



Daniel Kaiser

Fluidleitungssystem für einen Hybrid-Raketenantrieb

BACHELORARBEIT

zur Erlangung des akademischen Grades
Bachelor of Science
Bachelorstudium Maschinenbau / Wirtschaftsingenieurwesen - Maschinenbau

eingereicht an der

Technischen Universität Graz

Betreuer

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

Betreuender Professor

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

Graz, Februar 2021



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

Vorwort

Die Raumfahrt gewann in den letzten Jahren speziell durch den privaten Sektor an Relevanz. Durch wiederverwendbare Raketen, neue Herstellungsverfahren und neue Ziele wächst auch in Zentraleuropa die Industrie. Die Begeisterung für die Technologie hat mich dazu bewegt, einer der Mitgründer für das Aerospace Team Graz, einem interuniversitären Studierenden Verein in Graz, zu werden. Es freut mich umso mehr, in diesem Bereich auch nun meine Bachelorarbeit zu verfassen. In diesem Bereich gibt es noch sehr viel Forschungspotenzial, vor allem im Bereich der hybriden Raketentriebwerke. Diese Arbeit wird simultan mit drei anderen Bachelorarbeiten verfasst, deren Gesamtziel es ist, ein Grundverständnis für Hybridantriebe zu entwickeln. Vor allem das Verständnis des Oxidators, dessen Speicherung, die Verbrennung, Materialien und umsetzbare Konzepte sollen als gesammeltes Wissen aus diesen Arbeiten hervorgehen.

Ohne Unterstützung und Hilfe anderer wäre diese Arbeit nicht möglich gewesen. Daher möchte ich mich an dieser Stelle bei all jenen bedanken, die zur Entstehung dieser Arbeit beigetragen haben. Vor allem bedanken möchte ich mich bei meinem Betreuer Herrn Ass.Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Michael Lang, der es mir nicht nur möglich machte diese Arbeit umzusetzen, sondern auch durch sein umfangreiches fachliches Wissen einen großen Beitrag vor allem in der Problemlösung und Plausibilitätsprüfung leistete. Des Weiteren möchte ich mich allgemein bei allen Personen bedanken, die das Aerospace Team Graz unterstützen oder effektiv an dessen Projekten mitwirken. Danke auch an Herrn Hofer Michael, der simultan eine Arbeit für die Entwicklung eines Lachgashochdrucktanks verfasste, für die großartige Zusammenarbeit, da unsere Projekte viele Schnittstellen untereinander aufwiesen. Besonderer Dank gilt dem gesamten Institut für Verbrennungskraftmaschinen und Thermodynamik und dessen Vorstand Herr Univ.-Prof. DI Dr. Helmut Eichlseder für die Unterstützung der Arbeit.

Inhaltsverzeichnis

FORMELZEICHEN, INDIZES UND ABKÜRZUNGEN	V
EIDESSTATTLICHE ERKLÄRUNG	VI
ZUSAMMENFASSUNG	VII
ABSTRACT	VIII
1 EINLEITUNG	1
2 THEORETISCHE GRUNDLAGEN	2
2.1 HYBRID-RAKETENANTRIEB	2
2.2 DISTICKSTOFFMONOXID	3
2.2.1 Zersetzung	3
2.2.2 Speichern	4
2.2.3 Materialverträglichkeit	4
3 BETRIEBSZUSTÄNDE UND GESAMTKONZEPT	5
3.1 BEFÜLLEN	5
3.2 TESTEN	6
3.3 SPÜLEN	7
4 AUSGEARBEITETER ENTWURF	8
4.1 MESSSYSTEME	8
4.2 SICHERHEITSSYSTEME	8
4.3 AUFBAU	9
5 THERMODYNAMISCHE UND KONSTRUKTIVE AUSLEGUNG DER BAUTEILE	11
5.1 LEITUNGSDIMENSIONIERUNG	11
5.1.1 Hauptleitung	11
5.1.2 Nebenleitungen	12
5.2 VENTILE	14
5.2.1 Hauptventil	14
5.2.2 Entlüftungsventil	14
5.3 INJEKTOR	17
7 SCHLUSSFOLGERUNG UND AUSBLICK	21
7.1 SPÜLSYSTEM ALS DRUCKBEAUFSCHLAGUNG VERWENDEN	21
7.2 INTEGRATION IN DIE RAKETE	21
8 ANHANG	22
8.1 SOURCE CODE PYTHON	22
8.1.1 Auslegung der Leitungen	22
8.1.2 Vergleich der Injektormassenströme	23
8.1.3 Vergleich der Entlüftungsmassenströme	24
8.1.4 Einbindung für Berechnungsmodell	26
9 ABBILDUNGSVERZEICHNIS	29
10 LITERATURVERZEICHNIS	30

