

Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik

Lehr- und Forschungsgebiet
Thermodynamik und Verbrennungstechnik

Bachelorarbeit

**Designstudie eines 30 kN-LOX/LCH₄-Aerospike-Triebwerks
für einen Mond-Lander**

Sebastian Bartel

Aachen, 22. Mai 2023

Referent: Prof. Dr.-Ing. Thomas Esch

Korreferent: Dr.-Ing. Ralf Stark

I Bibliographische Angaben

- Verfasser: Sebastian Bartel
3230862
03.02.1999 | Ulm
- Titel: Designstudie eines 30 kN-LOX/LCH₄-Aerospike-Triebwerks
für einen Mond-Lander
- Umfang: 55 Seiten
- Art der Arbeit: Bachelorarbeit
- Studiengang: Luft- und Raumfahrttechnik
(Vertiefung Raumfahrttechnik)
- Kooperation: **Fachhochschule Aachen**
Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik
Lehr- und Forschungsgebiet Thermodynamik und
Verbrennungstechnik

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Raumfahrtantriebe
Im Langen Grund, 74239, Hardthausen am Kocher
- Ausgabedatum: 23.03.2023
- Abgabedatum: 22.05.2023
- Schlagworte: Mond-Lander, EL3, Aerospike, nicht-ideale Aerospike

II Aufgabenstellung/Scope of Work

Mit dem Terra-Novae-Programm hat die European Space Agency (ESA) eine Roadmap für den Zeitraum 2025-2030 vorgestellt [1]. Ein Fokus liegt auf der robotischen Erkundung des Sonnensystems. In diesem Rahmen wurde eine Konzeptstudie zu einem Large European Logistics Lander (EL3) durchgeführt, der auf dem Mond vielseitig einsetzbar sein soll. Als mögliche Einsatzszenarien werden Probenrückführungen, Versorgungslieferungen für Astronaut*innen, In-Situ-Ressourcennutzung und Aufgaben wie Lieferung von Equipment zur Energieerzeugung und Produktion untersucht.

Mit einem kürzlich ausgeschrieben Invitation to Tender (ITT) möchte die ESA die experimentelle Untersuchung eines zum Lander-Konzept passenden Aerospoke-Triebwerks mit gekürzter Düse fördern. Als Anforderungen werden die Treibstoffkombination LOX/LCH₄ und ein Schub von 25-30 kN angegeben, der um den Faktor 5 drosselbar sein soll. Als Zwischenschritt ist der Test eines Demonstrators in der Schubklasse 5-6 kN möglich. Für die Brennkammer soll auf bereits entwickelte Konzepte zurückgegriffen werden. Das bedeutet mit großer Wahrscheinlichkeit eine axial ausgerichtete Brennkammer, deren anschließende Düse eine dementsprechende Geometrie aufweisen wird. Da Aerospikedüsen mit einem Brennkammer-Cluster die Kühlung, Fertigung und Schubreduktion vereinfachen, soll die Möglichkeit eines Clusters zumindest betrachtet werden.

Im Rahmen der Bachelorarbeit soll zunächst das typische Missionsszenario für den Anflug untersucht und daraus der Antriebsbedarf bestimmt werden. Als erstes werden drei generische Triebwerke mit klassischer Glockendüsenkonfiguration und verschiedenen Expansionsverhältnissen hinsichtlich ihres Schub/Masse-Verhältnisses untersucht. Dies dient dem später bewertenden Vergleich. Im nächsten Schritt wird ein Set von vergleichbaren gekürzten idealen Aerospoke-Düsen entworfen und sowohl ihr Schub/Masse-Verhältnis, als auch der Gesamttreibstoffbedarf untersucht. Der durch die Stirnfläche (Base) zu erzielende Schubgewinn soll berücksichtigt werden. Kühlungskonzepte sollen außer Acht gelassen werden. Anschließend wird ein Set von gekürzten nicht idealen Aerospoke-Düsen untersucht. Dazu wird der Durchmesser der Düse erhöht. Im Gegensatz zu aus der Literatur bekannten Aerospoke-Düsen weisen diese Düse keine „Spitzen“ auf, was zu einer vergrößerten Stirnfläche (Base) führt. Auch hier wird sowohl das Schub/Masse-Verhältnis, als auch der Gesamttreibstoffbedarf untersucht.

Abschließend sollen die drei verschiedenen Düsenkonfigurationen hinsichtlich ihrer jeweiligen Gesamtmasse und ihres jeweiligen Treibstoffbedarfs verglichen werden. Mögliche Nutzlaständerungen sollen bewertet und eine Empfehlung abgeleitet werden.

With the Terra-Novae program the European Space Agency (ESA) presented their roadmap for the timeframe 2025-2030 [1]. One priority is the robotic exploration of the solar system. In this frame, a concept study about the European Large Logistics Lander (EL3) was conducted, which should be able to fulfill multiple tasks on the moon. Potential mission scenarios are sample return missions, supply missions for astronauts, in situ resource utilization and tasks such as delivery of equipment for power generation and production.

ESA recently published an Invitation to Tender (ITT), which has the goal to develop an aerospike engine with truncated spike, that suits the lunar lander application. For the requirements the propellant combination LOX/LCH₄ and a thrust of 25-30 kN, which should be throtttable about a factor of 5, are named. As an intermediate step, the testing of a 5-6 kN breadboard engine is intended. The combustion chamber should be developed off existing designs and therefore it's geometry will most probable be axial. Therefore the nozzle requires an axial interface with the combustion chamber. The possibility of clustered combustion chambers around the spike should be at least investigated, since it could lead to advantages in production, cooling and throttling.

In the frame of this bachelor thesis the mission scenario of the moon arrival should be determined in a first step and the required Δv calculated. Three generic engines with bell nozzle configuration and different expansion ratios will be designed and their thrust/mass ratio and fuel demand will be investigated. These engines will later be compared to the aerospike engines. In the next step a set of ideal truncated aerospike engines are designed and also the thrust/mass ratio and the fuel demand will be investigated. The base pressure should be included in the thrust calculation. Coolings concepts are neglected. Afterwards a set of non-ideal aerospike engines will be developed. For that the outer diameter of the nozzle will be increased. In comparison to the nozzles known from literature these nozzles won't have sharp tips which leads to an increased base area. For this nozzle concept the thrust/mass ratio and fuel demand will be investigated aswell.

Lastly the three nozzle concepts should be compared with the focus on mass and fuel demand. Possible payload changes should be determined and discussed.

III Kurzfassung/Abstract

Im Rahmen dieser Bachelorarbeit wurden mehrere Konturen für Aerospike-Düsen, die den Anforderungen eines Triebwerks für den Einsatz auf dem vorgeschlagenen EL3-Lander der ESA entsprechen sollen, ausgearbeitet und mit konventionellen Düsenkonzepten verglichen. Es wurden zwei Schubklassen untersucht: eine skalierte 5 kN - Demonstrator Version und die Düse für den eigentlichen Lander in der Schubklasse 30 kN. In diesen beiden Schubklassen wurden primär Düsen mit den Expansionsverhältnissen 50, 80 und 100 untersucht. Sekundär wurden für die Aerospike-Düsen auch höhere Expansionsverhältnisse betrachtet. Die Auslegung der Konturen wurde mit bekannten Tools, durchgeführt, die auf dem Angelino/Lee-Verfahren und der Methode der Charakteristiken basieren.

Zuerst wurde der Antriebsbedarf für das Triebwerk bestimmt. Dabei wurden vorhandene Informationen zu dem Missionsszenario verwendet und diese durch ergänzende Rechnungen vervollständigt. Da es sich bei dem Triebwerk um ein Vakuum-Triebwerk handelt wurde speziell der Fokus der Untersuchungen auf den Kompromiss zwischen Gewicht und spezifischem Impuls gelegt. Diese beiden Parameter wurden in einem nächsten Schritt sowohl für die konventionellen als auch für die Aerospike-Triebwerkskonfigurationen bestimmt. Da die Massen der Brennkammern beider Konzepte unterschiedlich mit Änderung der Expansionsverhältnis und/oder des Massenstroms skalieren, wurden diese auch mitbetrachtet. Für die Berechnung des Stirnflächendrucks, der potentiell einen großen Einfluss auf den spezifischen Impuls der Aerospike-Triebwerke hat, wurden verschiedene Modelle aus der gängigen Literatur angesetzt. In einem letzten Schritt wurden die verschiedenen Konzepte miteinander verglichen und abschließend bewertet.

In the scope of this work multiple Aerospike-nozzles, which correspond to the requirements of the EL3-Lander, are designed and compared to conventional bell nozzles. Two thrust classes are investigated: a scaled 5 kN-demonstrator version and the 30 kN-nozzle for the actual flight hardware. In these thrust classes, mainly expansion ratios of 50, 80 and 100 are investigated. Higher expansion ratios are investigated aswell as a secondary task. The design of the contours was done with validated tools such as Method of Characterstics and the Angelino/Lee-method.

At the beginning the required Δv was determined. For that, the known information from the literature was used and expanded by own calculations. Because of the vacuum application of the engine, a focus was laid on the trade-off between mass and specific impulse. These two parameters were then determined for both nozzle concepts. Because the mass of the different combustion chamber geometries scales differently with mass flow and expansion ratio, the combustion chamber geometries were also designed and compared alongside the nozzles. For the base pressure at the truncated plug, semi-empirical models from the literature where used. Lastly the different concepts were compared and recommendations were derived.

IV Danksagung

Ich möchte mich als erstes bei meinen Eltern bedanken mit deren Unterstützung ich mich die letzten 4 Jahre vollständig auf mein Studium konzentrieren konnte. Als nächstes bedanke ich mich bei der Fachhochschule Aachen und allen beteiligten Mitarbeiter*innen und Professor*innen, die mir ein exzellentes und sehr interessantes Studium gewährten. Zuletzt gilt mein Dank dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt und speziell meinem Betreuer R. Stark, dass ich meine Bachelorarbeit mit viel Freiheit selbst gestalten und an einem spannenden Forschungsthema arbeiten konnte. Während meiner Zeit beim DLR Lampoldshausen und dem Kontakt mit den Mitarbeiter*innen konnte ich von der einzigartigen Expertise im Bereich Raumfahrtantriebe viel dazulernen.

