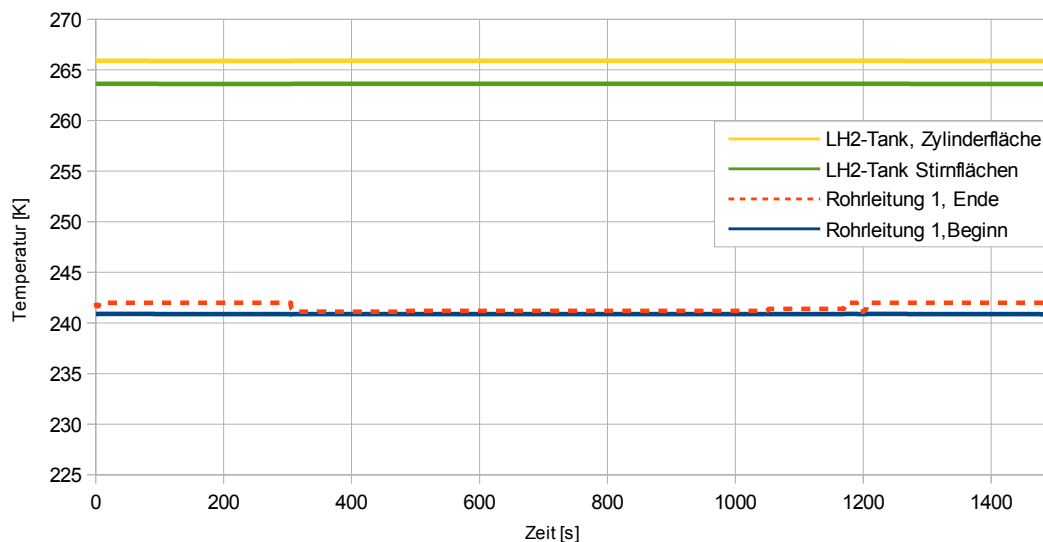


Abbildung 7.9: Oberflächentemperaturen der isolierten Bauteile

In Abbildung 7.9 sind die Oberflächentemperaturen der Rohrleitung 1 und des LH2-Tanks über die Zeit aufgetragen.

Der LH2-Tank besitzt die isolierte Zylinderfläche sowie die beiden Stirnflächen, die allerdings aufgrund der gleichen Isolationsdicke die gleiche Temperatur aufweisen. Es sind zwar alle Rohrleitungen mit der gleichen Isolationsdicke isoliert, jedoch treten bei Rohrleitung 1 die niedrigsten Wasserstofftemperaturen auf, weshalb nur diese dargestellt wird.

Die strichlierte rote Linie kennzeichnet die Oberflächentemperatur am Beginn der Rohrleitung (Tankseite), die durchgezogene blaue Linie die Oberflächentemperatur am Ende der Rohrleitung (Eintritt in Wärmetauscher 1).

Wie zu erkennen ist, liegen sämtliche Temperaturen unter der Kondensationstemperatur von Sauerstoff. Es liegen allerdings auch alle Oberflächentemperaturen unter dem Gefrierpunkt von Wasser, weshalb es während des Betriebs zur Eisbildung an den Oberflächen kommen wird.

7.2.6 Austrittstemperatur und Austrittsdruck

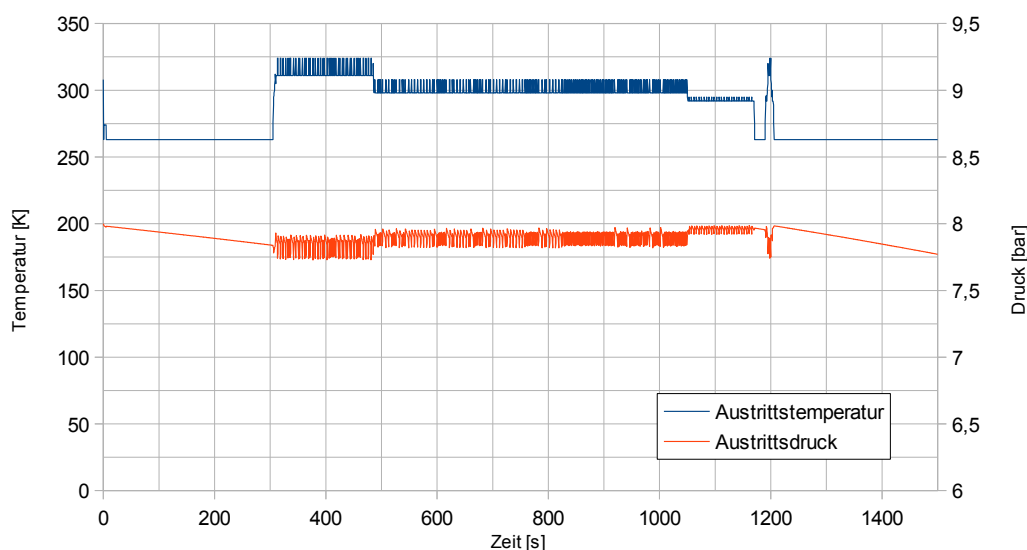


Abbildung 7.10: Austrittstemperatur und Austrittsdruck aus dem Tanksystem

Die Austrittstemperatur aus dem Tanksystem sollte, um eine zufriedenstellende Verbrennung im Triebwerk zu erreichen, möglichst konstant sein. Die maximale Austrittstemperatur aus dem LH2-Tanksystem liegt bei 324 Kelvin, die minimale Austrittstemperatur bei 263 Kelvin. Dies ergibt eine Schwankung von 61 Kelvin, was im zulässigen Bereich liegt. Der Austrittsdruck bleibt ebenfalls relativ konstant, fällt allerdings zu Beginn und am Ende der Flugmission etwas ab, da auch der Tankdruck sinkt (Abb. 7.10).

7.3 Druckaufbau

Nach dem Befüllen des Tanks beträgt der Tankdruck ca. 1 bar absolut, das heißt, vor dem Starten des Triebwerks muss der Tankdruck von 8 bar erst aufgebaut werden.

Dieser Vorgang wird Konditionieren genannt und geschieht mit Hilfe des Wärmeeintrages aus der Umgebung, da keine elektrischen Heizelemente im Tank verbaut sind. Mit Hilfe des in Abschnitt 4.2.3 beschriebenen Testmodus „Optimierung der Konditioniereinheit“ wurde die Zeitdauer, die für den Druckaufbau benötigt wird, errechnet.

In Abbildung 7.11 ist der Tankdruck sowie der Verlauf des Masseanteils an gasförmigem Wasserstoff über die Zeit aufgetragen. Nach einer Zeit von 1522 Sekunden (25 Minuten 22 Sekunden) wird der Tankdruck von 8 bar erreicht.

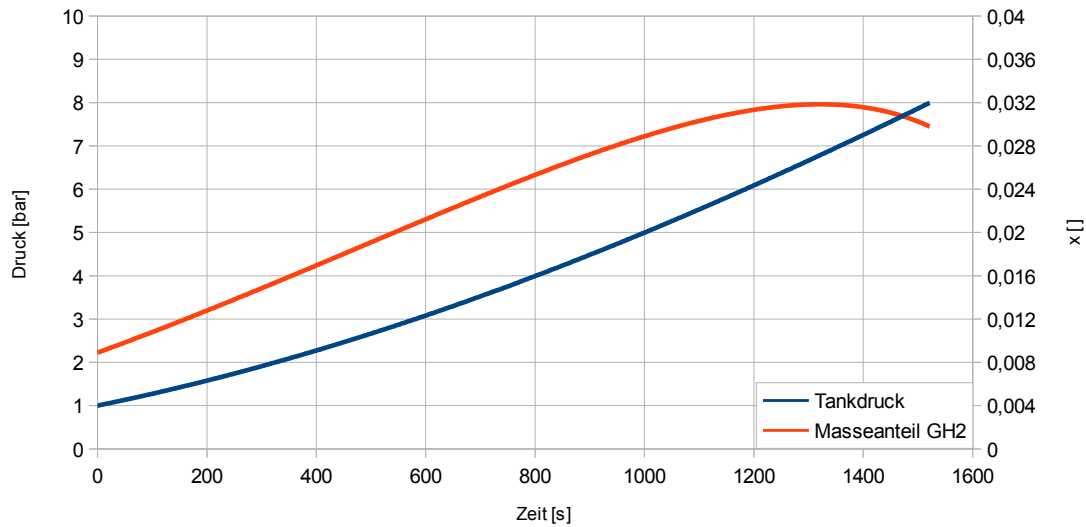


Abbildung 7.11: Druckaufbau im LH2-Tanksystem

7.4 Anfahrvorgang

Das Tanksystem hat vor der Befüllung in der Regel Raumtemperatur. Bevor der Tank mit flüssigem Wasserstoff befüllt werden kann, muss die Temperatur des Tanks zunächst auf die Temperatur des LH2 abgekühlt werden, diesen Vorgang nennt man Kaltfahren.

Beim Kaltfahren wird flüssiger Wasserstoff (zu Beginn dieses Vorgangs ist auch flüssiger Stickstoff möglich) in den Tank gefüllt, der Wasserstoff verdampft an der Behälterinnenwand und kühlt damit den Tank ab. Der gasförmige Wasserstoff wird dann durch die zweite Betankungsleitung aus dem Tank abgeführt. Dieser Vorgang dauert so lange bis der Tank vollständig gefüllt ist.

Durch den Wärmeeintrag aus der Umgebung steigt der Tankdruck auf den gewünschten Betriebsdruck.

Da das Triebwerk von selbst starten soll, ist zu überprüfen mit welcher Temperatur der Wasserstoff das Tanksystem verlässt. Bei Triebwerksstillstand liefern auch die Wärmetauscher am Brennkammergehäuse keine Abwärme, lediglich der Wärmeeintrag über die Rohrwände und die Speichermasse der Aluminiumleitungen können zur Erwärmung genutzt werden.

Um den Startvorgang zu überprüfen, wurde ein eigenes File geschrieben. Die Rohrleitungen vom Austritt aus dem LH2 Tank bis zum Eintritt wurden in zwei Rohrleitungen aufgeteilt, da auch praktisch nur zwei Rohrdimensionen verwendet werden (mit Ausnahme des kurzen Rohrstücks in dem die Temperaturmessung erfolgt).

