



Michael Hofer

# **Entwicklung eines Lachgashochdrucktanks für einen Hybrid-Raketenantrieb**

## **BACHELORARBEIT**

zur Erlangung des akademischen Grades  
Bachelor of Science  
Bachelorstudium Maschinenbau

eingereicht an der

**Technischen Universität Graz**

Betreuer

Ass.Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Michael Lang  
Institut für Verbrennungskraftmaschinen und Thermodynamik

Betreuender Professor

Assoc.Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Roland Kirchberger  
Institut für Verbrennungskraftmaschinen und Thermodynamik

Graz, Februar 2021



Institut für Verbrennungskraftmaschinen und Thermodynamik  
Vorstand: Univ.-Prof. DI Dr. Helmut Eichlseder



## Vorwort

Das Aerospace Team Graz (ASTG) hat sich als Ziel gesetzt, mit einem eigens entwickelten Hybrid-Raketenantrieb am Spaceport America Cup, dem weltweit größten studentischen Wettbewerb für interdisziplinäre Raketentechnik, teilzunehmen. Die Bezeichnung „Hybrid“ erschließt sich aus der Kombination eines flüssigen Oxidators in Verbindung mit einem festen Brennstoff. Der Antrieb soll als Oxidator Lachgas (Distickstoffmonoxid,  $N_2O$ ) und als Festbrennstoff Paraffinwachs oder ABS (Acrylnitril-Butadien-Styrol-Copolymer) verwenden.

Das Hauptziel dieser Arbeit besteht darin, einen oder mehrere Tanks zu entwickeln, welche den Oxidator sicher und zuverlässig speichern können. Der Grund, weshalb mehrere Konzepte untersucht und teilweise ausgearbeitet werden sollen, ist, dass zwischen den einzelnen Konzepten große Kostensprünge erwartet werden und das zur Verfügung stehende Budget für den Tank noch unklar ist. Da der Tank später in einer Modellrakete verbaut wird, ist es äußerst wichtig, den Tank so leicht wie möglich auszuführen. Im Weiteren muss der Tank in der Lage sein, große Massenströme in kurzer Zeit abzugeben, um das Triebwerk mit ausreichend  $N_2O$  zu versorgen.

Mein größter Dank geht an Herrn Ass.Prof. Lang, für die überaus großartige Betreuung meiner Arbeit. Großer Dank gebührt auch Herrn Univ.-Prof. Eichseder, welcher die Betreuung dieser Arbeit ermöglichte. Weiter möchte ich mich beim ASTG bedanken, mir die Möglichkeit zu geben, dieses Thema behandeln zu dürfen, es war für mich eine der schönsten Zeiten während meines Bachelorstudiums.