V Abbildungsverzeichnis

1	Strömungseigenschaften von idealen und gekürzten Aerospike-Düsen (aus [2]) . . .	2
2	Brennkammern als Cluster-Konfiguration aus [2]	3
3	J-2T Triebwerk der NASA aus [3]	4
4	Machkegel und Machwinkel in einer Überschallströmung (aus [4])	11
5	Konvexe Umlenkung einer Überschallströmung über den PME aus [5]	12
6	Grundlegende Winkelbeziehungen des Auslegungsverfahrens	14
7	Schema der Auslegung mit intern-externer Expansion	17
8	Schubberechnung bei einer Glockendüse	18
9	Schubberechnung bei einer Aerospike-Düse	19
10	Vergleich von empirischen Modellen mit Messdaten (Daten aus [6])	20
11	Geometrien der Brennkammern für Glockendüse und Aerospike-Düse	25
12	TOP-Konturen aus TDK	27
13	Masse und spez. Impuls der Triebwerke mit Glockendüsen	28
14	Aerospike-Konturen	30
15	Kontur der internen Expansion am Beispiel von $\epsilon = 100$	31
16	Gesamtmasse der Aerospike-Triebwerke über dem spezifischen Impuls	32
17	Auf 22 % der idealen Länge gekürzte Aerospike-Düsen	33
18	Masse des Aerospike-Triebwerks unter Einfluss der Kürzung des Zentralkörpers .	34
19	Einfluss der Kürzung der externen Kontur auf den spez. Impuls	35
20	Masse und spez. Impuls unter Berücksichtigung des Stirnflächendrucks ($\epsilon = 100$)	36
21	Enddruck und spez. Impuls für die gekürzte Aerospike-Düsen	37
22	Masse bei Variation des Radius der internen Expansion	38
23	Spez. Impuls bei Variation des Radius der internen Expansion	39
24	Nicht-ideale Konturen für verschiedene ϵ mit $R_e/R_{e,ideal} = 1.05$	40
25	Nicht-ideale Aerospike-Düse mit $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 1$	42
26	Nicht-ideale Aerospike-Düse mit $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 0.6$	43
27	Nicht-ideale Aerospike-Düse mit $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 0.2$	44
28	Längenvergleich der Aerospike-Düsen mit den Glockendüsen	47
29	Nutzlastdifferenz ohne Stirnflächendruck	48
30	Nutzlastdifferenz zur $\epsilon = 100$ Glockendüse für höhere Expansionsverhältnisse . .	49
31	Nutzlastdifferenz mit Stirnflächendruck	50
32	Nutzlastdifferenz für $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 1$	51
33	Nutzlastdifferenz für $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 0.6$	52
34	Nutzlastdifferenz für $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 0.2$	52

VI Tabellenverzeichnis

1	Eingangsparameter für die erste Machwelle	15
2	Anforderung an die Massenverteilung und die Dimensionen des EL3 aus [7] . . .	24
3	Parameter für die Brennkammer	26
4	ϵ und Länge der TOP- vs. ideale Glockendüse	29
5	Schubabweichung für allg. Fertigungstoleranzen nach DIN ISO 2768-1	31
6	Gewichtvergleich der 30 kN-Versionen	46

VII Abkürzungsverzeichnis

NASA	National Aeronautics and Space Administration
ESA	European Space Agency
SOW	Statement of Work
ITT	Invitation to Tender
MOC	Method of Characteristics
EL3	European Large Logistics Lander
IAC	International Astronautical Congress
WSB	Weak Stability Boundary
PME	Prandtl-Meyer-Expansionsfächer
CFD	Computational Fluid Dynamics
ROF	Ratio Oxidizer/Fuel
ULPM	Upper Liquid Propulsion Module
COM	Center of Mass
SOI	Sphere of Influence

VIII Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

a	Schallgeschwindigkeit
w	Geschwindigkeit
p	Druck
T	Temperatur
M	Machzahl
x	x-Koordinate
y	y-Koordinate
R	spezifische Gaskonstante
R_M	Radius des Mondes
A	Fläche
MR	Treibstoffmassenverhältnis

Griechische Symbole

θ	Umlenkwinkel
μ	Machwinkel
μ_M	Gravitationskonstante des Mondes
ϕ	Kegelstumpfhalfwinkel
κ	Isentropenexponent
δ	Halswinkel (nur bei reiner externer Expansion)
ρ	Dichte
ν	Prandtl-Meyer-Winkel
ϵ	Expansionsverhältnis

Indizes

c	Brennkammer
c, tot	Totalzustand in der Brennkammer
e	Düsenaustrittsebene
e, id	Düsenaustrittsebene der idealen Aerospikedüse
e, trunc	Düsenaustrittsebene der gekürzten Aerospikedüse
t	Zustand im Düsenhals
tr	Zustand im Übergang zwischen interner und externer Expansion
b	Zustand auf der Stirnfläche
T	Treibstoff
0	Startzustand Raumfahrzeug

Inhaltsverzeichnis

I	Bibliographische Angaben	I
II	Aufgabenstellung/Scope of Work	II
III	Kurzfassung/Abstract	IV
IV	Danksagung	VI
V	Abbildungsverzeichnis	VII
VI	Tabellenverzeichnis	VIII
VII	Abkürzungsverzeichnis	IX
VIII	Symbolverzeichnis	X
	Inhaltsverzeichnis	XI
1	Einleitung	1
1.1	European Large Logistics Lander - EL3	1
1.2	Aerospike-Triebwerke	2
1.3	Aktueller Stand der Technik	4
1.4	Ziel der Arbeit	5
2	Zusammenfassung/Summary	6
3	Grundlagen	10
3.1	Überschallströmungen	10
3.2	Prandtl-Meyer-Expansionsfächer	12
3.3	Flächen-Machzahl-Beziehung	13
3.4	Isentropenbeziehungen	13
3.5	Auslegungsverfahren für Aerospike-Düsen	14
3.6	Vergleichsparameter für Düsen	18
4	Konturauslegung und Vergleich	22
4.1	Missionsanforderungen	23
4.2	Brennkammer	25
4.3	Glockenkonturen	27
4.4	Ideale Aerospike-Konturen	29
4.5	Nicht-ideale Aerospike-Konturen	40
4.6	Vergleich der Aerospike-Konzepte mit den Glockenkonturen	45
5	Anhang	54
IX	Literatur	XI
X	Selbstständigkeitserklärung und Geheimhaltung	XIV

1 Einleitung

Im Jahr 1971, im Rahmen der Apollo-17 Mission, landeten das letzte mal Menschen auf der Mondoberfläche [8]. In den darauf folgenden Jahren ließ das weltweite Interesse an bemannten Missionen zum Mond nach, was zum einen an schwindendem politischen Interesse und zum anderen an den immensen Kosten bemannter Raumfahrt lag. Den Startschuss zu einer „Rückkehr zum Mond“ gab die NASA im Jahre 2019 mit dem Artemis-Programm, das eine Rückkehr von Menschen auf den Mond und eine langfristige Präsenz dort vorsieht. Die europäische Raumfahrtorganisation (ESA) steuert dabei das Service Module für die Raumkapsel Orion bei. Die eigene Roadmap der ESA priorisiert für die nächsten zwei Jahrzehnte, neben einer Aufrechterhaltung der Präsenz im niedrigen Erdorbit (LEO), die robotische Erkundung des Mondes und des Mars mit Sample-Return-Missionen und die Bereitstellung von Versorgungskapazitäten für Astronaut*innen auf dem Mond. Als Teil davon befindet sich der sogenannte European Large Logistics Lander (auch EL3 genannt) in der Konzeptphase [1].

1.1 European Large Logistics Lander - EL3

Auf dem IAC 2021 in Dubai veröffentlichte die ESA ein Papier [7], in dem die Anforderungen und technischen Herausforderungen des EL3 spezifiziert wurden. Der EL3 soll eine Nutzlast von 1800 kg auf den Mond bringen können und mit einer Ariane 6/4 EVO von Kourou (Französisch-Guyana) starten. Er soll einen unabhängigen Zugang Europas zum Mond garantieren. Dafür ist vorgesehen, dass alle 3-4 Jahre eine EL3-Mission durchgeführt wird. Der Erstflug soll im Jahr 2029 stattfinden. Für die Bahn zum Mond sind zwei verschiedene Konzepte möglich: Entweder kann ein direkter Orbit mit einer Reisezeit von 2-7 Tagen verwendet werden oder eine sogenannte Weak Stability Boundary (WSB) Bahn, wie es z.B. in der Artemis-1 Mission angewendet wurde. Der WSB hätte eine Reisezeit von 1-3 Monaten dafür aber wesentliche Δv Einsparungen.

Der EL3 soll aus 3 Hauptkomponenten bestehen: Dem Lunar Descent Element (LDE), dem Cargo Platform Element (CPE) und der Nutzlast. Die oben genannten 1800 kg beinhalten die Nutzlast und das CPE, da dieses auf jede Nutzlast speziell angepasst werden muss. Das CPE soll auch Aufgaben wie Thermalkontrolle, Stromversorgung, Datenverarbeitung und Kommunikation mit der Kontrollstation übernehmen. Für die Haupttriebwerke des Landers wurden bereits Vorschläge eingereicht und zwei Kandidaten ausgewählt. Das erste Triebwerk ist unter dem Namen RELIANCE bekannt und wird von NAMMO, einem Rüstungskonzern aus Norwegen, entwickelt. Es wird mit der Treibstoffkombination Monomethylhydrazin und gemischten Stickoxiden (MMH/MON) betrieben und soll elektrische Pumpen zur Treibstoffförderung verwenden. Das zweite Triebwerk ist ein modifiziertes BERTA-Triebwerk, welches ursprünglich für die Astris-Stufe von Ariane Group entwickelt wurde. Es wird SPE-T genannt und soll einen druckgeförderten Zyklus mit lagerbaren Treibstoffen verwenden. Beide Triebwerke nutzen konventionelle Glockendüsen und sollen in geclusteter Konfiguration mit 3-5 Triebwerken integriert werden. Das erhöht zwar das Gewicht, aber verspricht große Vorteile im Bezug auf die Schubdrosselung und Länge des Gesamtsystems [7].

Die ESA ruft nun in einem Ende 2022 veröffentlichten Invitation to Tender (ITT) dazu auf ein Triebwerk mit Verwendung einer Aerospike-Düse als alternatives Antriebssystem für Mond-Lander Anwendungen zu untersuchen. Basierend auf dem ITT soll in dieser Arbeit eine De-

signstudie für die Anwendung von Aerospike-Triebwerken auf Mond-Landern am konkreten Beispiel des EL3 durchgeführt werden.

1.2 Aerospike-Triebwerke

Aerospike-Triebwerke können in lineare und rotationssymmetrische Bauweise unterteilt werden. Das Grundprinzip der Düse ist aber bei beiden Bauweisen identisch. Die Strömung wird entlang eines Zentralkörpers entspannt und wird nicht nach außen hin begrenzt. Das bedeutet, dass die Freistrahlgrenze dauerhaft von dem Umgebungsdruck beeinflusst wird und sich bei dessen Änderung verschiebt. In Abbildung 1 sind die verschiedenen Betriebsbereiche für die Aerospike-Düse beschrieben (1: überexpandiert, 2: angepasst, 3: unterexpandiert).