Das Rohr 1 besteht aus der Rohrleitung 1; das Rohr 2 aus der Rohrleitungen 2, dem Wärmetauscher 1, und den Rohrleitungen 3, 6, 7, 8 und 9.

Diese beiden Rohre werden nun von kaltem Wasserstoff durchflossen und kühlen mit Fortdauer des Startvorganges immer weiter ab, während auch die Austrittstemperatur des Wasserstoffs immer weiter sinkt.

Bei 150 K ist die Grenze für ein zuverlässiges Starten des Triebwerks erreicht, bis dahin muss das Triebwerk gestartet werden können.

Eine weitere Grenze liegt beim Schaltventil, das zwischen Rohrleitung 2 und Rohrleitung 3 angeordnet ist. Die tiefste zulässige Temperatur, für die das Schaltventil zugelassen ist, liegt bei 77 Kelvin.

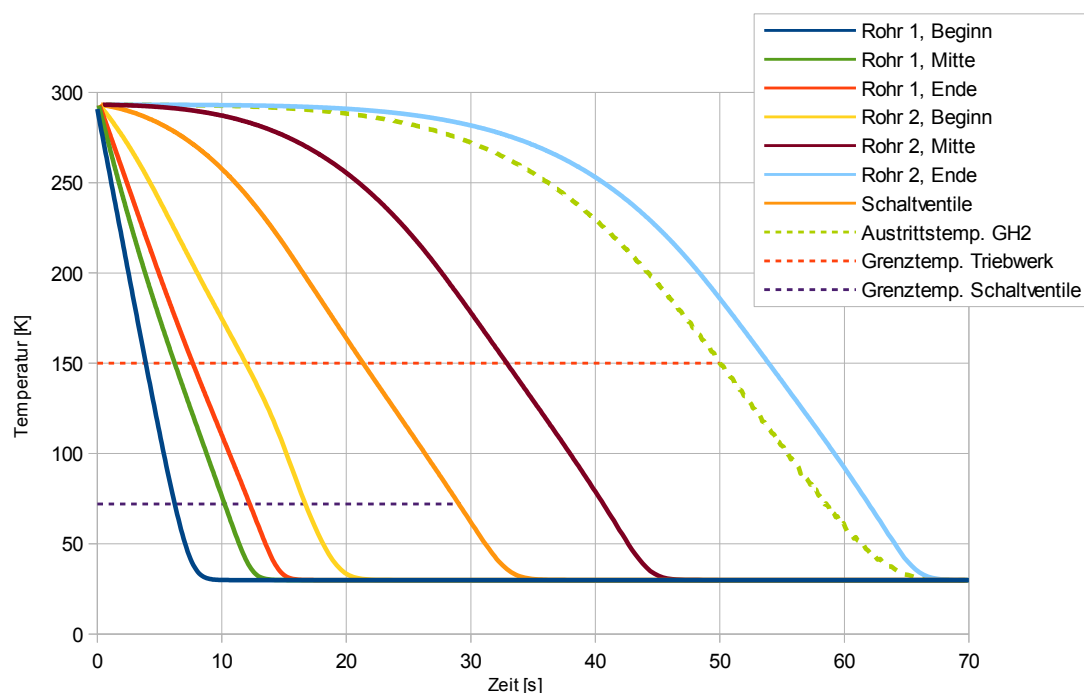


Abbildung 7.12: Temperaturentwicklungen der Rohrabschnitte und des austretenden Wasserstoffs

In der Abbildung 7.12 sind insgesamt acht Temperaturverläufe über der Zeit aufgetragen. Für beide Rohre wird jeweils die Temperatur am Beginn, der geometrischen Mitte und am Ende der Rohrleitung aufgetragen. Da das Rohr 1 (mit der Dimension $d_a = 10\text{mm}$) wesentlich kürzer ist und sofort vom tiefkalten Wasserstoff durchflossen wird, kühlt dieses sehr schnell ab, ab einer Zeit von 20 Sekunden hat das Rohr 1 praktisch die Temperatur des aus dem Tank austretenden Wasserstoffs angenommen.

Das Rohr 2 (mit der Dimension $d_a = 12\text{mm}$) ist länger, hat eine größere Masse und profitiert von der vorgelagerten Rohrleitung, wodurch sich dieser Rohrstrang wesentlich langsamer abkühlt. Insgesamt ist zu erkennen, wie sich die Rohre vom Tank Richtung Triebwerk mit der Zeit stetig abkühlen. Auch der Temperaturverlauf des Schaltventils, welches sich zwischen Beginn und Mitte von Rohr 2 befindet, ist eingezeichnet.

Neben den Temperaturen der Rohre sind auch die Austrittstemperatur des gasförmigen Wasserstoffs aus dem Tanksystem und die Rohrtemperatur an der Position des Schaltventils aufgetragen. Wie zu erkennen ist, liegt die Austrittstemperatur des Wasserstoffs unter der Temperatur des letzten Rohrabschnitts und schneidet die Grenztemperatur bei einer Zeit von 50 Sekunden. Die Grenztemperatur des Schaltventils schneidet den Temperaturverlauf allerdings schon nach einer Zeit von 28,5 Sekunden.

Da das Triebwerk nach wenigen Sekunden starten sollte, stellt das selbstständige Starten des Systems allerdings kein Problem dar.

Kapitel 8

Interpretation der Ergebnisse

Wie in den vorangegangenen Kapiteln gezeigt wurde, ist es möglich mit standardisierten und am Markt verfügbaren Bauteilen ein mit Flüssigwasserstoff betriebenes Flugzeug zu bauen. Da sich das Tanksystem mit Trägerflugzeug unter der Massegrenze von 25 kg befindet, benötigt man keine Flugzulassung, die für LH2 ohnehin kaum möglich wäre. Durch den robusten Aufbau und die verwendeten Rohrverbindungen ist das LH2-Tanksystem auch leicht modifizierbar und eignet sich somit ideal für den Lehr- und Forschungsbetrieb.

Die für die Simulationen modellierten Komponenten stellen eine Basis dar, auf der weitere Arbeiten am LH2-Tanksystem aufbauen können. Durch Versuche, beispielsweise mit flüssigen Stickstoff, welcher wesentlich kostengünstiger ist als flüssiger Wasserstoff, können die mathematischen Modelle überprüft und gegebenenfalls optimiert werden.

Ebenfalls kann die im Lastenheft getroffene Annahme, dass die von den Wärmetauschern entnommene Wärmeleistung keinen Einfluss auf die Triebwerkstemperatur und Triebwerksleistung hat, mit flüssigem Stickstoff überprüft werden. Bei einem solchen Versuch wird der am Triebwerk befindliche Wärmetauscher bei laufendem Triebwerk mit tiefkaltem gasförmigen Stickstoff durchflossen. Man kann somit, vor dem Bau des kompletten LH2-Tanksystems, eine komplette Flugmission simulieren und die Reaktion des Triebwerks untersuchen. Der einfache Aufbau des am Triebwerk befindlichen Wärmetauschers ermöglicht auch den Bau mehrere Prototypen mit unterschiedlichen Formen der aufgeschweißten Rohrleitungen, um die Leistungsentnahme vom Triebwerk zu optimieren.

Beim Tank muss vor der Inbetriebnahme noch ein Drucktest durchgeführt werden, ebenso ist der Kaltfahrvorgang beim Befüllen sowie der Druckaufbau nach dem Befüllen zu überprüfen. Der Kaltfahrvorgang und das darauffolgende Spülen der Rohrleitungen kann auch mit flüssigem Stickstoff durchgeführt werden. Idealerweise sollte das Kaltfahren unendlich langsam vonstattengehen, um Wärmespannungen im Tank zu vermeiden. Man kann allerdings mit einem Finite Elemente Programm, die spannungskritischen Stellen detektieren. Wenn man an diese Stellen, vor dem Verkleiden des Tanks mit der Isolation, Dehnmessstreifen anbringt, kann die Spannung während des Kaltfahrens kontrolliert werden.

Das Anfahren, also die Inbetriebnahme des Tanksystems bei noch nicht gestartetem Triebwerk, ist ebenso eine kritische Phase, die ebenfalls getestet werden sollte. Im Speziellen die Reaktion und Funktion der Schaltventile auf die niedrige Temperatur.

Ein Problem, das in dieser Arbeit völlig ausgespart wurde, ist die Tankkupplung. Beim hier behandelten Tanksystem sind nur die beiden in den Tank führenden Betankungsleitungen dargestellt, jedoch nicht, welche Komponente an diese Leitungen angeschlossen wird. Der Grund dafür ist die Komplexität dieser Aufgabe. Bestehende Tankkupplungen, wie sie zum Beispiel für Kraftfahrzeuge verwendet werden, sind aufgrund der hohen Masse gänzlich ungeeignet. Es ist zu empfehlen, dass dieses Problem in Zusammenarbeit mit Industriepartnern gelöst wird bzw. dass für die ersten stationären Versuche mit dem Tanksystem die Leitungen zur Betankungseinrichtung nicht demontiert werden.

Insgesamt konnte mit der Arbeit gezeigt werden, dass es möglich ist mit einem relativ einfachen System ein konventionelles Flugtriebwerk, das starken Lastschwankungen unterworfen wird, mit flüssigen Wasserstoff zu versorgen.

Vor allem die gasförmige Entnahme und der damit mögliche Verzicht auf eine Vakuumisolation des Tanks und eine Flüssigwasserstoffpumpe ermöglichen eine geringe Masse des Gesamtsystems und ein gutes Massenverhältnis von gespeichertem Wasserstoff und Masse des Tanksystems.

Ein großes Einsparungspotential liegt bei den Ventilen, die momentan einen großen Teil der Systemmasse des Tanksystems verursachen.

Für den Einsatz in einen Verkehrsflugzeug bedarf es vermutlich der parallelen Entwicklung von Triebwerk und Tanksystem, da das Brennkammergehäuse für Wärmeentnahme aus thermodynamischer Sicht die völlig falsche Stelle ist.