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>EINLEITUNG .....</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>THEORETISCHE GRUNDLAGEN .....</b>	<b>2</b>
2.1	GRUNDLAGEN RAKETENANTRIEBE.....	2
2.2	HYBRID ANTRIEB: .....	2
2.3	OXIDATOR (N <sub>2</sub> O) .....	3
2.3.1	<i>Sicherheitshinweise</i> .....	3
2.4	UMGEBUNGSBEDINGUNGEN .....	4
2.5	SPEICHERUNG DES OXIDATORS BEI SÄTTIGUNGSDAMPFDRUCK .....	4
2.6	SPEZIFISCHER IMPULS $I_{sp}$ .....	5
2.7	MODELL WÄRMESPEICHERUNG TANKWAND.....	5
2.8	GRUNDLAGEN REIBRÜHRSCHWEIBEN .....	6
<b>3</b>	<b>BERECHNUNG .....</b>	<b>7</b>
3.1	ANFORDERUNGEN AN DIE BETRIEBZUSTÄNDE DES ANTRIEBS .....	7
3.1.1	<i>Anforderungen Befüllung</i> .....	7
3.1.2	<i>Anforderungen Idle</i> .....	7
3.1.3	<i>Anforderungen Hot Fire</i> .....	7
3.1.4	<i>Anforderungen Cold Flow</i> .....	7
3.2	MODELLE .....	7
3.2.1	<i>Modell Befüllung</i> .....	8
3.2.2	<i>Modell Kühlung</i> .....	9
3.2.3	<i>Modell Idle</i> .....	9
3.2.4	<i>Modell für Hot Fire</i> .....	10
3.2.5	<i>Modell für Cold Flow</i> .....	10
3.3	GRUNDLAGEN .....	11
3.4	BERECHNUNGSMODI.....	12
3.4.1	<i>Implementierung Modell Befüllung, Idle, Kühlen</i> .....	12
3.4.2	<i>Implementierung Modell Hot Fire</i> .....	12
3.4.3	<i>Implementierung Modell Cold Flow</i> .....	12
3.5	OPTIMIERUNG DURCH VARIATION DER ANFANGSPARAMETER .....	12
<b>4</b>	<b>KONSTRUKTION .....</b>	<b>14</b>
4.1	KONSTRUKTIVE MÖGLICHKEITEN .....	14
4.2	WERKSTOFFWAHL .....	15
4.3	ENTWICKLUNG .....	16
<b>5</b>	<b>ERGEBNISSE .....</b>	<b>17</b>
5.1	ERGEBNISSE DER EINZELSIMULATION .....	17
5.1.1	<i>Ergebnisse Modell Befüllung</i> .....	17
5.1.2	<i>Ergebnisse Modell Idle</i> .....	17
5.1.3	<i>Ergebnisse Modell Hot Fire</i> .....	18
5.1.4	<i>Ergebnisse Modell Cold Flow</i> .....	20
5.2	DARSTELLUNG DER ERGEBNISSE DER OPTIMIERUNG .....	21
5.3	ERGEBNISSE DER OPTIMIERUNG .....	21
5.4	ERGEBNISSE DER TANK SIMULATION .....	23
5.4.1	<i>Tank Version 1</i> .....	24
5.4.2	<i>Tank Version 2</i> .....	25
<b>6</b>	<b>SCHLUSSFOLGERUNGEN UND AUSBLICK .....</b>	<b>26</b>
<b>7</b>	<b>ANHANG .....</b>	<b>27</b>
7.1	BERECHNUNG WÄRMEÜBERGANGSZAHL $\alpha_{Al} \rightarrow N_2O$ .....	27
7.2	WERKSTOFFVERGLEICH .....	27
7.3	ZEICHNUNGEN TANKS .....	29
7.3.1	<i>Tank Version 1</i> .....	29
7.3.2	<i>Tank Version 2</i> .....	30
7.4	ZUSÄTZLICHE DIAGRAMME FÜR DEN <i>HOT FIRE</i> ZUSTAND: .....	30
7.5	SOURCE CODE.....	31
7.5.1	<i>Calcmodel Tank – Häufig verwendete Grundfunktionen</i> .....	31

7.5.2	<i>Venting Valve – Die Klasse für das Entlüftungsventil</i> .....	32
7.5.3	<i>Tank Hull – Die Klasse für die Tankwand</i> .....	33
7.5.4	<i>Tank – Die Klasse für den Tank</i> .....	33
7.5.5	<i>TankSystem – Ein System aus Filltank und Runtank</i> .....	42
7.5.6	<i>Motor – Die Klasse für den Motor</i> .....	46
7.5.7	<i>Testmodel – Die Klasse für einen Berechnungspunkt für die Optimierungsroutine</i> .....	49
7.5.8	<i>Optimizer – Die Klasse für die Optimierung</i> .....	50
7.5.9	<i>Plots – Verschiedene Funktionen um Ergebnisse zu plotten</i> .....	51
7.5.10	<i>Plots_N<sub>2</sub>O – Verschiedene Funktionen speziell für den Oxidator N<sub>2</sub>O</i> .....	52
7.5.11	<i>Utils – Hilfsfunktionen</i> .....	56
7.5.12	<i>Simulations – Datei um Einzelsimulationen manuell ausführen zu können</i> .....	57
7.5.13	<i>Optimizing – Datei um die Optimierung auszuführen</i> .....	58
<b>8</b>	<b>ABBILDUNGSVERZEICHNIS</b> .....	<b>60</b>
<b>9</b>	<b>LITERATURVERZEICHNIS</b> .....	<b>61</b>