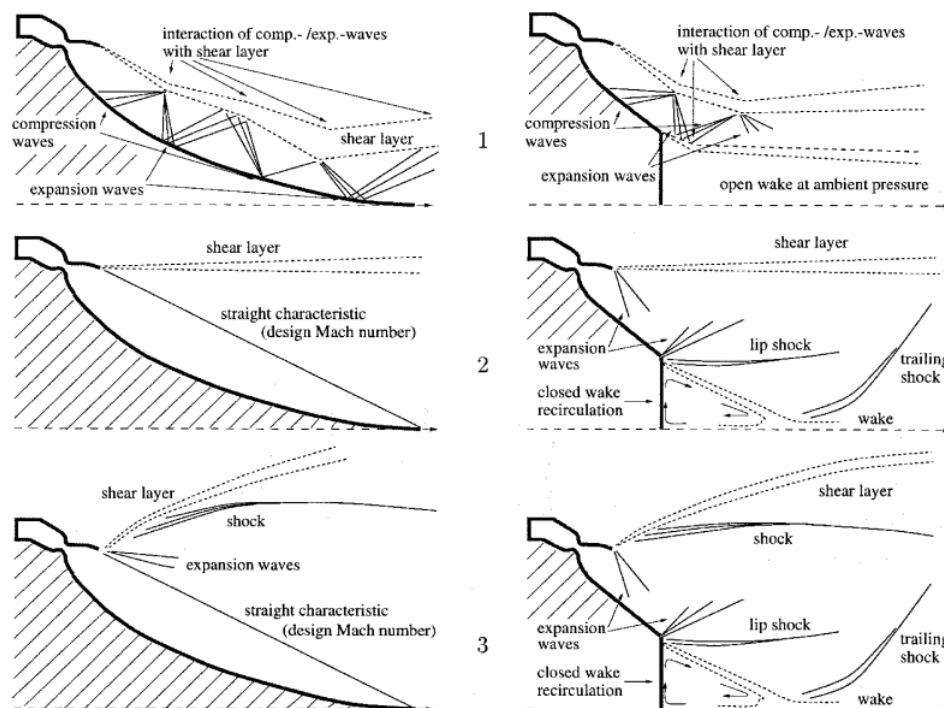


Abbildung 1: Strömungseigenschaften von idealen und gekürzten Aerospike-Düsen (aus [2])

Das Verschieben der Freistrahlgrenze bewirkt bei atmosphärischen Triebwerken eine Höhenanpassung der Düse, was bedeutet, dass der Druck in der Austrittsebene der Düse dem Umgebungsdruck entspricht auch wenn dieser sich ändert. Das führt dazu, dass kein negativer Druckschub entsteht, wie es z.B. bei konventionellen Glockendüsen im überexpandierten Betriebsbereich der Fall ist. Dieser Vorteil entsteht aber nur bis zur Auslegungshöhe der Düse (Höhe in der der Umgebungsdruck dem Austrittsdruck entspricht), da bei weiterem Absenken des Umgebungsdrucks der unterexpandierte Betriebsbereich folgt, in dem bei den konventionellen und den Aerospike-Düsen gleichermaßen ein positiver Druckschub wirkt [2]. Aus diesem Grund sind Aerospike-Düsen sehr attraktiv für Erststufenanwendungen, da im überexpandierten Betriebsbereich in den niedrigen Atmosphärenschichten ein klarer Vorteil zu den konventionellen Glockendüsen besteht.

Es konnte außerdem gezeigt werden, dass eine Kürzung des Zentralkörpers einen vernachlässigbaren Verlust an Schub bewirkt, während gleichzeitig ein großer Teil der Masse der Düse eingespart werden kann. Daher werden Aerospike-Düsen in der Anwendung häufig auf unter 20 % ihrer idealen Länge gekürzt [9]. Durch die Kürzung verändert sich das Strömungsfeld der Aerospike-Düse signifikant. Es entsteht ein Rezirkulationsgebiet an der entstehenden Stirnfläche die, je nach Druckverhältnis ($NPR = \frac{p_{c,tot}}{p_u}$), entweder vom Umgebungsdruck beeinflusst wird oder nicht. Die beiden Betriebsbereiche werden als offenes und geschlossenes Nachlaufgebiet bezeichnet. Beim Überschreiten eines bestimmten Druckverhältnisses geht das Nachlaufgebiet von dem offenen in den geschlossenen Zustand über. Im offenen Zustand kann für den Druck, der auf die Stirnfläche der Düse wirkt, der Umgebungsdruck angenommen werden. Im geschlossenen Zustand ist dies nicht mehr möglich, da das Rezirkulationsgebiet nun nicht mehr von der Umgebung beeinflusst wird [10]. Die verschiedenen Betriebsbereiche für die idealen und gekürzten Aerospike-Düsen sind in Abbildung 1 verdeutlicht.

Die Brennkammern der Aerospike-Triebwerke können in rotationssymmetrischer oder Cluster-Bauweise integriert werden. Bei der Verwendung von geclusterten Brennkammern (siehe Abbildung 2) kann z.B. durch das Abschalten einzelner Brennkammern eine einfachere Drosselung des Triebwerks erreicht werden.

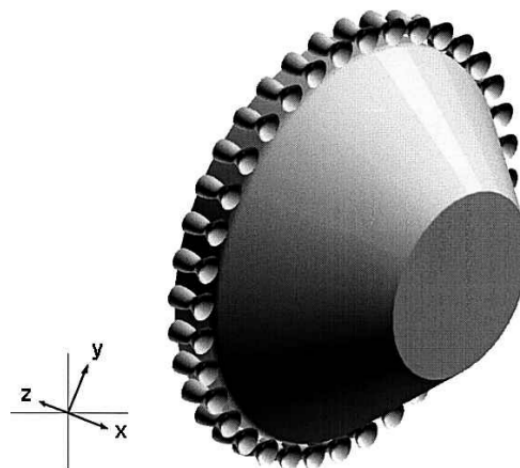


Abbildung 2: Brennkammern als Cluster-Konfiguration aus [2]

Für Anwendungen im Vakuum, wie es bei einem Mond-Lander der Fall ist, geht der Vorteil der Anpassung an den Umgebungsdruck verloren. Trotzdem sind Aerospike-Triebwerke auch für diese Anwendung interessant, da die Düsen generell kürzer gebaut werden können und das geschlossene Nachlaufgebiet immer einen positiven Schubanteil liefert. Außerdem könnte die bessere Drosselbarkeit von Cluster-Brennkammern Vorteile während dem Landeanflug bringen.

1.3 Aktueller Stand der Technik

Triebwerke mit Aerospike-Düsen werden seit mehreren Jahrzehnten untersucht, wobei die meisten Veröffentlichungen aus der Zeit des Kalten Krieges stammen. Trotz der intensiven Forschung erreichte bis jetzt noch kein Triebwerk mit Aerospike-Konfiguration einen Orbit. Hauptgründe dafür sind die zusätzlich erforderliche Kühlleistung aufgrund der größeren Oberfläche und die nicht vorhandene Flug erfahrung [11].

In diesem Kapitel soll die bisherige Forschung und Entwicklung im Bereich der Aerospike-Triebwerke zusammengefasst werden. Da Aerospike-Triebwerke noch nie für Mond-Lander Anwendungen eingesetzt wurden, soll auch der Stand der Technik der konventionellen Mond-Lander Triebwerke untersucht werden. Es wird speziell der Fokus auf die Treibstoffkombination LOX/LCH₄ gelegt, da diese für die Designstudie verwendet werden soll.

1.3.1 Aerospike-Triebwerke

Im Rahmen des Advanced Cryogenic Rocket Engine Program der NASA wurde in den 1960er Jahren das Aerospike-Konzept ausführlich erforscht. Dabei wurden mehrere rotationssymmetrische Demonstrator-Triebwerke (siehe Abbildung 3) in den Schubklassen 11 kN-110 kN entwickelt sowie Kalt- und Heißgastests durchgeführt [3] [12].

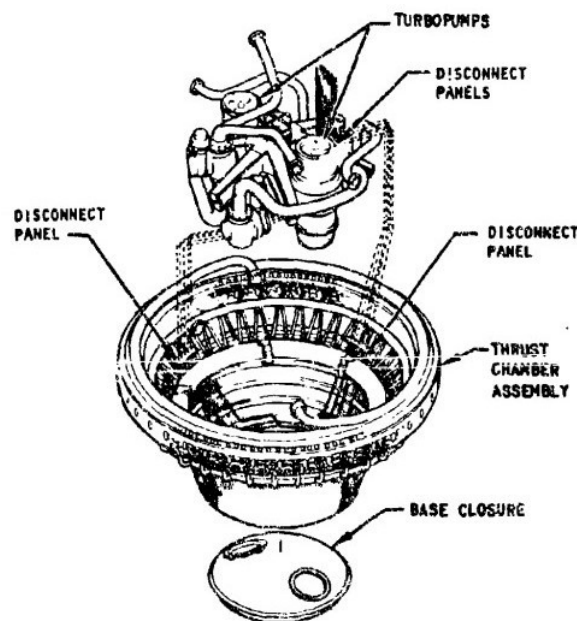


Abbildung 3: J-2T Triebwerk der NASA aus [3]

Das J-2T Triebwerk wurde nie eingesetzt aber das gewonnene Wissen konnte auf die Entwicklung des RS-2200 angewandt werden, das auf dem X-33, ein Single Stage to Orbit (SSTO) Konzept von Lockheed Martin, als Haupttriebwerk verwendet werden sollte. Eine Demonstrator-Version (XRS-2200) wurde entwickelt und getestet. Das Programm wurde jedoch abgebrochen bevor Flug-Hardware gefertigt werden konnte [13].

Aerospike-Projekte in der Größenordnung des J-2T und des RS-2200 gab es seitdem nicht mehr. Das Konzept wird jedoch in den letzten Jahren wieder häufiger untersucht, da vor allem Fort-

schritte in den Fertigungsverfahren neue Möglichkeiten bieten, die komplexen Geometrien, wie z.B. Kühlkanäle, zu fertigen [14]. So wurde vom Fraunhofer Institut für Werkstoff und Strahltechnik (IWS) eine Aerospoke-Düse mit Brennkammer vollständig additiv gefertigt und erfolgreich getestet [14]. Das portugiesische Start-Up Pangea Aerospace entwickelt ein additiv gefertigtes 300 kN Aerospoke-Triebwerk und führte dafür bereits eine erfolgreiche Demonstrator-Testkampagne beim DLR Lampoldshausen durch. Das Triebwerk zeichnet sich außerdem durch eine unkonventionelle Regenerativkühlung aus, in der sowohl der Treibstoff als auch der Oxidator als Kühlmedium verwendet wird [15]. Ein Aerospoke-Triebwerk in Kombination mit dem Expander-Zyklus für eine wiederverwendbare Oberstufe mit regenerativ gekühltem Hitzeschild wird von Stoke Space entwickelt [16]. Das Air Force Institute of Technology erforscht mit der Dual Expander Aerospoke Nozzle (DEAN) ein Oberstufentriebwerk bei dem, genau wie bei dem Ansatz von Pangea Aerospace, der Oxidator für die Kühlung der Brennkammer und der Brennstoff für die Kühlung des Zentralkörpers eingesetzt wird. Die Brennstoff/Oxidator-Turbopumpen werden dabei auch von dem jeweils geförderten Fluid angetrieben, weshalb die Bezeichnung „Dual-Expander-Zyklus“ entstand. DEAN und Stoke Space zeigen also, dass das Aerospoke-Konzept keineswegs auf Erststufenanwendungen beschränkt ist, sondern auch Vorteile in Betriebsbereichen ohne Atmosphäre haben kann.