Jedoch wäre eine Wärmeentnahme vor dem Hochdruckverdichter des Flugtriebwerks möglich, was die erforderliche Verdichterleistung verringern würde.

Zur Kühlung der Turbinenschaufeln wird bei Flugtriebwerken meist verdichtete Luft aus dem Hochdruckverdichter entnommen. Man könnte die entnommene Kühlluft mit Wasserstoff kühlen, was den benötigten Entnahmemassenstrom aus dem Hochdruckverdichter verringert und somit ebenfalls den Wirkungsgrad des Triebwerks steigern.

Anhang A

Datenblätter

A.1 Datenblatt Sicherheitsventil Herose 06800

Sicherheitsventile Typ 06800 mit Faltenbalg

Faltenbalg-Eck-Sicherheitsventile aus Edelstahl PN40, bauteilgeprüft TÜV-SV. 1105. S/G/L
Sitzdurchmesser $d_0=12,5\text{mm}$ TÜV-SV. 1105. S/G

Normal-Sicherheitsventil,
Abschlusskörper metallisch dichtend, geschlossene Federhaube,
" öl- und fettfrei für Sauerstoff "

Artikel-Nr. 06800.X.0000

Eintritt: Innengewinde Typ G nach ISO 228/1, Austritt: Innengewinde Typ G nach ISO 228/1

Artikel-Nr. 06800.X.5000

Eintritt: Innengewinde NPTF nach ANSI B 1.20.1, Austritt: Innengewinde Typ G nach ISO 228/1

Artikel-Nr. 06800.X.6000

Eintritt: Innengewinde NPTF nach ANSI B 1.20.1, Austritt: Innengewinde NPTF nach ANSI B 1.20.1



Verwendungsbereich:

Vorgesehen als Sicherheitseinrichtung für ortsfeste und bewegliche Druckbehälter.
Zugelassen für nichtbrennbare und brennbare Dämpfe, Gase und Flüssigkeiten
Zulässige Betriebstemperaturen: -270°C (3K) bis $+225^\circ\text{C}$ (498K)
Maximal zulässiger Gegendruck: 15% des Ansprechdruckes

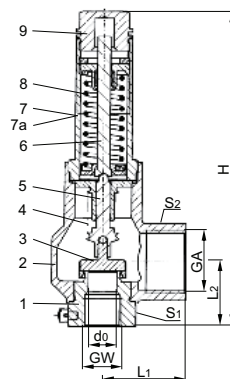
Werkstoffe	DIN EN	ASTM
1 Eintritt	1.4571	A 276 Grade 316Ti
2 Austritt	1.4308	A 351 CF8
3 Teller	1.4541	A 276 Grade 321
4 Faltenbalg	1.4571	A 276 Grade 316Ti
5 Faltenbalgspindel	1.4571	A 276 Grade 316Ti
6 Spindel	CW453K	B 103 UNS C52100
7 Haube	1.4308	A 351 CF 8
7a Haube ab GW 1	1.4305	A 276 Grade 303
8 Feder	1.4571	A 276 Grade 316Ti
9 Pflock	1.4301	A 276 Grade 304

Wichtig:

Bei der Nenngröße GW 1/2, $d_0=15,0\text{mm}$ bewirkt der Gegendruck eine Leistungsminderung des Sicherheitsventils (siehe Diagramm 06800-1/2, $d_0=15,0$).

Wichtig: Die Ventile werden nur eingestellt geliefert.
Bei Bestellung bitte Ansprechdruck sowie Art und Temperatur des Mediums angeben.

Standardkennzeichnung nach Druckgeräterichtlinie 97/23/EG (PED).



Typ 06800	Technische Daten					
	Nenngröße	GW	1/2	1/2	3/4	1
Sitzdurchmesser	d_0	12,5	15	20	23	
Größenschlüssel	.X.	1204	1504	2006	2310	
Ansprechdruck	bar	3,0-25,0	3,0-25,0	3,0-25,0	3,0-25,0	
Austritt	GA	G 1	G 1	G 1-1/4	G 1-1/2	
Höhe	H	170	170	198	245	
Länge	L_1	44	44	51	56	
Länge	L_2	35	35	48	58	
Schlüsselweite	S_1	36	36	41	50	
Schlüsselweite	S_2	41	41	50	55	
Gewicht	ca. kg	1,0	0,97	1,65	2,50	
Ausflussziffer Dämpfe, Gase	α_w	0,60	0,50	0,60	0,66	
Ausflussziffer Flüssigkeiten	α_w	-	0,39	0,45	0,48	

Abmessungen in mm.

46

Edition 04-2009

Edition 08-2013

Sicherheitsventile Typ 06800 mit Faltenbalg



Leistungstabelle

Berechnung entsprechend AD2000-Merkblatt A2 / DIN EN ISO 4126-1

Medium:

Luft in m³/h im Normzustand bei 0°C und 1013,25 mbar

Wasser in kg/h bei 20°C

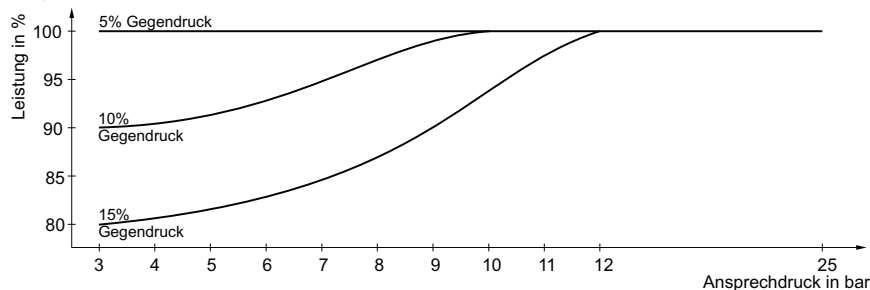
Die Leistung ist bei voll geöffnetem Ventil angegeben.

Maximal zulässiger Gegendruck: 15% des Ansprechdruckes.

Bei der Nenngröße GW 1/2, d₀=15,0mm bewirkt der Gegendruck eine Leistungsminderung des Sicherheitsventils (siehe Diagramm 06800-1/2, d₀=15,0).

Ansprechdruck in bar (ü)	GW	1/2	1/2	3/4	1	1/2	1/2	3/4	1
	d ₀ (mm)	12,5	15,0	20,0	23,0	-	15,0	20,0	23,0
	A ₀ (mm ²)	122,7	176,7	314,2	415,5	-	176,7	314,2	415,5
	Medium	Luft				Wasser			
3,0		216	259	554	805	-	6369	13067	18431
4,0		271	326	695	1011	-	7354	15088	21283
5,0		327	392	836	1216	-	8222	16869	23795
6,0		382	458	977	1422	-	9007	18479	26066
7,0		437	524	1119	1627	-	9728	19960	28155
8,0		492	590	1260	1833	-	10400	21338	30098
9,0		547	657	1401	2038	-	11031	22632	31924
10,0		602	723	1542	2243	-	11628	23856	33651
12,0		713	855	1825	2654	-	12737	26133	36863
14,0		823	988	2107	3065	-	13758	28227	39817
16,0		933	1120	2390	3476	-	14708	30176	42566
18,0		1043	1252	2672	3887	-	15600	32007	45148
20,0		1154	1385	2954	4298	-	16444	33738	47590
22,0		1264	1517	3237	4709	-	17246	35385	49913
25,0		1430	1716	3661	5325	-	18385	37720	53207

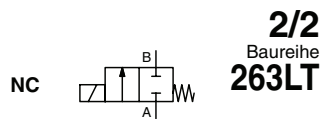
Diagramm 06800-1/2, d₀=15,0



A.2 Datenblatt Schaltventil Asco-Numatics SCE263-209LT



MAGNETVENTIL direkt betätigt für den Tieftemperaturbereich 1/8 bis 3/8



2/2
Baureihe
263LT

MERKMALE

- Magnetventile zur Steuerung von Medien im Tieftemperaturbereich, wie z.B. Flüssigsauerstoff (-183°C), flüssiges Argon (-186°C) und flüssiger Stickstoff (-196°C).
- Die Magnetventile sind entfettet, gereinigt, geprüft und gegen Feuchtigkeit geschützt verpackt. Das für den Betrieb mit Flüssigsauerstoff ausgelegte Ventil ist mit UV-Licht geprüft.
- Kein Mindestbetriebsdruck erforderlich.
- Ventilsitz aus Edelstahl.
- Die Ventile entsprechen den geltenden EU-Richtlinien.

ALLGEMEINES

Differenzdruck Siehe "KENNDATEN" [1 bar = 100 kPa]
Maximale Viskosität 65 cSt (mm²/s)
Schaltzeit 5 - 25 ms

Medium (*)	Temperaturbereich	Dichtwerkstoff (*)
Tieftemperaturmedien	-196°C bis 90°C	PTFE



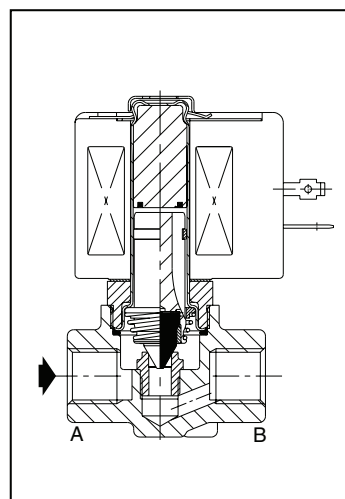
MEDIUMBERÜHRE TEILE

(*) Die Beständigkeit der medienberührten Teile gegenüber den verwendeten Medien ist zu überprüfen.