## Variablen

$F_t$	N	Schub
$v_{\text{exit}}$	m/s	Austrittsgeschwindigkeit Rauchgas
$\dot{V}_{\text{vent,max}}$	kg/s	Maximaler Volumenstrom am Entlüftungsventil
$\dot{V}_{\text{transfer,max}}$	kg/s	Maximaler Volumenstrom in der Befüll-Leitung
$\dot{V}_{\text{vent}}$	kg/s	Volumenstrom am Entlüftungsventil
$\dot{V}_{\text{transfer}}$	kg/s	Volumenstrom in der Befüll-Leitung
$m_{\text{transfer}}$	kg	Transferierte Masse in einem Zeitschritt
$m_{\text{vent}}$	kg	Entlüftete Masse in einem Zeitschritt
$\rho_{\text{transfer}}$	kg/m <sup>3</sup>	Dichte des transferierten Mediums
$\rho_{\text{vent}}$	kg/m <sup>3</sup>	Dichte des entlüfteten Mediums
$\rho'$	kg/m <sup>3</sup>	Dichte des Mediums an der Siedelinie
$\rho''$	kg/m <sup>3</sup>	Dichte des Mediums an der Sattdampflinie
$I_p$	Ns	Totaler Impuls
$I_{sp}$	s	Spezifischer Impuls
$u$	J/(kg·K)	Spezifische innere Energie
$h$	J/(kg·K)	Spezifische Enthalpie
$x$	1	Dampfziffer (= Qualität)

## Konstanten

$g = 9,8067$	m/s <sup>2</sup>	Standard Erdbeschleunigung
--------------	------------------	----------------------------

## Griechische Formelzeichen

$\alpha$	W/(m <sup>2</sup> ·K)	Wärmeübergangskoeffizient
----------	-----------------------	---------------------------

## Operatoren und Bezeichnungen

$\cdot$	zeitliche Ableitung
$'$	Wert an der Siedelinie (bei $x = 0$ )
$''$	Werte an der Sattdampflinie (bei $x = 1$ )

## **Eidesstattliche Erklärung**

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.

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.

Michael Hofer

Graz, Datum

## Zusammenfassung

Der Oxidator ( $N_2O$ ) des Hybridantriebs wird unter Sättigungsdampfdruck bei ca. 300 K gespeichert. Da der zu untersuchende Vorgang in sehr kurzer Zeit stattfindet, ist es erforderlich eine instationäre Simulation des Systems zu entwickeln, um für unterschiedliche Szenarien exakte Aussagen über jede Zustandsgröße, zu jedem Zeitschritt, treffen zu können. Dies dient schlussendlich dem Zweck, den Antrieb zu optimieren. Ziel dieser Arbeit ist hier, das Subsystem Tank zu betrachten. Abgesehen von der Implementierung der Modelle des Tanks zur Performanceberechnung des Antriebs im Betrieb ist es beim Subsystem Tank weiters erforderlich, die mittelfristige Speicherung des Oxidators zu betrachten. Da der Oxidator bei Sättigungsdampfdruck gespeichert wird, korreliert der Druck direkt mit der Temperatur, wobei man auf der einen Seite einen bestimmten Mindestdruck benötigt, damit der Antrieb funktioniert, auf der anderen Seite soll die kritische Temperatur von 309,5 K nicht überschritten werden. Die kritische Temperatur resultiert aus dem kritischen Punkt des Oxidators, welcher bei einer Temperatur von 309,5 K liegt. Da die Rakete bei möglichen Startverzögerungen für unbestimmte Zeit hohen Außentemperaturen und Sonneneinstrahlung ausgesetzt ist, aber jederzeit einsatzbereit sein soll, muss ein Kühlkonzept entwickelt werden, welches dies ermöglicht.

