

Berechnungsprogramm für die Lavaldüse von Raketenantrieben

von

Felix Wögerbauer
11809169

Bachelorarbeit der Studienrichtung Maschinenbau
Technische Universität Graz
Institut für Thermische Turbomaschinen
und Maschinendynamik

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

Graz, im Februar 2025



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

Diese Bachelorarbeit dokumentiert die vollständige Eigenentwicklung eines modularen Berechnungsprogramms für Lavaldüsen, das in der studentischen Raketentechnik Anwendung findet. Ziel war es, ein praxisnahes und flexibel einsetzbares Werkzeug zu schaffen, das auf Basis theoretischer Strömungsmodelle sowie thermodynamischer Berechnungen die Düsengeometrie präzise bestimmen kann.

Das Programm wurde vom Autor in der Programmiersprache Python implementiert und modular aufgebaut, wodurch es eine einfache Anpassung an unterschiedliche Anforderungen ermöglicht. Im Zentrum der entwickelten Software-Architektur stehen Berechnungen basierend auf der Methode von Rao sowie dem NASA-CEA-Modell (Chemical Equilibrium with Applications) zur Ermittlung der chemischen und thermodynamischen Eigenschaften der Verbrennungsprodukte.

Aus diesen Daten leitet das Tool Geometrieparameter wie den kritischen Querschnitt, das Expansionsflächenverhältnis und die Machzahlverläufe ab. Zusätzlich verfügt die Software über ein vom Autor erstelltes Modul zum Export der Düsenkontur für die Weiterverarbeitung in Computer-Aided Design (CAD)-Systemen sowie eine integrierte Schnittstelle zum Vergleich mit vom Autor durchgeführten Computational Fluid Dynamics (CFD)-Simulationen zur Validierung der Ergebnisse.

Zur Überprüfung der Berechnungen wurden die vom Autor erstellten CFD-Simulationen sowie Triebwerkstests herangezogen. Dabei kam das Tool unter anderem bei den Raketenprojekten Aves, Aves II, Halcyon, Alcedo und Ispida des Aerospace Team Graz (ASTG) zum Einsatz. Die Ergebnisse zeigen, dass mit dem Tool nicht nur theoretisch fundierte, sondern auch in der Praxis anwendbare Düsen gestaltet werden können.

Insgesamt liefert die Arbeit ein Werkzeug zur Berechnung von Lavaldüsen und legt damit einen Grundstein für weitere Entwicklungen in der studentischen Raketentechnik.



ABSTRACT

This bachelor's thesis documents the complete independent development of a modular calculation program for Laval nozzles within the field of student rocketry. The objective was to create a practical, flexible, and user-friendly software solution capable of accurately determining nozzle geometries based on theoretical flow models and thermodynamic principles.

The program was implemented by the author in the Python programming language and features a modular architecture, ensuring straightforward adaptation and customization for various propulsion configurations, including solid, liquid, and hybrid engines. At the core of the software architecture developed by the author are calculations based on the Rao method and the NASA Chemical Equilibrium with Applications (CEA) model, which determine the chemical and thermodynamic properties of combustion products.

From this data, the tool derives critical parameters such as the throat area, the expansion area ratio, and Mach number profiles. Additionally, the software includes a module created by the author for exporting the nozzle contour for further processing in Computer-Aided Design (CAD) systems, as well as an integrated interface for comparison with Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations conducted by the author to validate the results.

To evaluate the accuracy and robustness of the tool, CFD simulations performed by the author and real-world engine tests were utilized. The tool has been successfully implemented in several rocket projects of the Aerospace Team Graz (ASTG), including Aves, Aves II, Halcyon, Alcedo, and Ispida. The results demonstrate that the software provides not only scientifically sound designs but also ensures high practical applicability in real propulsion systems.

Overall, this work delivers a versatile tool for nozzle design and establishes a solid foundation for further developments in student rocketry.



VORWORT

Die Raumfahrt hat in den vergangenen Jahren insbesondere durch den privaten Sektor stark an Bedeutung gewonnen. Wiederverwendbare Raketen, neue Herstellungsverfahren und ambitionierte Zielsetzungen haben zu einem raschen Wachstum der Branche geführt, das sich zunehmend auch in Zentraleuropa widerspiegelt. Technologische Fortschritte in den Bereichen Antriebssysteme, Werkstofftechnik und Simulation eröffnen dabei neue Möglichkeiten, die noch vor wenigen Jahren als unrealistisch galten.