Gehäuse Messing
Führungsrohr Edelstahl
Magnetanker und Gegenanker Edelstahl
Federn Edelstahl
Ventilsitz Messing
Dichtungen Kupfer, bleiummantelt
Sitzdichtung PTFE
Kurzschlussring Kupfer

ELEKTRISCHE DATEN

Isolationsklasse (Magnet) F
Elektrischer Anschluss Leitungsdose (Kabel-Ø 6-10 mm)
 ISO 4400 / EN 175301-803, Bauform A
 IEC 335
Elektrische Ausführung IP65 (EN 60529)
Schutzart DC (=) : auf Anfrage
 AC (-) : 24V - 48V - 115V - 230V / 50 Hz
 (Andere Spannungen und 60 Hz auf Anfrage)



Vorsatz	Leistung				Umgebungs- temperatur / Magnetkopf	Ersatzmagnet		Typ ⁽¹⁾
	Anzug -	Halten -	warm/kalt =			-	=	
	(VA)	(VA)	(W)	(W)	(C°)	230 V/50 Hz	-	
SC	55	23	10,5	-	-20 bis 75	400425-117	-	01
	78	35	16,7	-	-20 bis 50	400425-217	-	01

⁽¹⁾ Siehe Maßzeichnungen auf der folgenden Seite.

KENNDATEN

An- schluss	Nenn- weite	Durchfluss- koeffizient Kv			Betriebsdruckdifferenz (bar)		Magnet- leistung (W)	Artikel-Nr.	Optionen		
					min.	max.			-	-	-
NC - Normal geschlossen											
NPT 1/8	3,2	0,3	5	0	9	10,5	-	SCB263A240LT	-	-	-
Rp 1/4	5,6	0,48	8	0	7	16,7	-	SCE263-205LT	-	-	-
Rp 1/4	7,1	0,6	10	0	3	10,5	-	SCE263-209LT	-	-	-
Rp 3/8	5,6	0,48	8	0	7	16,7	-	SCE263B206LT	-	-	-
Rp 3/8	7,1	0,6	10	0	3	10,5	-	SCE263A210LT	-	-	-

0017DE-2012/R01
Änderungen vorbehalten.

Weitere Informationen unter: www.asconumatics.de

V903-10-1



MAGNETVENTIL BAUREIHE 263LT

SONDERAUSFÜHRUNGEN

- Wasserdichtes Gehäuse mit integriertem Magnet und Schraubklemmen gemäß IP67, CEE-10.
- Übereinstimmung mit den Normen UL und CSA sowie anderen nationalen Normen.
- Andere Rohranschlüsse auf Anfrage (1/4 - 3/8).
- Leitungsdose mit Leuchtdiode und Schutzbeschaltung oder mit konfektioniertem Kabel (siehe Abschnitt "Magnete und Zubehör").

INSTALLATION

- Die Ventile können ohne Beeinträchtigung der Funktion in jeder beliebigen Einbaulage montiert werden.
- Die Ventilgehäuse sind mit zwei Montagebohrungen versehen.
- Gewindeanschlüsse: B = NPT (ANSI 1.20.3); E = Rp (ISO 7/1).
- Montage- und Wartungsanweisungen sind jedem Ventil beigelegt.

ERSATZTEILSÄTZE

Artikel-Nr.	Ersatzteilsatz-Nr.	
	-	=
SCB263A240LT	C304-062LT	-
SCE263-205LT/B206LT	C304-063LT	-
SCE263-209LT/A210LT	C304-064LT	-

- Nicht lieferbar.

BESTELLBEISPIELE / VENTILE:

SC	B	263	A	240	LT	230V / 50 Hz
SC	E	263	- 205	LT		115V / 50 Hz
SC	E	263	- 209	LT		48V / 50 Hz
SC	E	263	B 206	LT		230V / 50 Hz

Vorsatz _____ Anschluss _____ Artikel-Nr. _____ Spannung _____ Zusatz _____

BESTELLBEISPIELE / ERSATZTEILSÄTZE:

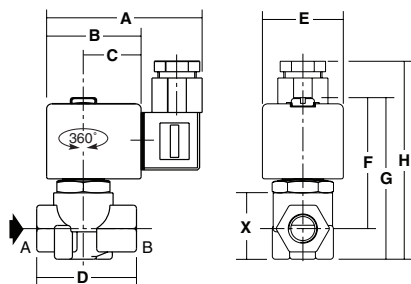
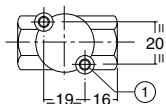
	C304062
	C304064
Artikel-Nr.	_____

ABMESSUNGEN (mm), GEWICHTE (kg)



TYP 01
Magnet mit Vorsatz "SC"
Kunststoffspritzteil IEC 335 / ISO 4400
IP65

SCB263A240LT
SCE263-205LT/-209LT
SCE263B206LT/A210LT



① 2 Montagebohrungen Ø M4, 6 mm tief

Typ	Vorsatz	A	B	C	D	E	F	G	H	X	Gewicht ⁽¹⁾
01	SC	80	50	30	48	45	68	83	100	34	0,50

⁽¹⁾ Einschl. Magnet und Leitungsdose.

Weitere Informationen unter: www.asconumatics.de

V903-10-2

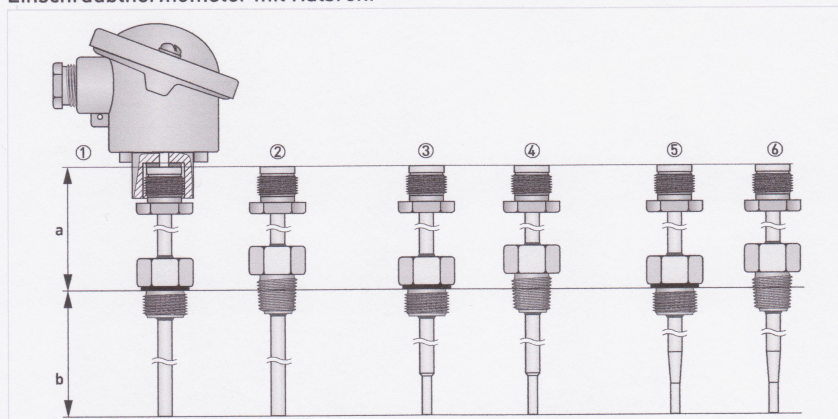
00117DE-2012/R01
Änderungen vorbehalten.

A.3 Datenblatt Temperaturmesssonde OPTITEMP TRA-S 22

OPTITEMP TRA/TCA

TECHNISCHE DATEN 2

Einschraubthermometer mit Halsrohr



- ① TRA/TCA-S12 (G-Gewinde)
- ② TRA/TCA-S12 (NPT-Gewinde)
- ③ TRA/TCA-S22 (G-Gewinde)
- ④ TRA/TCA-S22 (NPT-Gewinde)
- ⑤ TRA/TCA-S41 (G-Gewinde)
- ⑥ TRA/TCA-S41 (NPT-Gewinde)

Die Einbaulänge bei Einschraubthermometern mit einem Halsrohr ist der Abstand von der Unterseite des Dichtbundes (G-Gewinde) oder von Zweidritteln der Gewindehöhe von unten (NPT-Gewinde) bis zur Schutzrohrspitze. Für die Ermittlung der Messeinsatzlänge gilt die folgende Formel: Halsrohrlänge + Einbaulänge + 10 mm / 0,39".

Für die Halsrohrlänge der Einschraubthermometer mit Halsrohr gilt:

- TRA/TCA-S12 und -S22: "a" unabhängig vom Prozessanschluss immer 145 mm / 5,71".
- TRA/TCA-S41: "a" unabhängig vom Prozessanschluss immer 147 mm / 5,79".

Ausführungen TRA/TCA-S12 und -S22					
Einbaulänge "b"		Schutzrohrlänge "a + b"		Messeinsatzlänge	
[mm]	["]	[mm]	["]	[mm]	["]
160	6,30	305	12,01	315	12,40
250	9,84	395	15,55	405	15,94
400	15,75	545	21,46	555	21,85

2 TECHNISCHE DATEN

OPTITEMP TRA/TCA

2.1 Technische Datentabelle

- Die nachfolgenden Daten berücksichtigen allgemeingültige Applikationen. Wenn Sie Daten benötigen, die Ihre spezifische Anwendung betreffen, wenden Sie sich bitte an uns oder Ihren lokalen Vertreter.
- Zusätzliche Informationen (Zertifikate, Arbeitsmittel, Software,...) und die komplette Dokumentation zum Produkt können Sie kostenlos von der Internetseite (Download Center) herunterladen.

Messsystem

Anwendungsbereich	Temperaturmessung von Gasen, Flüssigkeiten, Dämpfen und Festkörpern in industriellen Prozessen. Die Geräte eignen sich besonders für Flüssigkeiten mit niedriger Viskosität, Wasser und Chemikalien mit niedriger Korrosivität sowie Sattedampf und überhitzten Dampf.
Messprinzip	Berührungsthermometer
Messgröße	Temperatur

Design

Modularer Aufbau	Industrielle Thermometer bestehen aus mehreren Komponenten, die zusammen eine Thermometer-Schutzarmatur bilden: <ul style="list-style-type: none"> • Messeinsatz mit Temperatursensor • Transmitter (entweder intern auf dem Messeinsatz oder extern) • Anschlusskopf • Schutzrohr mit oder ohne Halsrohr (Schutzrohr entfällt bei der Ausführung TRA/TCA-P14)
Messumformer	Analoger oder digitaler Temperaturtransmitter der TT-Familie als Kopftransmitter oder Schienentransmitter.
Sensor	Pt100-Widerstand als Dünnschicht-Variante (TF) oder als gewickelte Variante (WW) mit einer Kennlinie nach DIN EN 60751. Thermoelement des Typs "J" oder "K" mit einer Kennlinie nach DIN EN 60584.
Messbereich	Siehe "Betriebsbedingungen".

Anzeige und Bedienoberfläche	
Anzeige	Nur im Anschlusskopf "BUZ-HW": 4...20 mA, unbeleuchtet, LCD, Schleifenanzeige.
Bedienung	Nur im Anschlusskopf "BUZ-HW": innen liegende Tasten.
Anzeigefunktionen	Temperatur, entweder als Ausgangssignal (HART [®] -durchlässig) im mA oder skaliert in °C/°F.

