



Institute of Thermal Turbomachinery
and Machine Dynamics



Brennkammer für einen Hybrid Raketenantrieb

von

Valentin Nimmervoll

11811502

Bachelorarbeit der Studienrichtung Maschinenbau

Technische Universität Graz

Institut für Thermische Turbomaschinen
und Maschinendynamik

Betreuer:

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

Graz, im Februar 2021

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 entnommene Stellen als solche kenntlich gemacht habe.

Graz, am

.....

(Unterschrift)

STATUTORY DECLARATION

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 marked all material which has been quoted either literally or by content from the used sources.

.....

date

.....

(signature)



KURZFASSUNG

Das Aerospace Team Graz ist ein Studententeam an der TU Graz und hat sich als Ziel gesetzt, mit einem eigens entwickelten Hybrid-Raketenantrieb am Spaceport America Cup, dem weltweit größten Wettbewerb für interdisziplinäre Raketentechnik, teilzunehmen.

Da die Entwicklung eines solchen Antriebs ein großes und aufwendiges Projekt ist, wurde das Raketensystem in verschiedene Subsysteme unterteilt. Um die Arbeit für das Studententeam mit dem Studium besser vereinbaren zu können, bearbeiten mehrere Teammitglieder ihre Bereiche in Form von Bachelorarbeiten in Kooperation mit verschiedenen Instituten. Diese Zusammenarbeit ermöglicht es besser auf das bestehende Know-how der TU-Graz zuzugreifen.

Diese Arbeit befasst sich mit der Entwicklung der Brennkammer des Hybrid-Raketentriebwerks des Aerospace Team Graz. Dabei wurde im Rahmen dieser Arbeit eine Untersuchung der aufgrund der Verbrennung wirkenden Belastungssituation gemacht und auf Basis dieser eine Brennkammer entwickelt.

ABSTRACT

The Aerospace Team Graz is a student team at Graz University of Technology and has set itself the goal of participating in the Spaceport America Cup, the world's largest competition for interdisciplinary rocket technology, using a self-developed hybrid rocket engine.

Since the development of such a propulsion system is a large and complex project, the propulsion system was divided into various subsystems. In order to make the work for the student team more compatible with their studies, several team members combine their work with their Bachelor thesis in cooperation with various institutes. This cooperation allows for a better access to the existing know-how of TU-Graz.

This thesis deals with the development of the combustion chamber of the hybrid rocket engine, the Aerospace Team Graz. Within the scope of this work, an investigation of the load situation acting due to the combustion was made and a combustion chamber was developed on the basis of this.



VORWORT

Die vor Ihnen liegende Arbeit „Brennkammer für ein Hybrid Triebwerk“ befasst sich mit der Entwicklung einer Brennkammer für den Hybrid Raketenantrieb des Aerospace Team Graz.

Das Aerospace Team Graz ist ein Studententeam, das ich im Dezember 2019 gemeinsam mit 12 anderen Studenten gegründet habe und mittlerweile bereits über 60 Mitglieder hat. Ein Ziel des Aerospace Team Graz ist die Entwicklung eines eigenen Hybriden Raketenantriebs.

Diese Arbeit befasst sich mit der Brennkammer dieses Antriebs und entstand in Kooperation des ASTG mit dem Institut für Thermische Turbomaschinen und Maschinendynamik.

Um die Sprache dieser Dokumentation einheitlich zu halten, wurden soweit sinnvoll alle englischen Fachbegriffe auf Deutsch übersetzt.

Bedanken möchte ich mich hier bei Professor Heitmeir für die Betreuung von Seite des ITTM. Von Seite des Aerospace Team Graz möchte ich mich beim Modul Propulsion insbesondere bei Daniel Kaiser, dem Modulleiter für Propulsion, bedanken.

Valentin Nimmervoll

Graz, Dezember 2020



INHALTSVERZEICHNIS

1	EINLEITUNG	1
1.1	Problemstellung und Zielsetzung	1
1.2	Gliederung und Aufbau der Arbeit	1
2	THEORETISCHE GRUNDLAGEN.....	3
3	BERECHNUNGSMODELL.....	5
3.1	Eigenschaften der Verbrennungsprodukte	5
3.2	Brennkammer Druck Modell [3].....	6
3.3	Fuel Grain Abbrennrate.....	7
4	PYTHON BERECHNUNGSPROGRAMM	9
4.1	Aufbau der Berechnungsroutine	9
4.2	Simulation eines Hybrid Antriebs	10
4.2.1	Injektor Daten	10
4.2.2	Brennkammer Geometrie	11
4.2.3	Fuel Grain Daten	11
4.2.4	Düsen Daten.....	11
4.2.5	Tank Daten	11
4.2.6	Ergebnisse Paraffin	12
4.2.7	Ergebnisse ABS.....	13
5	VERGLEICH ANDERER BRENNKAMMER DESIGNS.....	14
5.1	Society for Advanced Rocket Propulsion Team at the University of Washington (SARP) [6].....	14
5.2	Texas University Sounding Rocket Team (SRT) [7].....	15
5.3	Waterloo Rocketry [8].....	15
5.4	Student Organization for Aerospace Research (SOAR) [9]	16
5.5	Oronos Polytechnique Montreal [10]	16
5.6	Project Prometheus at UCLA [11]	16
5.7	Fazit	17
6	COMBUSTION CHAMBER KONSTRUKTION	18
6.1	Allgemeine Konstruktion.....	18
6.2	Werkstoffwahl	19
6.3	Injector Retainer	19
6.4	Injector Plate	19
6.5	Casing	20
6.6	Isolation	20
6.7	Fuel Grain.....	20
6.8	Nozzle Retainer	20
6.9	Nozzle	20
7	AUSBLICK.....	21
8	LITERATUR.....	22