1.3.2 Mond-Lander Triebwerke

Während das Aerospoke-Konzept also für verschiedene Stufen von Trägerraketen wieder ins Gespräch kommt, wird für Mond-Lander Anwendungen noch auf konventionelle Ansätze vertraut. In den letzten Jahren wurden konventionelle LOX/LCH₄-Triebwerke als eine grüne Alternative zu den bisher häufig verwendeten hypergolen Triebwerken identifiziert und in den letzten zehn Jahren intensiv erforscht. Im Rahmen des Constellation-Programms des NASA, das im Jahr 2010 abgebrochen wurde, beauftragte die NASA mehrere amerikanische Unternehmen mit der Entwicklung von LOX/LCH₄-Triebwerken für Mond-Lander Applikationen [17]. Dabei wurden in der sogenannten „ESAS-Studie“ druckgeförderte Triebwerke im Schubbereich 20 kN-35 kN als vielversprechende Kandidaten ausgewählt und später von den beauftragten Unternehmen in Zusammenarbeit mit der NASA gefertigt und getestet. Es wurden u.a auch Systemtests mit Lander-Prototypen durchgeführt, die die Lageregelung beim Starten und Landen validieren sollten [18] [19].

1.4 Ziel der Arbeit

Aerospoke-Triebwerke für die Anwendung auf Mond-Landern sind bis jetzt nicht gut erforscht. Diese Arbeit hat deshalb das Ziel die grundlegenden Eigenschaften von Aerospoke-Düsen im Vakuumbetrieb zu untersuchen und diese mit konventionellen Triebwerken zu vergleichen. Dabei soll der Fokus auf die Konturauslegung der Düsen gelegt werden. Die Kühlung der Düse und der Brennkammer wird nicht behandelt. Dies soll ein Grundverständnis liefern für zukünftige, detaillierte experimentelle und numerische Untersuchungen. In der Arbeit wird speziell der Anwendungsfall des EL3 untersucht und dafür dessen Missionsszenario betrachtet. Das Ziel der Arbeit ist es erste Empfehlungen für die Auslegung eines Aerospoke-Triebwerks für einen Mond-Lander bereitzustellen. Außerdem soll, neben den idealen Aerospoke-Düsen, das neue Konzept der nicht-idealen Aerospoke-Düsen vorgestellt, untersucht und bewertet werden.

2 Zusammenfassung/Summary

In dieser Arbeit wurde das alternative Konzept der Aerospike-Düse für die Anwendung auf einem Mond-Lander untersucht und mit konventionellen Glockendüsen verglichen. Außerdem wurde das neuartige Konzept der nicht-idealen Aerospike-Düsen untersucht. Mit dem EL3 wurde ein spezieller Anwendungsfall und dessen Missionszenario als Grundlage für die Auslegung verwendet. Um die Masse des Gesamttriebwerks allgemein vergleichen zu können, wurden, neben der Konturierung der Düsen, auch Brennkammergeometrien für die verschiedenen Düsen-Konzepte ausgelegt. Der Druck auf der Stirnfläche wurde als wichtiger Einflussparameter identifiziert und mit semi-empirischen Gleichungen aus der Literatur modelliert.

Nach einem Vergleich des spezifischen Impulses und der Masse der verschiedenen Triebwerke konnte der Schluss gezogen werden, dass die Aerospike-Düse in jedem Fall, aufgrund der größeren Oberfläche der Brennkammer, schwerer als die konventionelle Glockendüse ist, aber gleichzeitig in jeder Konfiguration, durch die Möglichkeit der Kürzung, einen Längenvorteil besitzt.

Für die idealen Aerospike-Düsen kann festgehalten werden:

Wenn der Durchmesser des Triebwerks keinen Einschränkungen unterliegt, sollte die ideale Aerospike-Düse mit größeren Expansionsverhältnissen ausgelegt werden als es bei Glockendüsen der Fall ist, da diese durch die Kürzung des Zentralkörpers, ohne Verlust von spezifischem Impuls, kürzer sind als Glockendüsen. Der spezifische Impuls der idealen Aerospike-Konturen aus dem Angelino/Lee-Verfahren für die untersuchten Expansionsverhältnisse fällt ohne Berücksichtigung des Stirnflächendrucks 1.9% - 3.2% größer aus als der der Glockendüsen aus dem Charakteristiken-Verfahren. Für die realen Düsen kann aber davon ausgegangen werden, dass diese Werte identisch sind. Wenn die Modelle für die Stirnflächendrücke herangezogen werden kann ein starker Anstieg des spezifischen Impulses mit fortschreitender Kürzung des Zentralkörpers beobachtet werden. Speziell ab Kürzungsgraden < 0.2 steigt der I_{sp} signifikant an, da der Druck an der Kontur des Zentralkörpers in diesem Bereich stark ansteigt. Der vorhergesagte Nutzlastgewinn für eine auf 22% gekürzte ideale Aerospike-Düse beträgt hier bis zu 11.1%. Eine Untersuchung des Radius der internen Expansion, der beliebig gewählt werden kann, ergab, dass dieser so klein wie möglich definiert werden sollte, da er einen großen Einfluss auf die Masse der Düse hat aber nur einen sehr kleinen Einfluss auf den spezifischen Impuls.

Für die nicht-idealen Aerospike-Düsen kann festgehalten werden:

Das Konzept der nicht-idealen Aerospike-Düsen scheint großes Potential zu haben. Zwar besitzen sie einen größeren Durchmesser als die idealen Aerospike-Düsen, sind aber dafür signifikant kürzer. Durch den großen Durchmesser haben die Düsen eine größere Masse, aber die gewonnene Stirnfläche und der daraus resultierende zusätzliche Schub gleicht diese aus und zeigt einen Zuwachs an spezifischem Impuls. Der Zuwachs ist so groß, dass eine nicht-ideale Aerospike-Düse mit $R_e/R_{ideal} = 1.5$, verglichen zur Glockendüse, bereits den gleichen Nutzlastgewinn hat wie eine auf 22% gekürzte ideale Aerospike-Düse. Ein zusätzliches Abschneiden des Zentralkörpers bewirkt einen zusätzlichen Anstieg an I_{sp} , der Nutzlastgewinne von bis zu 38.9% bewirken kann.

Da die berechneten spezifischen Impulse teilweise unrealistisch groß sind müssen die verwendeten Annahmen und Modelle für die Auslegung überprüft werden. Der erste Punkt ist das Auslegungsverfahren selbst. Die getroffenen Annahmen des Prandtl-Meyer-Expansionsfächers sind grundsätzlich eine planare Theorie. Das bedeutet, dass die Auslegung von rotationssymmetrischen Konturen damit nicht ohne Fehler möglich ist. Die Entwicklung eines 3D-MOC-Programms zur Auslegung für Aerospoke-Düsen würde dieses Problem beheben. Zusätzlich stellen die getroffenen Annahmen, die zu Beginn der Arbeit genannt wurden, eine weitere Einschränkung dar. Die reibungsfreie Betrachtung z.B. schließt wichtige Phänomene wie den Slipstream-Effekt aus und Abweichungen vom idealen Gasgesetz können zudem große Einflüsse auf den realen spezifischen Impuls haben.

Während der Fehler, der von dem Angelino/Lee - Verfahren ausgeht, als relativ klein abgeschätzt werden, kann ist der Fehler durch die Stirnflächenmodelle signifikanter. Durch den Anstieg des Drucks an der Oberfläche für Kürzungen unter 20 % steigt der Stirnflächendruck bei allen Modellen signifikant an und resultiert in teilweise unrealistisch hohen spezifischen Impulsen für kleine L/L_{ideal} . Diese Modelle sollten deshalb in weiteren Experimenten und numerischen Untersuchungen validiert und mit Heißgastests verglichen werden.

Während der Ausarbeitung dieser Bachelorarbeit wurde aus dem ITT der ESA das Projekt „Throtttable Oxygen Methane AeroSpike“ (THOMAS), welches als Ziel hat ein 5 kN-Demonstrator nach den genannten Anforderungen zu fertigen und zu testen. Das DLR Institut für Raumfahrtantriebe ist Teil der Kooperation und soll die Testinfrastruktur bereitstellen. Diese Tests sind eine sehr gute Möglichkeit die Ergebnisse dieser Arbeit mit Messwerten aus den Heißgastests vergleichen zu können. Unabhängig vom Projekt THOMAS sollen zukünftig auch vermehrt Kaltgastests am Prüfstand P6.2 durchgeführt werden in denen unter anderem auch nicht-ideale Düsen untersucht werden sollen. Des Weiteren ist geplant umfangreiche numerische Studien zu Aerospoke-Düsen durchzuführen, wobei auch gezielt die Konturen aus dieser Arbeit untersucht werden sollen.

In the scope of this work the alternative concept of aerospike nozzles for the application on lunar lander was investigated and compared to conventional bell nozzles. Furthermore the innovative approach of non-ideal aerospike nozzles was introduced. The design was based on the mission scenario of the EL3. Besides the design of the nozzle contour, combustion chamber geometries were designed aswell to adequately compare the masses of the different engines. The base pressure was identified as a important parameter and was modelled with semi-empirical equations from the literature.

After comparing specific impulse and mass it can be concluded that the aerospike nozzle is heavier than the conventional bell nozzle because of the bigger surface area of the combustion chamber. On the other hand the aerospike nozzle is shorter than the conventional bell nozzle in every configuration.