Diese Entwicklung sowie die damit verbundene Begeisterung für Raumfahrttechnologie motivierten mich dazu, Mitglied des Aerospace Team Graz zu werden. Die Mitarbeit in einem interdisziplinären Team, das sich mit der praktischen Umsetzung komplexer technischer Systeme beschäftigt, stellte für mich eine besonders wertvolle Ergänzung zum Studium dar. Umso mehr freut es mich, meine Bachelorarbeit in diesem Themenfeld verfassen zu können und einen aktiven Beitrag zu einem realen Entwicklungsprojekt leisten zu dürfen.

Mein besonderer Dank gilt Univ.-Prof. Dr.-Ing. Franz Heitmeir für die fachliche Betreuung der Arbeit.

Weiters gilt der Dank den Mitgliedern des Aerospace Team Graz, die mich bei dieser Arbeit mit ihrem Fachwissen sowie bei der Durchführung der zahlreichen Tests unterstützt haben.



INHALTSVERZEICHNIS

1	EINLEITUNG.....	1
1.1	Problemstellung und Zielsetzung.....	1
1.2	Gliederung und Aufbau der Arbeit.....	1
2	THEORETISCHE GRUNDLAGEN	2
2.1	Raketentriebwerk.....	2
2.2	Lavaldüse	2
2.2.1	Aufbau und Funktion	3
2.2.2	Materialauswahl	4
2.2.3	Konstruktive Gestaltung von Lavaldüsen	5
a)	Konische Düse.....	5
b)	Glockenförmige Düse	5
c)	Aerospike Düse.....	5
3	BERECHNUNGSMODELLE	5
3.1	Eigenschaften der Verbrennungsprodukte.....	5
3.2	Charakteristische Querschnitte	6
3.3	Konische Düse	7
3.4	Rao's Methode	8
3.5	Method of Characteristics	9
4	PYTHON BERECHNUNGSPROGRAMM.....	10
4.1	Aufbau	10
4.1.1	Nozzle Calculation Modul	10
4.1.2	CEA Calcmodel Modul	11
4.1.3	Nozzle Calcmodel Modul	12
4.1.4	Nozzle Angle Calcmodel Modul.....	12
4.1.5	Nozzle Geomety Export Modul	13
4.1.6	Nozzle Data Comparison Modul.....	13
5	CFD-SIMULATIONEN	13
5.1	Aufbau der CFD.....	14
5.2	Vergleich CFD-Daten	14
6	ANWENDUNGEN	15
6.1	<i>Aves 2021</i>	15
6.1.1	Aufbau.....	16
6.1.2	Tests	16
6.2	<i>Aves II 2022</i>	19
6.2.1	Aufbau.....	20
6.2.2	Tests	21
6.3	<i>Halcyon 2023</i>	21
6.3.1	Aufbau.....	22
6.3.2	Tests	22
6.4	<i>Alcedo 2024</i>	23
6.4.1	Aufbau.....	23
6.4.2	Tests	24
6.5	<i>Ispida 2025</i>	24
6.5.1	Aufbau.....	25
6.5.2	Tests	25
7	ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK.....	26
8	LITERATURVERZEICHNIS.....	27
9	FORMELVERZEICHNIS	29
10	ABBILDUNGSVERZEICHNIS.....	30



11	TABELLENVERZEICHNIS	31
12	ANHANG	32
12.1	Fertigungszeichnungen	32
12.2	Materialdatenblatt	37
12.3	Programmcode	37
12.3.1	Nozzle Calculation:.....	37
12.3.2	Nozzle_Calcmodel.....	41
12.3.3	CEA_Calcmodel	48

Nomenklatur, Formelzeichen Indizes und Abkürzungen

Formelzeichen

A^*	Kleinsten Querschnitt der Düse (kritischer Querschnitt)	m^2
A_e	Austrittsquerschnitt der Düse	m^2
r^*	Radius des kritischen Querschnitts	m
\dot{m}	Massenstrom	kg/s
ρ^*	Dichte im kritischen Querschnitt	kg/m^3
v^*	Strömungsgeschwindigkeit im kritischen Querschnitt	m/s
p_0	Stagnationsdruck in der Brennkammer	Pa
T_0	Stagnationstemperatur in der Brennkammer	K
p_e	Statischer Druck am Düsenaustritt	Pa
R	Spezifische Gaskonstante des Arbeitsgases	J/(kg·K)
α	Halbwinkel der Düse bzw. Öffnungswinkel	°
Ma_e	Machzahl am Düsenaustritt	–
ε	Expansionsflächenverhältnis	–
κ	Isentropenexponent	–
λ	Effizienzkorrekturfaktor für konische Düsen	–

Weitere Indizes und Abkürzungen

ASTG	Aerospace Team Graz
EuRoC	European Rocketry Challenge
FEA	Finite-Elemente-Analyse
CFD	Computational Fluid Dynamics
HTPB	Hydroxyl-terminiertes Polybutadien
O/F	Oxidator-Brennstoff-Verhältnis