Messgenauigkeit

Referenzbedingungen	Umgebungstemperatur: +23°C / +73,4°F (Schwankungen von Luftdruck und -dichte haben keinen Einfluss auf die Messgenauigkeit).
Maximale Messabweichung	Nähere Informationen im Unterkapitel "Messabweichung" (befindet sich ebenfalls im Kapitel "Technische Daten"). Die maximale Messabweichung ist unter anderem abhängig vom Sensortyp: <ul style="list-style-type: none"> • Messeinsatz mit Pt100-Widerstand: Messabweichung gemäß Toleranzklassen A, B, 1/3 B und 1/10 B nach DIN EN 60751. • Thermoelement: Messabweichung gemäß Toleranzklasse 1 nach DIN EN 60584.

Betriebsbedingungen

Belastungsgrenzen	Die Belastungsgrenzen hängen von mehreren Faktoren ab (z.B. Abmessungen, Bauform oder Werkstoff des Schutzrohres). Weitere Informationen finden Sie im Kapitel "Installation" oder in separaten Unterkapiteln des Kapitels "Technische Daten". Thermometer ohne Schutzrohr: 0,8...1,2 bara / 11,6...17,4 psia.
Temperatur	
Prozesstemperatur	Maximal -200...+600°C / -328...+1112°F, abhängig von Messeinsatz, Bauform und Werkstoff.
Umgebungstemperatur	Maximal -40...+100°C / -40...+212°F, abhängig von Anschlusskopf und Messeinsatz.
Lagertemperatur	-40...+70°C / -40...+158°F bei 40...60% relativer Luftfeuchtigkeit.
Weitere Bedingungen	
Schutzarten	Abhängig vom Anschlusskopf: IP54 (BKK), IP65 (BA, BUZ-T/S/H/HW, BVA), IP67 (BGK), IP68 (AXD).

2 TECHNISCHE DATEN

OPTITEMP TRA/TCA

Einbaubedingungen

Einbauwinkel	90° zur Strömung, direkt gegen oder schräg gegen die Strömung.
Einbaulänge	10...15 x Schutzrohrdurchmesser, mindestens 100 mm / 3,94" (kleinere Einbaulängen möglich, gehen aber zulasten der Messgenauigkeit).
Rohre mit $\varnothing \leq 300$ mm / 11,8"	Die Schutzrohrspitze sollte über die Mitte des Rohres hinausragen.
Rohre mit $\varnothing > 300$ mm / 11,8"	Die Schutzrohrspitze darf nur dann über die Mitte des Rohres hinausragen, wenn es die mechanische Belastung zulässt und das Schutzrohr nicht in seiner Resonanz angeregt wird; im Zweifelsfall müssen Sie individuell nachrechnen.
Biegeradius	Die Tauchrohre der Messeinsätze sind biegsam, der kleinste Biegeradius muss mindestens dem 3-fachen des Tauchrohrdurchmessers entsprechen. Hinweis: Biegen Sie nicht die unteren 50 mm / 2"!

Werkstoffe

Schutzrohre (inklusive Prozessanschluss)	Die Werkstoffe von Schutzrohren, Halsrohren, Flanschen und Gewinden als Prozessanschlüsse sind immer identisch: Standard: 1.4571 / AISI 316 Ti (X6CrNiMoTi 17-12-2) Option: 1.4841 / AISI 314/310 (X15CrNiSi 25-21) oder 1.4404 / AISI 316 L (X2CrNiMo 17-12-2)
Klemmringverschraubung	1.4571 / AISI 316 Ti (X6CrNiMoTi 17-12-2), Klemmring aus Metall oder PTFE
Anschlussköpfe	Aluminium (pulverbeschichtet), Kunststoff oder Edelstahl
Messeinsätze	Mit Pt100-Widerstand: 1.4404 / AISI 316 L (X2CrNiMo 17-12-2) Mit Thermoelement: Inconel 600®

Prozessanschlüsse und Anschlusskopfgewinde

Einsteckthermometer (inklusive Ausführung ohne Schutzrohr)	Einstecken, Einschweißen (nicht möglich bei TRA/TCA-P14) oder Fixieren mittels Klemmringverschraubung (Gewinde: G $\frac{1}{2}$ ", G $\frac{3}{4}$ ", G1", $\frac{1}{2}$ " NPT oder $\frac{3}{4}$ " NPT).
Einschraubthermometer (mit und ohne Halsrohr)	Gewinde nach DIN/ISO 228 (G $\frac{1}{2}$ ", G $\frac{3}{4}$ " oder G1") oder ASME/ANSI B1.20.1 ($\frac{1}{2}$ " NPT und $\frac{3}{4}$ " NPT), andere Größen auf Anfrage. Befestigung mithilfe von Einschweißmuffen, ab einer Wandstärke von 20 mm / 0,8" ist direktes Einschrauben mit Gewinde im Rohr möglich.
Flanschthermometer	Nach DIN EN 1092-1: B1-DN25 / PN40, B1-DN50 / PN40, andere Größen auf Anfrage. Nach ASME B16.5: RF 1" / 150 lb, RF 1" / 300 lb, RF 1 $\frac{1}{2}$ " / 150 lb, RF 1 $\frac{1}{2}$ " / 300 lb, andere Größen auf Anfrage. Rautiefe der Flansch-Dichtleiste: R _z = 12,5...50 µm (DIN EN-Flansche), R _a = 3,2...6,3 µm (ASME-Flansche).
Anschlusskopf	Gewinde M24 x 1,5 zum Anschluss an das Schutz- oder Halsrohr.

Elektrische Anschlüsse

Hilfsenergie	Nur nötig beim Einsatz eines Temperaturtransmitters und abhängig von dessen Typ, üblicherweise 24 VDC.
Leistungsaufnahme	Erfolgt nur beim Einsatz eines Temperaturtransmitters, üblicherweise 550 mW.
Kabeleinführung (Anschlusskopf)	M20 x 1,5
Stromausgang	
Ausgabebereich	Existiert nur beim Einsatz eines Temperaturtransmitters und ist abhängig von dessen Typ, üblicherweise 4...20 mA, HART®, Profibus-PA.
Fehlersignal	Nach NAMUR NE 43, wählbar: oberer Wert $\geq 21,0$ mA, unterer Wert $\leq 3,6$ mA.
Bürde	Relevant nur beim Einsatz eines Temperaturtransmitters und dann abhängig von dessen Typ (üblicherweise 250 Ω).
Weitere elektrische Eigenschaften	
Galvanische Trennung	Relevant nur beim Einsatz eines Temperaturtransmitters (siehe Handbuch des Transmitters).
Zeitkonstante	Nähere Informationen im Unterkapitel "Ansprechzeiten" des Kapitels "Technische Daten".


Zulassungen und Zertifikate

Elektromagnetische Verträglichkeit	Siehe Handbuch des verwendeten Temperaturtransmitters.
ATEX	Ex-i für alle Thermometer erhältlich, die einen Messeinsatz mit einem Durchmesser von 6 mm / 0,24" und folgenden Sensor haben: 1 x Pt100, Klasse A, gewickelter Messwiderstand.
Funktionale Sicherheit	SIL2 mit Temperaturtransmitter TT 51 C/R

Anhang B

Angebote

B.1 Angebot Sicherheitsventil Herose 06800



HENNLICH

HENNLICH GmbH & Co KG

Industrietechnik

mit dem Beratungsplus!

ANGEBOT
 Angebotsnr. V/1046613/MH vom 07.01.15
 Anfrage-Nr. HENNLICH-Sicherheitsventil
 Kunden-Nr. 201559 Blatt 1

HENNLICH GmbH & Co KG • A-4780 Schärding • A.-Kubin-Str. 9 a-c

TU Graz
 Infeldgasse 25a
 8041 Graz

Tel.

Sehr geehrte Damen und Herren,

vielen Dank für Ihre Anfrage. Die Firma HENNLICH GmbH & Co KG bietet gerne freibleibend wie folgt an:

Lieferanschrift
 TU Graz
 Infeldgasse
 8041 Graz

Pos	Artikel	Menge Einheit	EUR / Einheit	EUR / Gesamt
		Liefertermin		
1	HENNLICH-Faltenbalg-Eck-Sicherheitsventil	1,00 Stk	354,80 / Stk	354,80
06800.1204.0000 bauteilgeprüft für Dämpfe, Gase und Flüssigkeiten zul. Temperatur : -270°C bis 225°C Federhaube : 1.4308/CF8 geschlossen ohne Anlüftung Anschlüsse : Eintritt Rohringengewinde G 1/2" : Austritt G 1" Abschlusskörper : 1.4541 metallisch dichtend Sitzdurchmesser : 12,5 mm öl- u. fettfrei für Sauerstoff Ansprechdruck : 9 bar				
2	HENNLICH-Faltenbalg-Eck-Sicherheitsventil	1,00 Stk	354,80 / Stk	354,80
06800.1204.0000 bauteilgeprüft für Dämpfe, Gase und Flüssigkeiten zul. Temperatur : -270°C bis 225°C Federhaube : 1.4308/CF8 geschlossen ohne Anlüftung Anschlüsse : Eintritt Rohringengewinde G 1/2" : Austritt G 1" Abschlusskörper : 1.4541 metallisch dichtend				

UST-ID-Nr.: ATU 239 56 002

DVR-Nr.: 051 6 112 • ARA-LIZENZ-Nr.: 1936 • FN 18337 t

Tel.: 07712-3163-0
 Fax: 07712-3163-24
 e-mail: office@hennlich.at
 Internet: www.hennlich.at

BA-CA AG Linz, BLZ 12000
 Konto 0092-35516/00
 IBAN AT96 1100 0009 2355 1600
 BIC BKAUATWW

VB-Schärding, BLZ 42630
 Konto 301 2317 0000
 IBAN AT84 4263 0301 2317 0000
 BIC VBOEATWWSRD

Allg. Sparkasse, BLZ 20320
 Konto 06800-000688
 IBAN AT11 2032 0068 0000 0688
 BIC ASPKAT2L

Oberbank Schärding, BLZ 15081
 Konto 851 011254
 IBAN AT92 1508 1008 5101 1254
 BIC OBKLAT2L



HENNLICH GmbH & Co KG

Industrietechnik

mit dem Beratungsplus!