For the ideal aerospike nozzles it can be concluded:

If the diameter of the engine has no restrictions the aerospike should be designed with bigger expansion ratios than the bell nozzle, because the aerospike can be shorter than the bell nozzle without losing a lot of specific impulse. The specific impulse of the ideal aerospike contours, designed with the Angelino/Lee method for the investigated expansion ratios excluding the base pressure, are 1.9 %-3.2 % bigger than the bell nozzles I_{sp} which was designed with the characteristics method. For real nozzles the I_{sp} can be assumed to be equal for both concepts. If the base pressure models are integrated into the calculations, a big increase in I_{sp} with higher truncations can be observed. Specifically at truncations <0.2 the I_{sp} increases significantly, because the pressure distribution around the plug in this segment increases. The maximum predicted payload increase for a truncation of 22 % is 11.1 %. The radius of the internal expansion, which can be chosen arbitrarily, was investigated aswell. It can be concluded that the radius has to be chosen as small as possible, since it's increase almost doesn't affect the specific impulse but increases the mass of the engine significantly.

For the non-ideal aerospike nozzles it can be concluded:

The concept of non-ideal aerospike nozzles seems to have a big potential. They have a bigger diameter than ideal aerospike nozzles but are significantly shorter. The bigger diameter leads to a higher mass but this gets equalized by the increased base area and the resulting increase in specific impulse. A non-ideal nozzle with $R_e/R_{ideal} = 1.5$ leads to the same payload increase than an ideal aerospike nozzle with a truncation of 22 %. Furthermore, if the non-ideal nozzle gets truncated, the payload increase is estimated to be up to 38.9 %.

Because these numbers seem unrealistic high, the assumptions and models have to be checked. The first point is the design method itself. The Prandtl-Meyer expansion fan is a planar theory. That means that the rotational symmetric contours cannot be designed without errors. The development of a 3D-MOC code would fix this problem. Additionally the assumption that were made pose another restriction. Neglecting friction in the flow model leads to neglecting the slipstream effect and deviations from the ideal gas law can have a big influence on the specific impulse.

Besides the relatively low error from the Angelino/Lee method the error from the base pressure models is more significant. For truncations lower than 20% all models predict a very high increase in specific impulse, which leads to unrealistic high numbers. These models therefore should be investigated in detail with numerical and experimental approaches.

During the work on this thesis, the mentioned ITT of the ESA resulted in the project „Thrott-able Oxygen Methane AeroSpike“(THOMAS), which aims to develop and test a 5 kN demonstrator engine. The DLR Institute for space propulsion is a part of the cooperation and should provide the testing infrastructure. These tests are a good possibility to compare that results from this work to the test data. Independent from the project THOMAS, multiple cold flow tests and numerical investigations of aerospike nozzles will be conducted at DLR in the future where also the non-ideal aerospikes from this work will be investigated.

3 Grundlagen

Raumfahrtantriebe unterscheiden sich grundlegend von anderen Arten der Antriebe, da sie auch im Vakuum funktionieren müssen. Während z.B. bei Flugzeugtriebwerken die Umgebungsluft als Oxidator und Stützmasse dient muss bei Raumfahrzeugen diese Masse mit an Bord sein. Einen Zusammenhang zwischen der benötigten Treibstoffmasse, dem Antriebsvermögen und der effektiven Austrittsgeschwindigkeit der Stützmasse liefert die sogenannte Raketengrundgleichung (Gleichung 1):

$$\text{MR} = \frac{m_0 - m_T}{m_0} = e^{\frac{-\Delta v}{w_{\text{eff}}}} = e^{\frac{-\Delta v}{I_{\text{sp}} g}} \quad (1)$$

Wobei m_0 die Startmasse des Raumfahrzeugs ist, m_T die Treibstoffmasse, Δv das Antriebsvermögen und w_{eff} die effektive Austrittsgeschwindigkeit der Stützmasse. Es muss dabei angemerkt werden, dass Gleichung 1 nur im kräftefreien Raum (keine Gravitation, kein Luftwiderstand) gilt [11]. Das Antriebsvermögen Δv wird aus der Raumflugmechanik bestimmt und ist die Differenz zwischen der Geschwindigkeit des Raumfahrzeugs auf dem ursprünglichen Orbit und der Geschwindigkeit auf dem Zielorbit. Auf die Bestimmung von Δv wird hier nicht näher eingegangen, diese kann aber in Standardwerken wie z.B. [20] nachgeschlagen werden.

Anhand von Gleichung 1 kann erkannt werden, dass das Massenverhältnis MR exponentiell mit der effektiven Austrittsgeschwindigkeit des Triebwerks sinkt. Daraus resultiert, dass Raumfahrtantriebe mit einem hohen w_{eff} eine größere Nutzlast mit dem selben Antriebsbedarf Δv transportieren können. Da die Startmasse m_0 auch von der Triebwerksmasse abhängt, spielt auch dieser Parameter eine Rolle. Die effektive Austrittsgeschwindigkeit ist aber dabei, aufgrund des exponentiellen Zusammenhangs, entscheidender. Ein Triebwerk kann also eine sehr viel größere Masse mit einer leichten Steigerung der effektiven Austrittsgeschwindigkeit ausgleichen.

3.1 Überschallströmungen

Das Ziel einer Düse ist eine hohe effektive Austrittsgeschwindigkeit bereitzustellen, was in der Regel dazu führt, dass sich ein großer Teil des Strömungsfeldes in der Düse im Überschall befindet. Im Folgenden sollen die wichtigen Phänomene von Überschallströmungen erläutert werden, wobei eine grundlegende Kenntnis der Strömungsmechanik im Unterschall vorausgesetzt wird. Das in dieser Arbeit durchgehend verwendete Strömungsmodell unterliegt dabei einigen Vereinfachungen die wie folgt aufgeführt werden:

1. Isentrope Strömung
2. Adiabate und reibungsfreie Strömung
3. Stationäre Strömung
4. Eindimensionale Strömung
5. Konstanter Isentropenexponent

6. Ideales Gas

Überschreitet eine Strömung die Schallgeschwindigkeit spricht man von einer Überschallströmung. Da Informationen zwischen den Fluidmolekülen in Schallgeschwindigkeit ausgetauscht werden, können diese nur noch stromabwärts weitergegeben werden. Das heißt z.B., dass der Druck am Austritt einer Überschalldüse nur vom Druckverlauf zwischen Hals und Austritt beeinflusst wird, nicht aber von dem Umgebungsdruck. Der Bereich, in dem sich die Information ausbreiten kann, wird als Machkegel bezeichnet Abbildung (siehe 4). Um die Vorgänge in Überschallströmungen verstehen zu können, werden hier die erforderlichen Grundlagen zur Gasdynamik in Überschallströmungen erklärt, da diese zum Nachvollziehen der folgenden Kapitel essentiell sind.

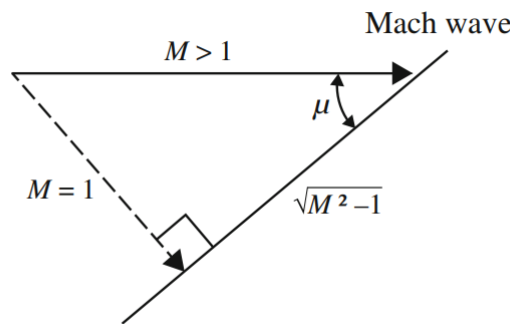


Abbildung 4: Machkegel und Machwinkel in einer Überschallströmung (aus [4])

Alle aufgeführten Formeln und deren Herleitungen können in der gängigen Literatur (z.B. in [5], [21] oder [11]) nachgeschlagen werden.

Das wichtigste Maß für Überschallströmungen ist die nach Ernst Mach benannte Machzahl:

$$M = \frac{w}{a} \tag{2}$$

Sie beschreibt das Verhältnis von lokaler Geschwindigkeit zu lokaler Schallgeschwindigkeit. Die Schallgeschwindigkeit ist eine Funktion der Gaseigenschaften und der statischen Temperatur des Gases:

$$a = \sqrt{\kappa RT} \tag{3}$$

Die Machzahl gibt also an wie viel schneller das Fluid im Vergleich zur Schallgeschwindigkeit ist. Dabei spricht man bei $1 < M \leq 5$ von Überschall und bei $M > 5$ von Hyperschall.

Der Machwinkel μ ist dabei der Halbwinkel zwischen dem Machkegel und dem Strömungsvektor und ist wie folgt definiert:

$$\mu = \sin^{-1} \left(\frac{1}{M} \right) \tag{4}$$

3.2 Prandtl-Meyer-Expansionsfächer

Eine konvexe Umlenkung einer Überschallströmung entsteht durch den sogenannten Prandtl-Meyer-Expansionsfächer (PME). Dabei wird die Strömung über unendlich viele Machwellen isentrop expandiert. Die erste Machwelle des PME wird dabei von der Eintrittsmachzahl und die letzte Machwelle von der Austrittsmachzahl definiert. Für eine Umlenkung einer eindimensionalen Strömung von $M_1 > 1$ auf $M_2 > M_1$ gilt für den Umlenkwinkel folgende Beziehung:

$$\theta = \nu_2 - \nu_1 \tag{5}$$

Wobei die sogenannten Prandtl-Meyer-Winkel ν_1 und ν_2 über die Prandtl-Meyer-Funktion (Gleichung 6) berechnet werden können.

$$\nu = \sqrt{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}} \arctan \sqrt{\frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} (M^2 - 1)} - \arctan \sqrt{M^2 - 1} \tag{6}$$

Der Prandtl-Meyer-Winkel besitzt keine geometrische Bedeutung, sondern gilt schlichtweg für die Machwelle zu der die korrespondierende lokale Machzahl gehört. In Abbildung 5 sind die geometrischen Beziehungen des PME dargestellt.

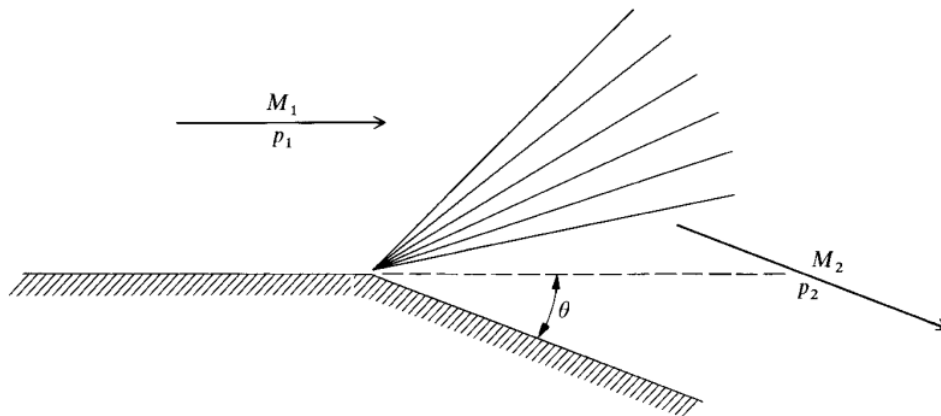


Abbildung 5: Konvexe Umlenkung einer Überschallströmung über den PME aus [5]

Der PME expandiert eine Überschallströmung auf eine höhere Machzahl und einen niedrigeren Druck. Das Gegenteil davon ist der sogenannte Verdichtungsstoß, der bei einer konkaven Umlenkung auftritt und bei dem der lokale Druck ansteigt und die lokale Geschwindigkeit sinkt. Düsenkonturen werden normalerweise so ausgelegt, dass keine Verdichtungsstöße auftreten. Realeffekte wie Fertigungstoleranzen und nicht angepasste Düsen führen aber dazu, dass trotzdem Verdichtungsstöße entstehen können. Die Theorie hinter Verdichtungsströßen wird hier nicht näher behandelt, da sie für die Auslegungsverfahren nicht benötigt wird. Diese kann aber z.B. in [4] nachgeschlagen werden.

