



Felix Kerschbaumer

Auslegung und Konstruktion des Hauptventils für ein Hybrid-Raketentriebwerk

BACHELORARBEIT

zur Erlangung des akademischen Grades
Bachelor of Science
Bachelorstudium Maschinenbau

eingereicht an der

Technischen Universität Graz

Betreuer
Assoc.Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Michael Lang
Institut für Thermodynamik und nachhaltige Antriebssysteme

Graz, Oktober 2023



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

Vorwort

Aus historischer Sicht wurde die Raumfahrt meist von staatlichen Raumfahrtbehörden sowie einigen großen Akteuren der Industrie dominiert. Mit Beginn des neuen Jahrtausends kam es durch technologische Fortschritte und steigender Nachfrage an Satelliten zu einer zunehmenden Kommerzialisierung des Weltraums mit der Entstehung einer Vielzahl neuer Raumfahrtunternehmen. Private Missionen machen mittlerweile einen beträchtlichen Teil aller Starts aus und ein Ende dieser Entwicklung ist nicht in Sicht.

Auch im akademischen Umfeld ist diese Entwicklung angekommen und so haben sich in Europa zahlreiche Studierendenteams mit dem Fokus auf Luft- und Raumfahrt gebildet – auch an der TU Graz.

Das Aerospace Team Graz (ASTG) wurde 2019 gegründet, mit dem Ziel, an studentischen Raketenwettbewerben wie der *European Rocketry Challenge* (EUROC) oder dem *Spaceport America Cup* (SPAC) teilzunehmen. Mit Anfang 2020 bin auch ich dem ASTG beigetreten und hatte die Möglichkeit, an den ersten zwei Raketenprojekten AVES I und II mitzuwirken. Nachdem diese Raketen beide jeweils einen Feststoffantrieb besitzen, wurde für den Wettkampf 2023 das Projekt *Halcyon* ins Leben gerufen, welches von einem Hybridtriebwerk angetrieben werden soll.

Die Bezeichnung Hybrid bezeichnet in diesen Fall eine Mischung zwischen Feststoff- und Flüssigtriebwerken, da bei einem Hybridantrieb jeweils eine Treibstoffkomponente in fester Form und die andere in flüssiger Form vorliegt. Bei *Halcyon* befindet sich der Brennstoff, eine Mischung aus Paraffin und EVA, in fester Form in der Brennkammer, während der Oxidator, flüssiges Lachgas (N_2O), in die Brennkammer eingespritzt wird. Der Oxidatorfluss vom Tank in die Brennkammer wird über das Hauptventil gesteuert.

Das Ziel dieser Arbeit soll die Berechnung und Konstruktion dieser Ventilbaugruppe sowie einer dazugehörigen automatischen Ansteuerung sein. Im Rahmen von drei Bachelorarbeiten von M. Hofer (Tank), D. Kaiser (Fluidsystem) und V. Nimmervoll (Brennkammer) wurde bereits ein Berechnungsskript für die Modellierung des gesamten Antriebes entwickelt. Die Effekte des Ventils auf den Rest des Antriebs sollen bestimmt und in dieses Skript integriert werden.

Allein wäre diese Arbeit nicht möglich gewesen, daher möchte ich mich an dieser Stelle bei allen bedanken, die mich unterstützt und zur Erstellung dieser Arbeit beigetragen haben. Mein besonderer Dank gilt Herrn Assoc.Prof. Michael Lang für seine engagierte und unkomplizierte Betreuung. In diesem Rahmen möchte ich mich auch bei allen Mitgliedern des ASTG bedanken, die mir die Bearbeitung dieses Themas ermöglicht haben und mit denen ich in den letzten drei Jahren viele schöne Erfahrungen sammeln durfte. Besonders hervorheben möchte ich Valentin Nimmervoll für seine tatkräftige Hilfe bei der Integration meiner Berechnungen in das ASTG-Berechnungsskript. Nicht zuletzt möchte ich mich auch bei meinen Eltern bedanken, die mir durch ihre Unterstützung mein Studium ermöglicht haben.