ANGEBOT

Angebotsnr. V/1046613/MH vom 07.01.15
 Anfrage-Nr. HENNLICH-Sicherheitsventil
 Kunden-Nr. 201559 Blatt 2

HENNLICH GmbH & Co KG • A-4780 Schärding • A.-Kubin-Str. 9 a-c

Pos	Artikel	Menge	Einheit	EUR / Einheit	EUR / Gesamt
	Sitzdurchmesser	: 12,5	mm		
	ö- u. fettfrei für Sauerstoff				
	Ansprechdruck	: 11	bar		

Total EUR 709,60

Zahlung : Vorkasse abzüglich 2% Skonto
 Lieferbedingung : exkl. MwSt., unverpackt, EXW Schärding (Incoterms 2010)
 Es gelten unsere allgemeinen Geschäftsbedingungen, die Ihnen vorliegen oder die Sie unter www.hennlich.at herunterladen können.

Lieferzeit : ca. 4 Wochen ab Auftragseingang!
 Angebotsgültigkeit : 60 Tage

Eventuelle Rückfragen zu diesem Angebot beantworten wir Ihnen gerne.
 Wir hoffen, dass unser Angebot entspricht und würden uns auf Ihren Auftrag freuen.

Freundliche Grüße
HENNLICH GmbH & Co KG
 i.A. Manuel Haslsteiner

Tel +43 7712 3163-643
 Fax +43 7712 3163-24
 E-Mail manuel.haslsteiner@hennlich.at

UST-ID-Nr. ATU 239 56 002

DVR-Nr. 051 6 112 • ARA-LIZENZ-Nr. 1936 • FN 18337 t

!!! HENNLICH Mess- und Überwachungstechnik !!!
Ihr kompetenter Partner für industrielle Mess- und Überwachungstechnik

Tel.: 07712-3163-0
 Fax: 07712-3163-24
 e-mail: office@hennlich.at
 Internet: www.hennlich.at

BA-CA AG Linz, BLZ 12000
 Konto 0092-35516/00
 IBAN AT96 1100 0009 2355 1600
 BIC BKAUATWW

VB-Schärding, BLZ 42630
 Konto 301 2317 0000
 IBAN AT84 4263 0301 2317 0000
 BIC VBOEATWWSRD

Allg. Sparkasse, BLZ 20320
 Konto 06800-000688
 IBAN AT11 2032 0068 0000 0688
 BIC ASPKAT2L

Oberbank Schärding, BLZ 15081
 Konto 851 011254
 IBAN AT92 1508 1008 5101 1254
 BIC OBKLAT2L

B.2 Angebot Schaltventil Asco-Numatics SCE263-209LT

Anlage zu E-Mail Angebot



vielen Dank für Ihre Anfrage. Nachstehend erhalten Sie unser Angebot, welchem unsere Lieferbedingungen zugrunde liegen (siehe www.asconumatics.de). Unser Angebot kann sich zum Teil auf Produkte beziehen, deren technischen Merkmale und Ausführungen von den Angaben Ihrer Anfrage abweichen. Aus diesem Grund bitten wir Sie in EIGENVERANTWORTUNG zu prüfen, ob die betreffenden Produkte unseres Angebots für Ihr Vorhaben geeignet sind. Auftragsannahme erfolgt nach positiver Bonitäts- und Enduserprüfung.

Zahlung: 10 Tage - 2 % Skonto / 30 Tage - netto + MwSt.

Lieferbedingungen: Ab Werk; ausschl. Verpackung

Preisgültigkeit bis: 30.09.2015

Wir würden uns über Ihre Auftragserteilung freuen und sichern Ihnen eine ordnungsgemäße Bearbeitung zu.

Mit freundlichen Grüßen
ASCO NUMATICS GmbH

"Das vorliegende Preisangebot, die Auftragsannahme gemäß vorliegendem Angebot sowie die Erfüllung sämtlicher im Zusammenhang mit dem Angebot bestehenden vertraglichen Verpflichtungen unterliegt sämtlichen derzeit geltenden Regeln über Im- und Exportkontrolle sowie sämtlichen sonstigen den Im- und Export regelnden Bestimmungen, einschließlich jener der USA, soweit anwendbar. Die vorstehenden Gesetze und Bestimmungen können jedoch von Zeit zu Zeit, somit auch während der Auftragsbearbeitung, geändert werden. Für den Fall, dass ASCO Numatics GmbH nicht über die notwendigen Genehmigungen oder Zustimmungen verfügt, wobei dies auch im Fall der Untätigkeit seitens der zuständigen Regierungsstellen gilt oder, wenn diese Genehmigungen oder Zustimmungen versagt oder zurückgenommen werden oder in den geltenden Gesetzen oder Bestimmungen Änderungen vorgenommen werden, die die Gesellschaft an der Auftragsbefreiung hindern würden bzw. nach billigem Ermessen der Gesellschaft, die Gesellschaft gemäß den vorstehend aufgeführten Gesetzen oder Bestimmungen einem Haftungsrisiko aussetzen würde, sollte sie den Auftrag erfüllen, wird die Gesellschaft von sämtlichen in Zusammenhang mit dem Auftrag aufgrund des Angebots entstehenden Verpflichtungen sanktionslos freigestellt."

WG: Angebotsanfrage:Technische Universität Graz, Unsere Kd.-Nr. : 021386

Page 1 of 2

Date: 07/01/15 [16:10:12]
From: Thomas.Trenz@emerson.com
To: christoph.krenn@student.TUGraz.at
Cc: Calogero.Fanara@Emerson.com
Subject: WG: Angebotsanfrage:Technische Universität Graz, Unsere Kd.-Nr. : 021386

Sehr geehrter Herr Krenn,

da in ihrer Anfrage keine Spannung vorgegeben, bitte prüfen ob 230V/50Hz für ihrer Anwendung geeignet ist.

unser Angebot zu ihrer Anfrage:

8 Stück **3/2 Wege-Magnetventil direkt betätigt für den Tieftemperaturbereich**
Anschluss: Rp 1/4"
DN: 7,1 mm
Druckbereich: 0 bis 3 bar
Funktion: NC
Spannung: **230V/50Hz**
Schutzart: IP 65
Medium: Tieftemperaturmedien
Gehäuse: Messing
Abdichtung: PTFE
Bestell-Nr.: SCE263-209LT.230/50
Stückpreis: € 294,40 netto
Lieferzeit: ca. 8 Wochen

Die Lieferzeitangabe ist unverbindlich, diese wird im Bestellfall aktuell ermittelt.

Anhang bitte beachten.

Für weitere Fragen stehe ich ihnen, und ab Montag 12.01.2015 wieder Ihr gewohnter Ansprechpartner Herr Dörner gerne zur Verfügung:

Mit freundlichen Grüßen/ Best regards

Thomas Trenz | Technical Customer Service
Emerson Industrial Automation | ASCO Numatics | Otto-Hahn-Str. 7-11 | 75248 Ölbronn-Dürrn | Germany
T +49 (0) 7237 996 44
F +49 (0) 7237 996 2
Thomas.Trenz@emerson.com
www.asconumatics.eu

Connect with ASCO Numatics

[FaceBook](#) | [Twitter](#) | [YouTube](#)

ASCO Numatics GmbH, Firmensitz: Ölbronn-Dürrn, Geschäftsführer: Jean-Louis Tenu, Handelsregister: Amtsgericht Mannheim, HRB 505275

Die Information in dieser eMail ist vertraulich und kann dem Berufsgeheimnis unterliegen. Sie ist ausschließlich für den Adressaten bestimmt. Jeglicher Zugriff auf diese eMail durch andere Personen als den Adressaten ist untersagt. Sollten Sie nicht der für diese eMail bestimmte Adressat sein, ist Ihnen jede Veröffentlichung, Vervielfältigung oder Weitergabe wie auch das Ergreifen oder Unterlassen von Maßnahmen im Vertrauen auf erlangte Information untersagt.

Das vorliegende Angebot, die Auftragsannahme gemäß vorliegendem Angebot sowie die Erfüllung sämtlicher im Zusammenhang mit dem Angebot bestehenden vertraglichen Verpflichtungen unterliegen sämtlichen derzeit geltenden Einfuhr- und Ausfuhr-Kontroll- und -Sanktionsgesetzen, -bestimmungen, -vorschriften und -auflagen, einschließlich jener der USA, soweit zutreffend. Derartige Gesetze

Anmerkung: Der in diesen Angebot verwendete Begriff **3/2-Wege-Magnetventil** ist falsch und wurde vom zuständigen Sachbearbeiter irrtümlich verwendet. Es handelt sich bei den verwendeten Schaltventilen vom Typ SCE263-209LT um 2/2 Wege-Magnetventile.

B.3 Angebot Temperaturmesssonde OPTITEMP TRA-S 22



KROHNE Gesellschaft m.b.H, Altmannsdorfer Straße 76/12/11A, 1120 Wien, Austria

Technische Universität Graz
Institut für Wärmetechnik
Herr Christoph Krenn
Inffeldgasse 25
8010 Graz
Austria

Aussendienst

Christian Grünanger
Tel: 0664/844 34 88
Fax: 01/2034532/915
E-Mail c.gruenanger@krohne.com

An Christoph Krenn
E-Mail christoph.krenn@student.tugraz.at

Innendienst

Christoph Parkfrieder
Tel: 0664/144 82 67
Fax: 01/2034532/914
E-Mail c.parkfrieder@krohne.com

Kunden-Nr.: 001110531
Kunden-UST-Nr.:
Uns. USt. Id.-Nr.: ATU14711702

Wien, 21.08.14

ANGEBOT	: 351 - 005534
Ihre Anfrage	: Email 19.8.2014
Ihre Ref.	: Hr. Krenn

Sehr geehrter Herr Krenn,

Wir bedanken uns für Ihr Interesse an unseren Produkten. Für das Angebot gelten unsere allgemeinen Geschäftsbedingungen.