3.3 Flächen-Machzahl-Beziehung

Eine weiterer wichtiger Zusammenhang ergibt sich aus der Massenstromerhaltung einer eindimensionalen, isentropen Strömung:

$$\epsilon = \frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \sqrt{\left(\frac{2}{\kappa + 1} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)\right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}} \quad (7)$$

Gleichung 7 wird Flächen-Machzahl-Beziehung genannt und gibt einen Zusammenhang zwischen dem Flächenverhältnis $\frac{A}{A_t}$, der Machzahl M und des Isentropenexponenten κ . Die Beschleunigung der Strömung ist also bei konstantem κ nur von dem Verhältnis zwischen Halsfläche und Austrittsfläche abhängig. Aus diesem Grund wird das Verhältnis $\frac{A}{A_t}$ auch als Expansionsverhältnis bezeichnet und ist mit dem griechischen Buchstaben ϵ definiert.

3.4 Isentropenbeziehungen

Alle Berechnungen in dem Auslegungsverfahren werden unter der Annahme von isentroper Strömung durchgeführt. Das bedeutet, dass die isentropen Zustandsgleichungen (Gleichung 8) angewendet werden können:

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} = \left(\frac{\rho_1}{\rho_2}\right)^{\kappa - 1} \quad (8)$$

In Kombination mit den Energieerhaltungsgleichungen können folgende Beziehungen für die Verhältnisse zwischen statischen und totalen Größen hergeleitet werden. Wie in der Literatur üblich, werden die statischen Größen auf die Brennkammerbedingungen mit dem Index c , tot bezogen.

$$\frac{p_{c,tot}}{p} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (9)$$

$$\frac{T_{c,tot}}{T} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \quad (10)$$

$$\frac{\rho_{c,tot}}{\rho} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \quad (11)$$

Tabelle 1: Eingangsparameter für die erste Machwelle

Variable	Einheit
$p_{c,tot}$	MPa
$T_{c,tot}$	K
κ	-
\mathcal{M}	g mol^{-1}
\dot{m}	kg s^{-1}

Die Geschwindigkeit im Halsquerschnitt entspricht der Schallgeschwindigkeit (Gleichung 3) und kann somit auch einfach bestimmt werden. Mit der Dichte, dem Massenstrom und der Geschwindigkeit im Halsquerschnitt kann über die Kontinuitätsgleichung die Halsfläche bestimmt werden:

$$A_t = \frac{\dot{m}}{\rho_t a_t} \quad (12)$$

Nun muss als letzte Eingangsgröße die Austrittsmachzahl M_e vorgegeben werden. Diese kann entweder direkt eingegeben werden, über das Druckverhältnis $\frac{p_e}{p_{c,tot}}$ berechnet werden oder iterativ für ein vorgegebenes Expansionsverhältnis mit Gleichung 7 bestimmt werden. Der Startpunkt, der im folgenden Expansionspunkt genannt wird, kann über das bekannte Flächenverhältnis berechnet werden. Dafür wird eine Kreisfläche am Ende der Düse angenommen, da die Kontur eine achsparallele Abströmung gewährleisten soll:

$$R_e = \sqrt{\frac{A_t \epsilon}{\pi}} \quad (13)$$

Nun wird eine festgelegte Anzahl an Machzahlinkrementen vorgegeben und für jedes Inkrement der Prandtl-Meyer-Winkel ν_i , der Umlenkwinkel θ_i und der Machwinkel μ_i bestimmt. Außerdem kann der Winkel ϕ_i , der die Lage der Machwelle im Raum beschreibt, mit folgender Beziehung bestimmt werden:

$$\phi_i = \frac{\pi}{2} - \delta - \theta_i + \mu_i \quad (14)$$

Um die Koordinaten der Konturpunkte zu bestimmen, wird nun das Flächenverhältnis (Gleichung 7) für jedes Machzahlinkrement berechnet. Die Flächen der Machwellen entsprechen, im rotationssymmetrischen Fall, Mantelflächen von Kegelstümpfen. Die Strömungsvektoren sind gegen die Mantelflächen um den Machwinkel geneigt, weshalb die Mantelfläche um diesen Winkel korrigiert werden muss.

$$A_{\perp i} = \frac{A_i}{\sin(\mu_i)} \quad (15)$$

Ditsche [24] leitete Gleichung 16 zur Berechnung der Längen der Mantelflächen in Abhängigkeit

von ϕ_i , A_i und dem großen Radius R_i her:

$$m_i(A_i, \phi_i, R_i) = \frac{R_i}{\sqrt{1 - \cos(\phi_i)^2}} - \sqrt{\frac{R_i^2}{1 - \cos(\phi_i)^2} - \frac{A_i}{\pi\sqrt{1 - \cos(\phi_i)^2}}} \quad (16)$$

Über trigonometrische Zusammenhänge werden mithilfe dieser Länge die Konturpunktkoordinaten bestimmt:

$$x_i = \cos(\phi_i)m_i \quad (17)$$

$$y_i = R_e - \sin(\phi_i)m_i \quad (18)$$

An jedem berechneten Punkt ist die Machzahl bekannt. Somit können auch an jedem Punkt Druck, Temperatur, Dichte und Geschwindigkeit berechnet werden, was u.a ermöglicht den Schub der Kontur zu berechnen. In diesem Verfahren wird entlang jeder Machwelle ein konstanter Wert für Druck, Temperatur und Dichte angenommen. Das heißt, dass der Wanddruck sich nicht vom Druck im Strömungsfeld unterscheidet. Dies ist in einer rotationssymmetrischen Düse eigentlich nicht der Fall. Da momentan aber kein validiertes MOC-Verfahren zur Verfügung steht muss diese Einschränkung akzeptiert werden.

3.5.2 Intern-externe Expansion

Die rein externe Expansion, wie sie im Abschnitt oben erläutert wurde, ist auf einen maximalen Umlenkwinkel begrenzt, da sonst der Halswinkel δ größer als 90° werden würde. Der maximale Umlenkwinkel ist der Prandtl-Meyer-Winkel der Austrittsmachzahl:

$$\theta_{max} = \nu_{max} = \nu(M_e, \kappa) \quad (19)$$

Da das Expansionsverhältnis ϵ auch eine Funktion von M_e und κ ist, gibt es hierfür auch einen maximalen Wert, der mit rein externer Expansion möglich ist. Um trotzdem größere Expansionsverhältnisse mit Aerspik-Düsen erreichen zu können wird die sogenannte „intern-externe Expansion“ angewendet. Dabei wird die Strömung nach dem Eintritt durch eine divergente Kreisringkontur vorexpandiert und dann mit $M > 1$ auf die externe Kontur geleitet. Es ist auch möglich die Kreisringkontur durch mehrere einzelne kleine Düsen mit separaten Brennkammern zu ersetzen. In diesem Auslegungsverfahren ist aber nur die interne Expansion in einer divergenten Kreisringkontur implementiert.

Als ersten Schritt wird die externe Kontur berechnet. Der einzige Unterschied ist, dass die externe Kontur nicht bei $M = 1$ beginnt, sondern bei der sogenannten Transitionsmachzahl M_{tr} für die $1 < M_{tr} < M_e$ gilt. Nachdem die Kontur der externen Expansion berechnet wurde, muss nun die Kontur für die interne Expansion, die die Strömung von $M = 1$ auf M_{tr} beschleunigt, berechnet werden. Im folgenden wird das Vorgehen zur Bestimmung der internen Kontur erläutert (Detaillierte Beschreibung in [24]):

1. Als erstes wird ein Kreissegment mit dem Radius r_{int} vorgegeben, das die innere Begrenzung der Strömung darstellt.

2. Analog zur externen Expansion werden nun mit Machinkrementen von $M = 1$ bis M_{tr} die Prandtl-Meyer-Winkel gebildet und für jede Expansionswelle die thermodynamischen Zustandsgrößen berechnet.
3. Anhand von Massenstrombilanzen und der Umlenkwinkel werden die Punkte auf der äußeren Begrenzung der internen Expansion bestimmt.
4. Da die externe Expansion nicht direkt an das Kreissegment anschließt wird eine Beziér-Kurve berechnet, die einen stetigen Übergang zwischen der externen und der internen Expansion ermöglicht. Druck, Temperatur und Dichte werden über die gesamte Transitionsregion als konstant angenommen.

In Abbildung 7 sind die Winkelbeziehungen und die verschiedenen Kontursegmente dargestellt.

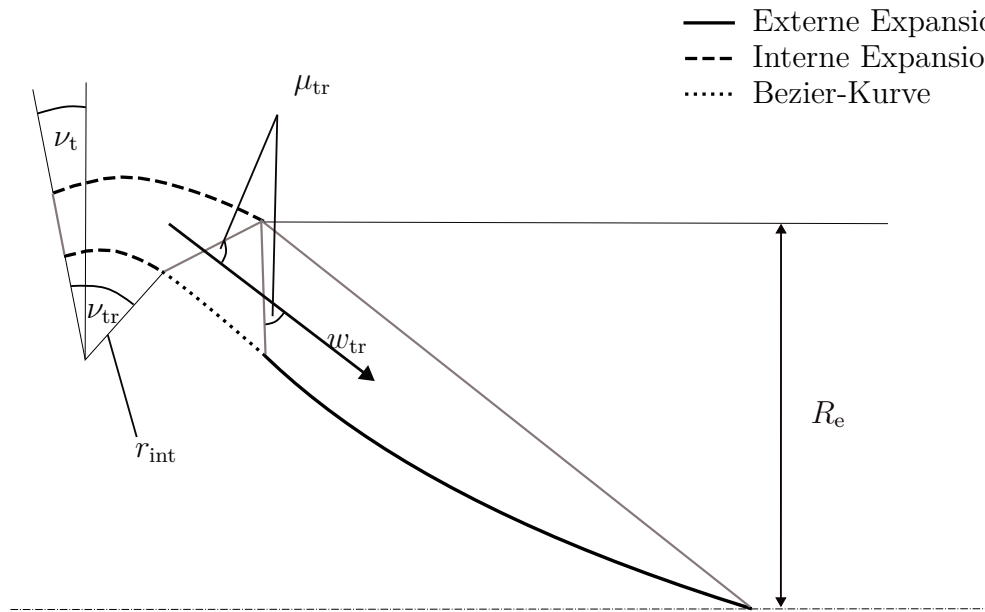


Abbildung 7: Schema der Auslegung mit intern-externer Expansion

Der Neigungswinkel des Düsenhals kann über geometrische Beziehungen berechnet werden. Es gilt:

$$\nu_t = 2\nu_{tr} - \nu_e \tag{20}$$

Eine wichtige Anforderung für Aerospike-Düsen ist ein axialer Anschluss an die Brennkammer, da dieser die Schnittstelle zwischen einer Ringbrennkammer und der Düse vereinfacht. Dies kann mit der intern-externen Expansion einfach erreicht werden, indem der Neigungswinkel des Halses den Wert 0 annimmt. Damit folgt aus Gleichung 20, dass $\nu_{tr} = \frac{\nu_e}{2}$ gelten muss.