Inhaltsverzeichnis

FORMELZEICHEN, INDIZES UND ABKÜRZUNGEN	V
EIDESSTATTLICHE ERKLÄRUNG.....	VI
ZUSAMMENFASSUNG	VII
ABSTRACT.....	VIII
1 EINLEITUNG	1
2 SYSTEMANFORDERUNGEN UND ZIELSETZUNG.....	2
2.1 THERMODYNAMIK UND VERLUSTE.....	2
2.2 ANSTEUERUNG	2
2.3 BESTÄNDIGKEIT	3
2.4 BAURAUM UND MONTAGE	3
2.5 OPTIMIERUNGSZIELE	3
3 THEORETISCHE GRUNDLAGEN	4
3.1 THERMODYNAMIK UND STRÖMUNGSVERLUSTE	4
3.1.1 Rohrleitung.....	6
3.1.2 Ventil.....	7
3.1.3 Einlass.....	8
3.1.4 Diffusor	9
3.2 DREHMOMENTE VENTIL	10
3.3 KINEMATIK GELENKVIERECK.....	12
4 BERECHNUNGEN IN PYTHON.....	13
4.1 VERLUSTBERECHNUNG.....	13
4.2 KINEMATIKBERECHNUNG.....	14
5 KONSTRUKTION UND ERGEBNISSE	15
5.1 VENTIL	15
5.2 ANTRIEBE	16
5.3 DREHMOMENTÜBERTRAGUNG.....	18
5.4 BERECHNUNGSERGEBNISSE	19
5.4.1 Verluste	19
5.4.2 Kinematik	21
5.5 GESAMTAUFBAU	24
6 UMSETZUNG UND AUSBLICK.....	26
7 ANHANG	27
7.1 QUELLCODE PYTHON	27
7.1.1 Quellcode Verlustberechnung.....	27
7.1.2 Quellcode Kinematikberechnung	36
7.2 ZEICHNUNGEN	41
7.2.1 Tankunterseite.....	41
7.2.2 Feedpipe.....	42
7.3 FE ANALYSEN	43
7.3.1 Feedpipe.....	43
7.3.2 Tankunterseite.....	45
8 ABBILDUNGSVERZEICHNIS.....	48
9 LITERATURVERZEICHNIS	49

Formelzeichen, Indizes und Abkürzungen

Lateinische Formelzeichen

A	m^2	Fläche
c	m/s	Geschwindigkeit
c_v, c_p	$J/(kg \cdot K)$	Spezifische Wärmekapazität bei konstanten Volumen/Druck
d	m	Durchmesser
D_h	m	hydraulischer Durchmesser
e_a, E_a	J/kg bzw. J	(spezifische) Äußere Energie
F_F	–	„Liquid critical pressure ratio“-Faktor
F_L	–	„Liquid Pressure Recovery“-Faktor
$\Delta \hat{H}_G$	J/mol	Molare Reaktionswärme der Gesamtreaktion
h, H	J/kg bzw. J	(spezifische) Enthalpie
i	–	Übersetzungsverhältnis
k_d	–	Korrekturfaktor Diffusor
k_S	mm	Äquivalente Sandrauigkeit
K_V, C_V	m^3/h bzw. gpm	Durchflussbeiwert Ventil
M	Nm	Drehmoment
\dot{m}	kg/s	Massenstrom
N_1	–	Korrekturfaktor
p	bar bzw. Pa	Druck
Re	–	Reynoldszahl
t, T	$^{\circ}C$ bzw. K	Temperatur
u, U	J/kg bzw. J	Innere Energie
v	m^3/kg	Spezifisches Volumen
\dot{V}	m^3/s	Volumenstrom
W	J	Arbeit/Energie
W_t	J	Technische Arbeit