Zur Umsetzung der obengenannten Punkte wurden erst thermodynamische Modelle entwickelt, die das System ausreichend gut abbilden. Im Anschluss wurden eine instationäre Simulation in Python implementiert, bei der diese Modelle zur Anwendung kamen. Das Simulationsprogramm in Python wurde im Rahmen der vorliegenden und drei weiteren Arbeiten für das ASTG (Aerospace Team Graz) erarbeitet. Ziel war das Finden einer Möglichkeit, den Tank möglichst leicht zu gestalten, wobei verschiedene Tankkonzepte verglichen wurden. Der festigkeitstechnische Sicherheitsnachweis der Tanks wurde mittels FEM in Siemens NX durchgeführt.

Das Ergebnis der Arbeit ist ein flexibles modulares Optimierungstool für Hybridtriebwerke, welches jederzeit an die Gegebenheiten angepasst werden kann, um dann instationäre Berechnungen des Antriebs durchzuführen. Mittels der Optimierungsroutine konnte für den Tank ermittelt werden, dass die optimalen Startparameter, um maximalen spezifischen Impuls zu erhalten, bei 304 K Oxidortemperatur und einer möglichst geringen Dampffiziffer  $x$  liegt, diese beträgt aus Sicherheitsgründen mindestens 0,05. Um den Oxidator in der Rakete zu kühlen, wird gasförmiger Oxidator aus dem Tank der Rakete entlüftet und flüssiger nachgefüllt.

Da ein „carbon overwrapped pressure vessel“ (COPV) nicht in den Fertigungskapazitäten des ASTG oder der TU Graz liegen, wurden zwei Aluminiumtanks entwickelt, eine billigere, schwerere und eine teurere, leichtere Variante, welche sich in der Aluminiumlegierung und der Geometrie unterscheiden. Die leichtere Variante soll in der Rakete, die schwerere am Prüfstand eingesetzt werden.

## Abstract

The oxidizer ( $\text{N}_2\text{O}$ ) of the hybrid propulsion system is stored at saturation pressure at 300 K. Since the process under investigation takes place in a very short time, it is necessary to develop a transient simulation of the system in order to be able to make exact statements about each state variable, at each time step, for different scenarios. This serves the purpose of optimizing the drive. The aim of this work is to consider the subsystem tank. Apart from the goal of the entire implementation, it is also necessary to consider the medium-term storage of the oxidizer in the tank subsystem. Since the oxidizer is stored at saturated vapor pressure, the pressure correlates directly with the temperature. On one hand, a certain minimum pressure is required for the engine to function, on the other hand, the critical temperature of 309.5 K should not be exceeded. The critical temperature results from the critical point of the oxidizer, which is at a temperature of 309.5 K. Since the rocket is exposed to high outside temperatures and solar radiation for an indefinite period during possible launch delays, but should be ready for operation at any time, a cooling concept must be developed that makes this possible.

To implement the above, first thermodynamic models were developed. Subsequently, a transient simulation was implemented in Python using these models. The simulation program was developed in the context of this and three other bachelor theses for the Aerospace Team Graz (ASTG). Different possibilities to develop the tank as light as possible were explored and different tank concepts were compared. The strength-related safety verification of the tanks was carried out using an FEM Simulation in Siemens NX.

The result of the four theses is a flexible modular optimization tool for hybrid engines, which can be adapted to the conditions at any time to perform a transient calculation of the engine. Using the optimization routine, it was possible to determine, that the optimum start parameters for the tank to obtain the maximum specific impulse are an oxidizer temperature of 304 K and the lowest possible vapor number  $x$ , which was chosen to be 0.05 at minimum for safety reasons. To cool the oxidizer in the rocket, gaseous oxidizer is vented from the tank of the rocket and liquid oxidizer is refilled.

Since a carbon overwrapped pressure vessel (COPV) is not within the manufacturing capabilities of ASTG or TU Graz, two aluminum tanks were developed, a cheaper, heavier and a more expensive, lighter version; these differ in aluminum alloy and geometry. The lighter variant is to be used in the rocket, the heavier one for the test stand.