3.6 Vergleichsparameter für Düsen

Um verschiedene Düsen miteinander vergleichen zu können, müssen die Parameter Schub F_T , spezifischer Impuls I_{sp} und der Schubkoeffizient c_F bekannt sein. In diesem Kapitel wird erläutert wie diese Werte für die Glockendüse und die Aerospike-Düse bestimmt werden können.

3.6.1 Glockendüse allgemein

Die Schubberechnung bei einer Glockendüse kann z.B. über eine Impulserhaltung am Austritt der Düse berechnet werden. Das Kontrollvolumen wird dabei an den Düsenaustritt gesetzt (siehe Abbildung 8). Es ergibt sich für den Schub folgender Zusammenhang:

$$F_T = \dot{m} w_e + A_e (p_e - p_u) \quad (21)$$

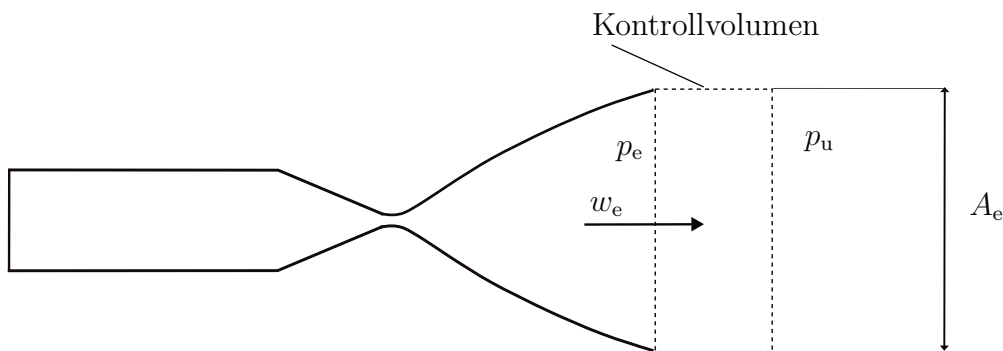


Abbildung 8: Schubberechnung bei einer Glockendüse

Der spezifische Impuls kann nun aus dem Schub und dem Massenstrom berechnet werden. Er ist ein Maß für die effektive Austrittsgeschwindigkeit und damit für die Effizienz des Triebwerks. Der spezifische Impuls wird häufig auf die Erdbeschleunigung normiert, da er dann, für das imperiale und metrische Einheitensystem gleichermaßen, mit der Einheit Sekunde definiert ist:

$$I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m} g} \quad (22)$$

Ein Triebwerk mit einem hohen I_{sp} ermöglicht also einen geringeren Treibstoffverbrauch als ein Triebwerk mit niedrigem I_{sp} beim Erreichen des gleichen Δv .

Der letzte wichtige Parameter ist der sogenannte Schubkoeffizient c_F . Er gibt das Verhältnis zwischen dem Schub der konvergent-divergenten Düse und dem Schub einer konvergenten (im Hals abgeschnittenen) Düse an:

$$c_F = \frac{F_T}{p_{c,tot} A_t} \quad (23)$$

Dieses Verhältnis ist ein Maß dafür wie gut die thermische Energie aus der Brennkammer in Schub umgewandelt werden konnte.

3.6.2 Aerospike-Düse

Bei Aerospike-Düsen unterscheidet sich die Berechnung des Schubes im Vergleich zur Glockendüse. Das Kontrollvolumen wird hier entlang der Halsfläche und der gesamten Düsenkontur gelegt. In Abbildung 9 ist ein Kontrollvolumen für die Berechnung des Schubes einer intern-extern expandierenden, gekürzten Aerospike-Düse zu sehen. Die Impulserhaltung ergibt hier folgende allgemeine Formel zur Berechnung des Schubes:

$$F_T = w_t \dot{m} \sin(\delta) + p_t A_t \sin(\delta) + \int_A (p_k - p_u) \sin(\theta_k) dA + (p_b - p_u) A_b \quad (24)$$

Das Integral des dritten Summanden in Gleichung 24 wird bei der Implementierung in ein Computer-Programm durch eine Summe ersetzt. Die Berechnung von I_{sp} und c_F erfolgt analog zur Glockendüse. Dies ermöglicht einen Vergleich der beiden Düsen unabhängig von deren Geometrie. Die Schubberechnung der rein externen Expansion erfolgt analog zur intern-externen.

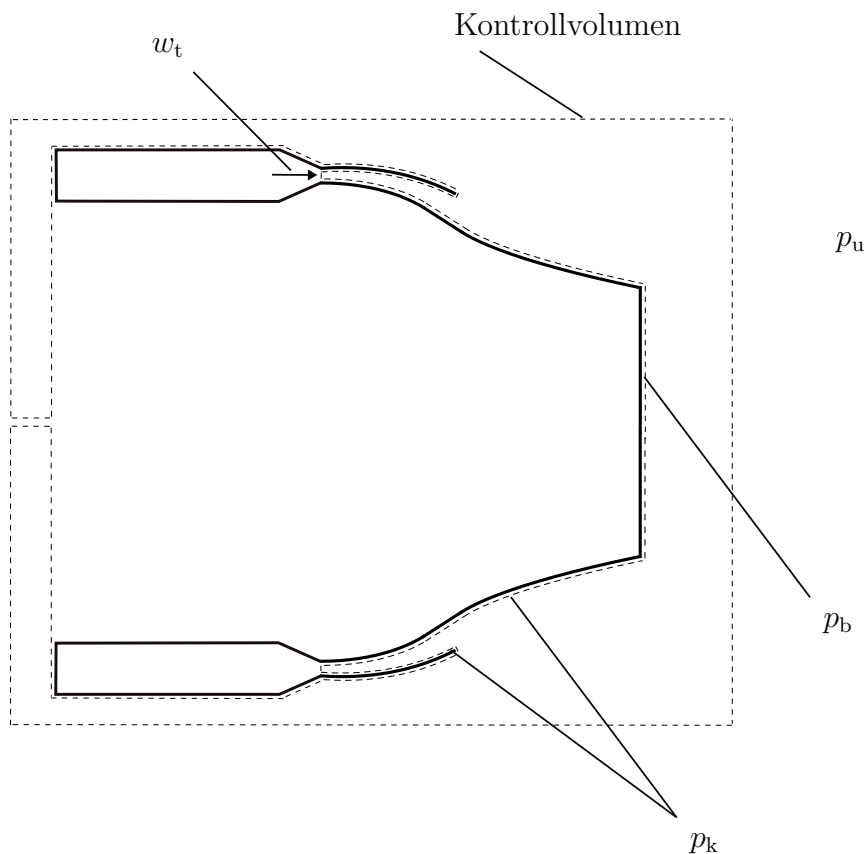


Abbildung 9: Schubberechnung bei einer Aerospike-Düse

3.6.3 Berechnung des Stirnflächendrucks

Die genaue Bestimmung des Schubes erfordert die Implementierung eines Modells zur Bestimmung des Drucks auf die Stirnfläche einer gekürzten Aero-spike-Düse mit geschlossenem Nachlaufgebiet (Vakuumbetrieb). Es wird sich hier auf die analytische Bestimmung beschränkt. Es sei aber darauf hingewiesen, dass numerische Verfahren, wie die Methode der Charakteristiken oder CFD, verwendet werden können, um genauere Aussagen über die Expansion am Ende des gekürzten Zentralkörpers zu treffen. Modelle mit der Methode der Charakteristiken wurden z.B. in [25] untersucht.

Zu der analytischen Bestimmung des Drucks auf der Stirnfläche findet man in der Literatur einige Quellen. Fick und Schmucker z.B. verglichen und entwickelten mehrere Modelle aus Kaltgasversuchen [6]. In Abbildung 10 sind zwei der Modelle, zusammen mit Messdaten aus Kaltgasversuchen aus den Untersuchungen von Fick und Schmucker, abgebildet.

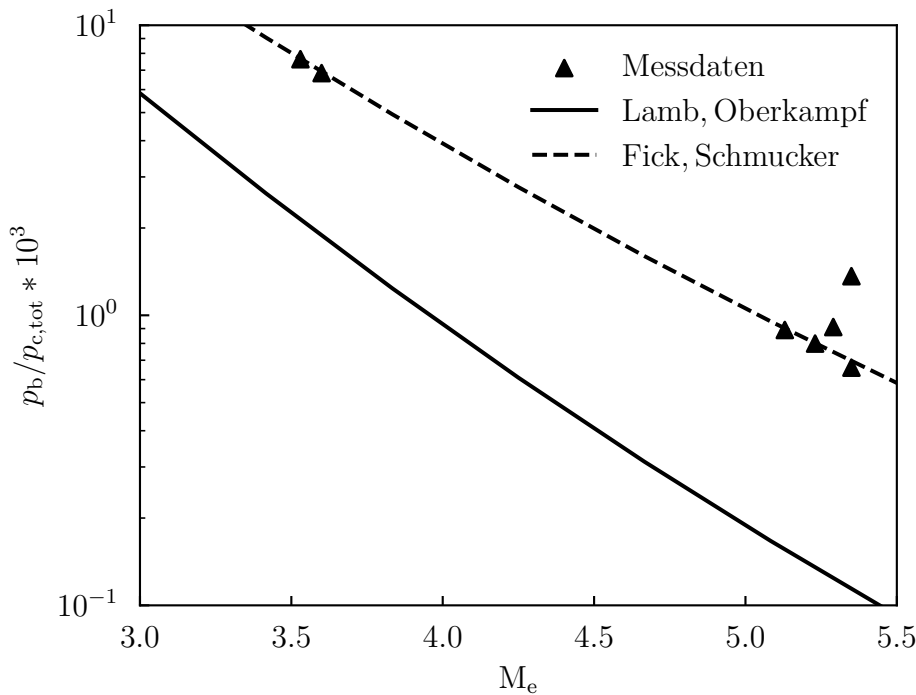


Abbildung 10: Vergleich von empirischen Modellen mit Messdaten (Daten aus [6])