Griechische Formelzeichen

α	$^{\circ}$	Öffnungswinkel Diffusor
ζ	–	Druckverlustkoeffizient
ζ_d	–	Verlustbeiwert Diffusor
λ	–	Rohrreibungszahl
ρ	kg/m^3	Dichte
φ, ϕ	$^{\circ}$	Drehwinkel Servomotor
ψ	$^{\circ}$	Drehwinkel Ventil

Weitere Indices und Abkürzungen

ASTG	Aerospace Team Graz
BTO/BTC	Break-to-Open / Break-to-Close
RTO/RTC	Run-to-Open / Run-to-Close
ETO/ETC	End-to-Open / End-to-Close
EVA	Ethylen-Vinylacetat-Copolymer
GSE	Ground Support Equipment (Bodengeräte)
PTFE	Polytetrafluorethylen
SPAC	Spaceport America Cup
TR	Transmission Ratio (lokales Übersetzungsverhältnis)

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.

Felix Kerschbaumer

Graz, 17.10.2023

Zusammenfassung

Hybridraketenantriebe haben sich in den letzten Jahren insbesondere für kleine bis mittelgroße Trägersysteme als kostengünstige und sichere Alternative zu konventionellen Feststoff- oder Flüssigantrieben erwiesen.

Das Aerospace Team Graz (ASTG) ist ein Studententeam mit dem Ziel, am internationalen Raketenwettbewerb EUROOC teilzunehmen. Für diesen Wettbewerb wurde die Rakete *Halcyon* entwickelt, welche von einem Hybridantrieb mit Paraffin und Lachgas angetrieben wird.

Das Hauptventil ist ein wichtiges System eines jeden Hybridantriebes und steuert den Oxidatorfluss zwischen Tank und Injektor. Das Ventil muss in der Lage sein, hohe Massenströme und hohe Drücke bei gleichzeitig geringem Systemgewicht und kompakter Bauweise zu ermöglichen.

Ziel dieser Arbeit ist es, systematisch ein zuverlässiges und leistungsstarkes Hauptventilsystem mit einem geeigneten Ventilantrieb für *Halcyon* zu entwickeln und den Einfluss auf Druck und Temperatur des Oxidators in Python zu modellieren.

Für diesen Zweck wurde ein modularer Ansatz entwickelt, der es ermöglicht, den Druckabfall und die Temperaturänderung des Oxidators unter Verwendung von anpassbaren Elementen wie Rohren, Ventilen, Einlässen und Diffusoren zu berechnen.

Verschiedene Ventiltypen und -konfigurationen wurden in Bezug auf Verluste, Gewicht und Größe verglichen. Anhand vorhandener Literatur wurde das erforderliche Betätigungsmoment für schwimmend gelagerte Kugelhähne abgeschätzt und mögliche Antriebs- und Übertragungsmöglichkeiten bewertet. Ein kinematischer Antrieb mit einem Viergelenk wurde untersucht und der Verlauf der Übersetzung mit Hilfe der Freudenstein-Gleichungen berechnet.

Das Ergebnis ist ein Hauptventil mit einem an den Tank integrierten Ventilmittelstück, einem Servoantrieb und einem Viergelenk, das auf maximale Sicherheit über den ganzen Betriebsbereich optimiert wurde. Das System wurde im Rahmen von drei *Cold-Flow* und fünf *Hot-Fire* Tests erfolgreich getestet.

Abstract

In recent years, hybrid rocket engines have proven to be a cost-effective and safe alternative to conventional solid or liquid propulsion systems, especially for small to medium launch systems.

The Aerospace Team Graz (ASTG), a student team with the aim to compete in the *EUROC* international rocket competition, has developed *Halcyon*, a hybrid rocket powered by paraffin wax and nitrous oxide.