Formelzeichen, Indizes und Abkürzungen

Formelzeichen

$\dot{m}$	kg/s	Massenstrom
ρ	kg/m ³	Dichte
v	m/s	Geschwindigkeit
c_d	—	discharge coefficient
A	m ²	Fläche, Oberfläche, Querschnittsfläche
p	Pa	Druck
h	kJ/kg	spezifische Enthalpie
γ	—	inhomogener Ungleichgewichts-Parameter
κ	—	Isentropenexponent

Weitere Indices und Abkürzungen

N ₂ O	Distickstoffmonoxid
LOX	Liquid Oxygen
N ₂	Stickstoff
O ₂	Sauerstoff
ΔH_g	Enthalpiedifferenz
ASTG	Aerospace Team Graz
SPAC	Spaceport America Cup
SRAD	Student Researched and Developed
COTS	commercial off the shelf

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.

Vorname Nachname

Graz, Datum

Zusammenfassung

Das Hauptziel dieser Arbeit besteht darin, ein System zu entwickeln, welches das Lachgas in einem Zwischentank speichert und dieses in flüssiger Form bis zur Einspritzung (Injektor) des Triebwerks befördert. Dabei soll keine zusätzliche Druckbeaufschlagung, Pumpe oder sonstige Förderhilfe verwendet werden, sondern lediglich unter dem Eigendruck des Mediums gefördert werden. Möglich macht dies die Eigenschaft, dass der Oxidator bei Umgebungstemperatur sowohl in flüssiger als auch in gasförmiger Form vorliegt.

Um eine Kontrolle der Temperatur und somit des Druckes des Mediums garantieren zu können, muss ein Entlüftungsventil ausgewählt und dimensioniert werden. Diese Anforderung hat seinen Ursprung in den Startbedingungen der Rakete. Da die Rakete in der Wüste New Mexicos starten wird ist mit einer hohen Wärmeeinstrahlung durch die Sonne zu rechnen. Der folgende Temperaturanstieg muss von dem System kompensiert werden.

Eine der wichtigsten Anforderungen ist die Sicherheit. Es muss garantiert sein, zu jedem Zeitpunkt den Testbetrieb unterbrechen zu können und das Medium sicher aus dem System zu entfernen. Weiters soll die Anlage zum größten Teil automatisiert sein, um den Anwesenden einen, für alle Eventualitäten ausreichenden, Sicherheitsabstand garantieren zu können.

Ein großer Teil der Arbeit war es, den Oxidator hinsichtlich seiner Eigenschaften zu verstehen, um ein möglichst sicheres Fluidleitkonzept zu entwickeln. Weiters wurden die Komponenten, wie speziell die Leitungen, Ventile und der Injektor, dimensioniert und Modelle für ihre Berechnung aufgestellt. Diese wurden in ein Pythonprogramm integriert, welches es ermöglicht, den gesamten Antrieb in allen Zuständen zu simulieren. Zusätzlich wurde ein vollständiges Konzept für ein Fluidleitsystem mit Beschreibung der Bauteilfunktionen und Auswahl dieser ausgearbeitet. Abschließend wurde dieser Entwurf in ein realisierbares Konzept in CAD überführt.

Abstract

The main objective of this work is to develop a system that stores the nitrous oxide in an intermediate tank and transports it in liquid form to the injection (injector) of the engine. No additional pressurization, pump or other conveying aid is to be used, but only under the inherent pressure (the medium is present in two phases under the given boundary conditions).

In order to be able to guarantee the control of the temperature and, thus, the pressure of the medium, a vent valve must be selected and dimensioned.

One of the most important requirements is safety. It must be guaranteed that the test operation can be interrupted at any time and that the medium can be safely removed from the system. Furthermore, the system should be automated for the most part in order to be able to guarantee a sufficient safety distance for all eventualities.

A large part of the work was to understand the oxidizer in terms of its properties in order to develop the safest possible fluid concept. Furthermore, the components such as especially the lines, valves and the injector were dimensioned and models for their calculation were set up. These were integrated into a Python program, which makes it possible to simulate the entire engine in all states. In addition, a complete concept for a fluid control system was worked out, including a description of the component functions and their selection. Finally, this design was converted into a realizable concept in CAD.