Mit freundlichen Grüßen
KROHNE Gesellschaft m.b.H

KROHNE
ANGEBOT
 Angebots-Nr. 351 - 005534

 Seite **2**
 Datum: 21.08.14

Position	Artikel	Menge	ME	Preis	PE	Rabatt	Betrag
----------	---------	-------	----	-------	----	--------	--------

10		1	st	376,00 EUR	st	40,00 %	
-----------	--	----------	-----------	-------------------	-----------	----------------	--

225,60 EUR

KROHNE Einschraub-Widerstandsthermometer
 mit reduzierter Spitze

Typ OPTITEMP TRA-S 22
 Anschlusskopf BUZ-T
 Klappdeckel und Schraubensicherung

- Material Aluminium
- Kabelverschraubung M20 x 1.5
- Schutzart IP65
- Anschluss M24 x 1,5

Messeinsatz ME Mi, auswechselbar, gefedert
 - Sensortyp 1xPt100-A-3-WW-Ø3
 drahtgewickelt nach DIN EN 60751

- Schaltungsart 3-Leiter
- Toleranzklasse Klasse A
- Temperaturbereich -200 ... +600°C
- Material Edelstahl
- Anschlussart Transmitter auf ME

Schutzrohr mehrteilig / geschweißt

- Durchmesser 11 x 2mm
- Spitze zylindrisch, reduziert auf Ø 6mm
- Material 1.4571/316Ti (TC 600°C)
- Einbaulänge 160mm
- Prozessanschluss G 1/2 A
- Werkstoff 1.4571/316Ti (TC 600°C)

Halsrohrlänge 145mm
 - Werkstoff 1.4571/316Ti

Kopftransmitter
 Zweidraht-UniversalTransmitter

- Typ TT30C
- Bauart Kopfmontage
- Eingang RTD / Thermoelemente
- Galvanische Trennung 1500 VAC, 1 min
- Genauigkeit ± 0,1% vom Messbereich
- Versorgungsspannung 6,5 ... 36 VDC
- Ausgang 4 ... 20 mA
- Messbereich kundenspezifisch (siehe AUSLEGUNGSDATEN)

Handbuch Deutsch

AUSLEGUNGSDATEN

Einbaulänge 160 mm
 Halsrohrlänge 145 mm
 Medium Wasserstoffgas
 Druck Bitte bekannt geben!
 Strömungsgeschwindigk. 40 m/s
 Messbereich -150 ... +150 °C
 Ausgangssignal 4 ... 20 mA

VTS1070324131043701000001000Lieferzeit 20 Arbeitstage

Mengeneinheit (ME): st = Stück ro = Rolle sa = Satz km = Kilometer mm = Millimeter **Preiseinheit (PE):** 2 = 10 4 = 1000
 m = Meter l = Liter h = Stunde kg = Kilogramm 3 = 100 5 = 10000

Krohne Gesellschaft m.b.H., Altmannsdorfer Straße 76 / Stg. 12 / Top 11A, 1120 Wien, Austria • Tel.: +43 1 203 45 32-0 • Fax: +43 1 203 45 32-99 • www.krohne.at
 Sitz der Gesellschaft: Wien • Firmenbuchnummer: FN 126232k • Handelsgericht Wien • DVR: 0260932 • UID-Nr.: ATU 14711702
 Geschäftsführer: DI (FH) Christoph Parkfrieder
Erste Bank AG, BLZ: 20111, Konto-Nr.: 31002 900 185, IBAN: AT27 2011 1310 0290 0185, BIC: GIBAATWWXXX
UniCredit Bank Austria AG, BLZ: 12000, Konto-Nr.: 02423 280 300, IBAN: AT28 1100 0024 2328 0300, BIC: BKAUATWW


ANGEBOT

Angebots-Nr. 351 - 005534

Seite **3**

Datum: 21.08.14

Position	Artikel	Menge	ME	Preis	PE	Rabatt	Betrag
----------	---------	-------	----	-------	----	--------	--------

	Statistische Warennummer		90251980				
	Versandlager		Sweden				

Gesamt-Nettobetrag	225,60 EUR
--------------------	------------

USt. (20%)	45,12 EUR
------------	-----------

Der ausgewiesene Gesamtbetrag enthält keine alternativen Positionen.**Lieferungs- und Zahlungsbedingungen:**

Lieferung	FCA (frei Frachtführer) einschließlich Verpackung
Verpackung	Standard enthalten
Zahlung	30 Tage netto
Angebot gültig bis	19.11.2014
Lieferzeit	20 Arbeitstage

Eine Werksbescheinigung nach EN 10204 2.1 liefern wir mit jeder Bestellung.

Die bestehenden EU-Richtlinien EG Nr. 2580/2001 und EG Nr. 881/2002 (EU-Antiterrorismusverordnung) sind zu berücksichtigen.

Die Auswahl des geeigneten Materials unter Berücksichtigung von Prozessmedium, Betriebs- und Umgebungsbedingungen liegt in der alleinigen Verantwortung des Benutzers.

Mengeneinheit (ME): st = Stück ro = Rolle sa = Satz km = Kilometer mm = Millimeter **Preiseinheit (PE):** 2 = 10 4 = 1000
 m = Meter l = Liter h = Stunde kg = Kilogramm 3 = 100 5 = 10000

Krohne Gesellschaft m.b.H., Altmannsdorfer Straße 76 / Stg. 12 / Top 11A, 1120 Wien, Austria • Tel.: +43 1 203 45 32-0 • Fax: +43 1 203 45 32-99 • www.krohne.at
 Sitz der Gesellschaft: Wien • Firmenbuchnummer: FN 126232k • Handelsgericht Wien • DVR: 0260932 • UID-Nr.: ATU 14711702
 Geschäftsführer: DI (FH) Christoph Parkfrieder
Erste Bank AG, BLZ: 20111, Konto-Nr.: 31002 900 185, IBAN: AT27 2011 1310 0290 0185, BIC: GIBAATWWXXX
UniCredit Bank Austria AG, BLZ: 12000, Konto-Nr.: 02423 280 300, IBAN: AT28 1100 0024 2328 0300, BIC: BKAUATWW

B.4 Angebot Armaturen

SEENOR GmbH
Swagelok Austria
 IZ NÖ-Süd, Straße 16
 Objekt 69, 2. OG, Top
 A - 2355 Wiener Neudorf
 Tel Zentrale: +43 (0) 223
 Fax: +43 (0) 2236 677079-99
 Email: info@seenor.swagelok.com
 www.swagelok.com/seenor



Swagelok Austria Angebotsnummer: 0010020683

Seite 1 von 5

Qualität ohne Kompromisse - dafür stehen die Produkte von Swagelok Austria. Wir freuen uns Ihnen nachfolgendes Angebot zu unterbreiten. Bitte verwenden Sie für die Platzierung Ihres Auftrags die oben angegebene Angebotsnummer.

Weitere Detailinformationen zu unserem Unternehmen erhalten Sie [hier](#), auf unserer Webste.

Sie haben Rückfragen? Gern steht Ihnen Ihr Vertriebsingenieur Gerfried Sonnberger telefonisch unter +43 664 3823 245 oder per Email über gerfried.sonnberger@seenor.swagelok.com zur Verfügung.

Ihre Kundennummer: 40361



 Kennst du die Swagelok Produkte in Special Alloys Materials? 

 Ball Valves	 Industrial Weld Fittings	Titanium	 Bleed Valves	Alloy 276
Alloy 400	 Flange Adapters	Alloy 20	 Tube Fittings	Alloy 625
Alloy 600	 Tubing	Alloy 825	 Regulators	 Monoflanges
2507	 Manifolds	 Needle Valves	6-Moly	 Check Valves

Best regards

S Nischkauer
 Customer Service

SEENOR GmbH
 IZ NÖ-Süd, Straße 16
 Objekt 69 2. OG, Top 8
 A - 2355 Wiener Neudorf

Geschäftsführer: Dr. Osvaldo Bosetti
 Landesgericht Wiener Neustadt
 FN 394009 UID: ATU67796405

Tel.: +43 (0) 2236 677079 Fax: +43 (0) 2236 677079-99
 Email: info@seenor.swagelok.com
 Web: www.swagelok.com/seenor

SEENOR GmbH
Swagelok Austria

IZ NÖ-Süd, Straße 16
 Objekt 69, 2. OG, Top
 A - 2355 Wiener Neudorf
 Tel Zentrale: +43 (0) 223
 Fax: +43 (0) 2236 677079-99
 Email: info@seenor.swagelok.com
 www.swagelok.com/seenor



S Nischkauer Customer Service

Seite 2 von 5

Angebot

Ihre Referenz: CHRISTOPH
 KRENN

Angebotsnummer: 0010020683**Lieferadresse**

TECHN. UNIVERSITÄT GRAZ
 INST.F: THERM.TURBOMASCH.
 U. MASCHINENDYNAMIK
 INFFELDGASSE 25/A
 A-8010 GRAZ

Datum: 17.12.2014
 Ihre Auftragsnummer: E-MAIL
 Zahlungsziel: 30 Days Net

Kundennummer.: 40361
 Techn. Ansprechp.:: 01 Gebiet: 01
 Lieferart: POST

ANGEBOTSDetails:

Pos.	Artikelnummer/ Bezeichnung	Lieferzeit	Stück	Preis/Stück	Gesamtpreis
000010	A-12M0-1-8RT Beschr.: MALE CONNECTOR 12MM SWA 1/2" ISO *SPL* MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.	38 Wochen	50	16,80 €	840,00 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					
000020	A-10M0-9 Beschr.: UNION ELBOW 10MM SWA,ALUM INIUM,SP MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.	2 Wochen	5	20,00 €	100,00 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					
000021	A-10M0-9 Beschr.: UNION ELBOW 10MM SWA,ALUM INIUM,SP MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.	11 Wochen	45	20,00 €	900,00 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					
000030	A-12M0-9 Beschr.: UNION ELBOW 12 MM SWA, ALUMINIUM *SPL*	11 Wochen	4	33,05 €	132,20 €



Landesgericht Wiener Neustadt FN 394009 UID: ATU67796405
 AUSTRIAN ANADI BANK AG. IBAN: AT685200000455589630 BIC: HAABAT2K

Swagelok

SEENOR GmbH
Swagelok Austria

IZ NÖ-Süd, Straße 16
 Objekt 69, 2. OG, Top
 A - 2355 Wiener Neudorf
 Tel Zentrale: +43 (0) 223
 Fax: +43 (0) 2236 677079-99
 Email: info@seenor.swagelok.com
 www.swagelok.com/seenor



S Nischkauer Customer Service

Seite 3 von 5

Angebot

Ihre Referenz: CHRISTOPH
 KRENN

Angebotsnummer: 0010020683**ANGEBOTSDetails:**

Pos.	Artikelnummer/ Bezeichnung	Lieferzeit	Stück	Preis/Stück	Gesamtpreis
------	----------------------------	------------	-------	-------------	-------------

Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten

[Swagelok e-Katalog](#)

000031	A-12M0-9 Beschr.: UNION ELBOW 12 MM SWA, ALUMINIUM *SPL*	38 Wochen	46	33,05 €	1.520,30 €
--------	--	-----------	----	---------	------------

Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten

[Swagelok e-Katalog](#)

000040	A-10M0-6 Beschr.: UNION 10MM SWA, *SPL*	2 Wochen	50	16,10 €	805,00 €
MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.					

Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten

[Swagelok e-Katalog](#)

000050	A-12M0-3 Beschr.: UNION TEE 12MM SWA, ALUMINIUM *SPL*	2 Wochen	10	45,90 €	459,00 €
MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.					

Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten

[Swagelok e-Katalog](#)

000051	A-12M0-3 Beschr.: UNION TEE 12MM SWA, ALUMINIUM *SPL*	11 Wochen	2	45,90 €	91,80 €
MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.					

Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten

[Swagelok e-Katalog](#)

000052	A-12M0-3 Beschr.: UNION TEE 12MM SWA, ALUMINIUM *SPL*	38 Wochen	38	45,90 €	1.744,20 €
MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.					

Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten

[Swagelok e-Katalog](#)



Landesgericht Wiener Neustadt FN 394009 UID: ATU67796405
 AUSTRIAN ANADI BANK AG. IBAN: AT685200000455589630 BIC: HAABAT2K

SEENOR GmbH
Swagelok Austria

IZ NÖ-Süd, Straße 16
 Objekt 69, 2. OG, Top
 A - 2355 Wiener Neudorf
 Tel Zentrale: +43 (0) 223
 Fax: +43 (0) 2236 677079-99
 Email: info@seenor.swagelok.com
 www.swagelok.com/seenor



S Nischkauer Customer Service

Seite 4 von 5

Angebot

Ihre Referenz: CHRISTOPH
 KRENN

Angebotsnummer: 0010020683**ANGEBOTSDetails:**

Pos.	Artikelnummer/ Bezeichnung	Lieferzeit	Stück	Preis/Stück	Gesamtpreis
000060	A-12-MTA-1-4RT Beschr.: MALE ADAPTER 12 MM TUBE 1/4" ISO TAPARED; ALUM:*S MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.	20 Wochen	50	12,20 €	610,00 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					
000070	A-12M0-1-4RT Beschr.: MALE CONNECTOR 12MM SWA 1/4" ISO TAPARED, ALUM.* MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.	2 Wochen	8	14,55 €	116,40 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					
000071	A-12M0-1-4RT Beschr.: MALE CONNECTOR 12MM SWA 1/4" ISO TAPARED, ALUM.* MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.	38 Wochen	42	14,55 €	611,10 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					
000080	A-16M0-R-12M Beschr.: REDUCER 16 MM SWA- 12 MM TUBE, ALUMINIUM*SPL* MINDESTABNAHMEMENG 50 STÜCK.	20 Wochen	50	36,95 €	1.847,50 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					
000090	A-16M0-3TFT Beschr.: FEMALE RUN TEE 16 MM SWA 1/2" NPT, ALUMINIUM *SPL* MINDESTABNAHMEMENG 50 STÜCK.	28 Wochen	50	71,70 €	3.585,00 €
Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten Swagelok e-Katalog					



Landesgericht Wiener Neustadt FN 394009 UID: ATU67796405
 AUSTRIAN ANADI BANK AG. IBAN: AT685200000455589630 BIC: HAABAT2K

Swagelok

SEENOR GmbH
Swagelok Austria

IZ NÖ-Süd, Straße 16
Objekt 69, 2. OG, Top
A - 2355 Wiener Neudorf
Tel Zentrale: +43 (0) 223
Fax: +43 (0) 2236 677079-99
Email: info@seenor.swagelok.com
www.swagelok.com/seenor



S Nischkauer Customer Service

Seite 5 von 5

Angebot

Ihre Referenz: CHRISTOPH
KRENN

Angebotsnummer: 0010020683

ANGEBOTSDetails:

Pos.	Artikelnummer/ Bezeichnung	Lieferzeit	Stück	Preis/Stück	Gesamtpreis
000100	A-12M0-R-16M	24 Wochen	50	16,40 €	820,00 €
Beschr.:	REDUCER 12MM SWA - 16 MM TUBE, ALUMINIUM *SPL* MINDESTABNAHMEMENGE 50 STÜCK.				

Klicken Sie auf den Link unterhalb, um Online Produktinformationen zu erhalten
[Swagelok e-Katalog](#)

.....

.....

.....

Angebot Total	14 182.50 €
Frachtkosten	20,00 €
Mindestfaktorenzuschlag	0,00 €
Umsatzsteuer	2 840.50 €
Total	17.043,00 €

Der Mindestbestellwert beträgt 100€ netto. Für Aufträge unter 100€, werden 35€ Mindestfaktorenzuschlag verrechnet

Falls Materialzertifikate benötigt werden, beachten Sie bitte das beiliegende Formular.

Bitte geben Sie in Ihrer Bestellung immer unsere Angebotsnummer an.

Bitte überprüfen Sie, ob die angebotenen Produkte Ihren Anforderungen entsprechen.

Beachten Sie die Sicherheits- und Funktionsanforderungen der Anwendung bei der Auswahl der

Produkte. Die Produktfunktion, die Materialverträglichkeit, die richtige Auswahl, Installation und

Wartung unterliegen der Verantwortung des Projektmanagers und Endanwenders.

Bitte beachten Sie: Nachdem eine Bestellung ausgelöst wurde können wir keine nachträglichen

Änderungen und Stornierungen akzeptieren



Landesgericht Wiener Neustadt FN 394009 UID: ATU67796405
AUSTRIAN ANADI BANK AG. IBAN: AT685200000455589630 BIC: HAABAT2K



Literaturverzeichnis

- [1] *Aluminiumbleche und -bänder, Alfun.* <http://www.alfun.at/sortiment/aluminium/bleche-und-bsnder>, Abruf: 2015-01-02
- [2] *Anlieferung von LH2 an LH2 Tankstelle.* http://www.the-linde-group.com/internet.global.thelindegroun.global/de/images/HydrogenBrochure_DE16_10196.pdf, Abruf: 2013-08-08
- [3] *Asco-Numatics.* <http://www.asconumatics.eu/de>, Abruf: 2014-09-16
- [4] *cryoplane.* <http://de.wikipedia.org/wiki/Cryoplane>, Abruf: 2014-08-18
- [5] *FLZ Vortex V1.198 (Demo-Freeware).* http://www.flz-vortex.de/flz_vortex.html, Abruf: 2014-01-05
- [6] *Herose.* http://www.herose.de/de/service/service_kataloge.php, Abruf: 2014-09-14
- [7] *Hydrogen fueled B-57.* <http://history.nasa.gov/SP-4404/ch6-4.htm>, Abruf: 2014-08-08
- [8] *LH2 Tank für mobile Anwendungen.* <http://www.magna.com/de/kompetenzen/fahrzeugentwicklung-und-auftragsfertigung/product-services/engineering-services/aerospace>, Abruf: 2014-08-08
- [9] *Material Properties 6061-T6 Aluminium.* http://www.cryogenics.nist.gov/MPropsMAY/6061%20Aluminum/6061_T6Aluminum_rev.htm, Abruf: 2014-12-30
- [10] *Pure Energy Centre.* <http://pureenergycentre.com/hydrogen-storage/>, Abruf: 2014-08-08
- [11] *Swagelok.* <http://www.swagelok.com>, Abruf: 2014-09-14
- [12] *Technische Informationen, Angaben zum Durchfluss, Ermittlung des KV und der Anschlussgröße, Asco-Numatics.* http://www.asconumatics.eu/images/site/upload/_de/pdf1/00011de.PDF, Abruf: 2015-03-16
- [13] *Toyota High Pressure Tank.* http://www.automobilemag.com/reviews/driven/1310_2015_toyota_hydrogen_sedan_prototype/photo_27.html, Abruf: 2013-08-08
- [14] *TU 155.* <http://www.flightglobal.com/blogs/flight-international/2008/04/tupolevs-cryogenic-tupolev-tu1/>, Abruf: 2014-08-18
- [15] : International Journal of hydrogen energy Vol. 35 pp. 11085-11098. 2010. – Forschungsbericht
- [16] CHEMIEINGENIEURWESEN, V. D. I. V.-G. V.: *VDI-Wärmeatlas*. 9. überarbeitete und erweiterte Auflage. Springer, 2002
- [17] EICHLSEDER, H. : *Thermodynamik, Skriptum zur Vorlesung*. 2007
- [18] EICHLSEDER, H. ; KLELL, M. : *Wasserstoff in der Fahrzeugtechnik*. 1. Aufl. Vieweg + Teubner, 2008
- [19] GOODWIN, D. G. ; MOFFAT, H. K. ; SPETH, R. L.: *Cantera: An Object-oriented Software Toolkit for Chemical Kinetics, Thermodynamics, and Transport Processes.* <http://www.cantera.org>, 2013. – Version 2.1.1

- [20] MATEK, W. ; MUHS, D. ; WITTEL, H. : *Roloff/Matek Maschinenelemente*. 11. Aufl. Vieweg, 1987
- [21] MCCARTY, R. : Thermodynamic Properties of Helium 4 from 2 to 1500 K at Pressures to 10^8 Pa / University of Colorado. 1973. – Paper
- [22] MCCARTY, R. ; STEWART, R. : Thermodynamic Properties of Neon / University of Colorado. 1963 (N 64 14273). – Paper