A key system in any hybrid engine is the main valve, which controls the flow of oxidizer to the injector. The valve must be able to handle high oxidizer mass flows at high pressures, while maintaining low system weight and compactness.

This work aims to systematically develop a reliable and high-performance main valve system and a suitable valve actuator for *Halcyon* and to model the losses in Python.

A modular approach was developed to calculate the oxidizer pressure drop and temperature change using customizable fluid path elements such as pipes, valves, inlets, and diffusers.

Different valve types and configurations were compared in terms of losses, weight, and size. Existing literature was used to estimate the required actuation torque for floating ball valves and possible actuator and transmission options were evaluated. An actuation with a four-bar linkage was investigated and the transmission ratio was calculated using the Freudenstein equations.

The resulting design features an integrated valve body mounted directly to the tank bulkhead, a miniature servomotor and a four-bar linkage optimised for maximum safety margins over its operating range.

The main valve was tested during three *cold-flow* and five *hot-fire* tests, all of which were completed successfully.

1 Einleitung

Hybridantriebe stellen eine Mischform zwischen Feststoff- und Flüssigtriebwerken dar. Durch die Verwendung von festem Brennstoff und flüssigem Oxidator sind diese Antriebe in der Handhabung sehr sicher, besitzen eine höhere Performance als Feststoffantriebe und sind gleichzeitig weniger komplex und kostengünstiger als Flüssigtriebwerke. Diese Vorteile machen Hybridantriebe sehr attraktiv für die nächste Generation von kleinen bis mittleren Trägersystemen und das Forschungsinteresse ist dementsprechend hoch.

Der Hybridantrieb von *Halcyon* verwendet flüssiges Lachgas als Oxidator und eine Mischung aus Paraffin und EVA als Brennstoff. Der Oxidator wird in einem Tank gespeichert und über das Hauptventil und die Hauptleitung zum Injektor geführt, welcher das Lachgas anschließend in die Brennkammer einspritzt und gleichzeitig zerstäubt.

Zur Bedruckung des Tanks gibt es grundsätzlich zwei Möglichkeiten: Zum einen ist es durch die hohe kritische Temperatur von 36,4 °C möglich, den Oxidator bei Raumtemperatur unterkritisch bei Sättigungsdampfdruck im Tank zu speichern. Dabei erfolgt die Bedruckung über den Dampfdruck des Oxidators, welcher für Lachgas bei 20 °C ca. 50,5 bar beträgt. Im Laufe der Brenndauer sinkt dabei durch den geringen Wärmeeintrag der Tankdruck. Eine zweite Möglichkeit ist die Bedruckung des Tanks mit einem inerten Gas (*pressurized*). Ein zusätzlicher Hochdrucktank mit einem Druckregler hält dabei den Tankdruck über den Flug konstant.

Bei *Halcyon* wird der Tank extern bedruckt. Dies hat den Vorteil, dass der Oxidator bei tieferen Temperaturen gelagert werden kann und somit die Dichte höher ist als bei einem *self-pressurized* System, was das nötige Tankvolumen verringert. Der Dichteunterschied zwischen einer Lagerung bei -10 °C und 30 °C beträgt beispielsweise 38 % (688 vs. 954 kg/m³). Darüber hinaus kann der Antrieb durch den konstanten Tankdruck über die ganze Brenndauer im optimalen Betriebspunkt laufen, da z.B. die Effizienz des Injektors, der Verbrennung und der Düse direkt vom Systemdruck abhängen.

Das Ziel dieser Arbeit soll es sein, ein leistungsfähiges und zuverlässiges, gesteuertes Hauptventil für den Hybridantrieb der Experimentalrakete *Halcyon* zu entwickeln, umzusetzen und zu testen. Das Hauptventil sitzt zwischen Tank und Injektor und steuert den Massenstrom des Oxidators in die Brennkammer. Es ermöglicht auch, den Schub durch die Betätigung des Ventils über die Brenndauer zu variieren.