Das Modell nach Fick und Schmucker (Gleichung 25) stellt ein empirisches Modell der Zylinderumströmung im Überschall dar und zeigt die beste Übereinstimmung mit den Daten. Ein weiteres Modell, welches von Lamb und Oberkampff [26] entwickelt wurde (Gleichung 26), liefert auch Werte die nah an die Messdaten herankommen.

$$\frac{p_b}{p_e} = M_e \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \left(0.05 + \frac{0.967}{1 + 0.5(\kappa - 1)M_e^2} \right) \quad (25)$$

$$\frac{p_b}{p_e} = \left(0.025 + \frac{0.906}{1 + 0.5(\kappa - 1)M_e^2} \right)^{0.35} \quad (26)$$

Fick und Schmucker fanden außerdem heraus, dass bei Kürzungen des Zentralkörpers auf 12 % - 16 % der Mittelwert aus dem Enddruck der idealen und gekürzten Aerospike-Düse mit den gemessenen Daten aus den Kaltgasversuchen sehr gut übereinstimmen [6].

$$p_b = \frac{p_{e,id} + p_{e,trunc}}{2} \quad (27)$$

Weil die Gleichungen einzig und allein mit Kaltgasdaten validiert sind, ist die Aussagekraft dieser Modelle für Heißgasanwendungen, wie sie in dieser Arbeit untersucht werden, eingeschränkt. Da aber keine Modelle für Heißgasanwendungen und der Treibstoffkombination LOX/LCH₄ gefunden werden konnten, muss sich hier auf diese Modelle beschränkt werden. Um den Fehler einzugrenzen, werden bei der Anwendung immer alle drei Modelle miteinander verglichen. Der Bereich, in dem die Ergebnisse interpretiert werden, wird auf den Machzahlbereich aus Abbildung 10 von 3.5 - 5.5 beschränkt.

4 Konturauslegung und Vergleich

In diesem Abschnitt wird die Designstudie des Aerospike-Triebwerks erläutert. Erst wird auf das Missionsszenario eingegangen und davon das Antriebsvermögen für das Triebwerk abgeleitet. Um die verschiedenen Düsenkonfigurationen und deren Massen vollständig vergleichen zu können, muss auch die Brennkammer mitbetrachtet werden. Diese wird im nächsten Schritt definiert. Dann werden die Glockendüsenkonturen ausgelegt, die als Vergleich für die im nächsten Schritt konstruierten Aerospike-Konturen dienen sollen. Bei der Auslegung der Aerospike-Konturen werden fundamentale Eigenschaften, wie der Druck auf die Stirnfläche, der Einfluss der Kürzung und des Radius der internen Expansion, besprochen.

Außerdem wird das Konzept der nicht-idealen Aerospike-Düsen vorgestellt. Mit nicht-idealen Konturen ist ein neuartiger Ansatz gemeint, der auch auf dem Verfahren nach Angelino und Lee basiert, bei dem jedoch der Expansionsradius R_e größer gewählt wird als es bei einer idealen Aerospike-Düse der Fall wäre. Das hat den Vorteil einer größeren Stirnfläche, die bei geschlossenem Nachlaufgebiet zum Schub beitragen kann. Die drei Triebwerke werden dann in einem abschließenden Abschnitt miteinander verglichen. Wie schon angesprochen, wird in diesem Vergleich der Fokus auf die Konturierung der Düsen gelegt. Wichtige Themen, wie Kühlung, Fertigung und eine detaillierte Auslegung der Brennkammer, werden nicht behandelt, müssen aber selbstverständlich für eine vollständige Auslegung beachtet werden.

4.1 Missionsanforderungen

Wie in der Einleitung schon angesprochen, wurde das Missionsszenario des EL3 bereits untersucht und konkrete Möglichkeiten vorgestellt. Diese werden in diesem Kapitel detailliert erläutert und das Gesamtantriebsvermögen des EL3 wird mit ergänzenden Rechnungen abgeschätzt.

Das Missionsszenario beginnt mit dem Start des Landers als Nutzlast auf einer Ariane 6/4 Evolution Trägerrakete vom Weltraumbahnhof Kourou in Französisch-Guyana. Die Oberstufe der Ariane 6/4 (ULPM) stellt dabei das Δv für die sogenannte Trans Lunar Injection (TLI) auf einen Transferorbit zum Mond bereit. Der Transferorbit hat eine geringe Inklination und soll ohne einen Parkorbit auskommen. Nachdem der Lander von der Oberstufe getrennt ist, wird die leere Oberstufe in einen heliozentrischen Orbit eingeschossen, um erdnahen Weltraumschrott zu vermeiden. Als nächster Schritt kommt das Antriebssystem des EL3 ein erstes Mal für das sogenannte Apogee Correction Maneuver (ACM) zum Einsatz, welches zum Ziel hat, Ungenauigkeiten des Transferorbits auszugleichen und das korrekte Apogäum zu erreichen. Für den anschließenden Einschuss in eine Mondumlaufbahn, die Lunar Orbit Insertion (LOI), sind zwei Schubmanöver eingeplant. Der Mondorbit soll dabei ein polarer Kreisorbit mit einer Höhe von 100 km sein. Das abgeschätzte Δv des EL3 für den Einschuss in die Mondumlaufbahn beträgt 930 m s^{-1} und kann durch die Verwendung des WSB, auf Kosten der Missionsdauer, auf bis zu 780 m s^{-1} reduziert werden [7] [27].

Für die Landung des EL3 sind bis jetzt noch keine Δv Anforderungen verfügbar, weshalb diese im Folgenden abgeschätzt werden. Das benötigte Antriebsvermögen zur Landung des EL3 kann durch einfache Überlegungen bestimmt werden:

Da die Berechnungen auf dem Zwei-Körper Problem basieren, muss erst überprüft werden, ob sich der Lander tatsächlich in der Einflusszone des Monde befindet. Nach [20] kann der Radius der Einflussphäre des Mondes mit folgender Gleichung abgeschätzt werden:

$$\begin{aligned} r_{\text{SOI}} &= r_{\text{COM}} \left(\frac{M_{\text{Mond}}}{M_{\text{Erde}}} \right)^{\frac{2}{5}} \\ &= 384\,400 \text{ km} \left(\frac{1}{81.3} \right)^{\frac{2}{5}} = 66\,183 \text{ km} \end{aligned}$$

Wobei r_{COM} der Abstand des Mond-Erde Schwerpunktes vom Mittelpunkt der Erde ist. Der Lander befindet sich in einer Höhe von 100 km was zusammen mit dem Radius des Mondes (1737.4 km) einem Abstand von 1837.4 km entspricht. Der Lander befindet sich also auf jeden Fall innerhalb der Einflussphäre des Mondes und das 2-Körper-Problem kann angewendet werden.

Die Geschwindigkeit des Landers auf dem Kreisorbit ergibt sich dann zu:

$$v_{\text{EL3}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{M}}}{R_{\text{M}} + h}} \quad (28)$$

Wenn der Mond als ein Inertialsystem angenommen wird, ist die Geschwindigkeit des EL3 nach der Landung nahezu 0, da er in der Polarregion landet und dort die Winkelgeschwindigkeit des Mondes sehr gering ist. Somit ergibt sich näherungsweise für das benötigte Δv zur Landung:

$$\Delta v = |0 \text{ m s}^{-1} - v_{\text{EL3}}| = v_{\text{EL3}} \quad (29)$$

Das daraus resultierende Antriebsvermögen für einen direkten Orbit beträgt 2.56 km s^{-1} und für einen Orbit mit Verwendung des WSB 2.41 km s^{-1} . Dabei wurde $\mu_{\text{M}} = 4902.8 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$ und $R_{\text{M}} = 1737.4 \text{ km}$ (aus [20]) verwendet.

Zuletzt werden noch die Anforderungen an die Masse und die Dimensionen des EL3 tabellarisch aufgeführt. Die Nutzlast und die Strukturmasse sind abhängig von dem spezifischen Impuls und der Masse des Triebwerks (siehe Gleichung 1) weshalb hier Minima für diese Werte angegeben sind, die nicht unterschritten werden dürfen. Die Startmasse ist durch die Ariane 6/4 Evolution begrenzt und darf nicht überschritten werden. Während der maximale Durchmesser des Landers keinen großen Einfluss auf das Triebwerk hat, ist die Höhe ein wichtiger Parameter, da die Düsenlänge hier eine entscheidende Rolle spielt. Alle wichtigen Anforderungen an Masse und Geometrie sind in Tabelle 2 zusammengefasst.

Tabelle 2: Anforderung an die Massenverteilung und die Dimensionen des EL3 aus [7]

Bezeichnung	Einheit	Wert
Nutzlast (inkl. CPE)	kg	>1800
Strukturmasse (inkl. Triebwerk)	kg	>1700
Startmasse	kg	9900
Durchmesser	mm	4570
Höhe LDE	m	3
Gesamthöhe	m	$5.96 \cdot 10^{-18}$ ¹

¹Je nach Nutzlastverkleidung [28]

4.2 Brennkammer

Für Lander-Triebwerke kamen bis jetzt häufig hypergole Treibstoffe, wie z.B. Aerozin 50 beim Lunar Descent Element der Apollo Missionen [8], zum Einsatz. Diese lassen sich unkompliziert zünden; einfach durch das Öffnen und Schließen der Treibstoffventile wiederzünden und sind lagerfähig. Ein Nachteil ist, dass diese Treibstoffe hochgiftig sind und dementsprechende Schutzmaßnahmen für Arbeiten mit den Substanzen umgesetzt werden müssen. LOX/LCH₄ bietet hier eine weniger schädliche Alternative, die gleichzeitig hohe spezifische Impulse bereitstellen kann. Außerdem ist die Verdampfungstemperatur höher als z.B. bei Wasserstoff, was die kryogene Lagerung vereinfacht [11]. Deswegen wird LOX/LCH₄ als wichtiger Kandidat für zukünftige Antriebssysteme gehandelt und sollte auch für Mond-Lander, wie den EL3, in Betracht gezogen werden.

Die Brennkammergeometrien für die Glockendüse und die Aerospike-Düse sind grundlegend verschieden. Deshalb wird zusätzlich zur Auslegung der Düsenkonturen jeweils eine Brennkammergeometrie für die Treibstoffkombination LOX/LCH₄ ausgelegt. Für die Glockendüse wird dabei eine zylindrische und für die Aerospike-Düse eine ringkreisförmige Geometrie mit jeweils linear verlaufendem konvergenten Düsensegment gewählt (siehe Abbildung 11).

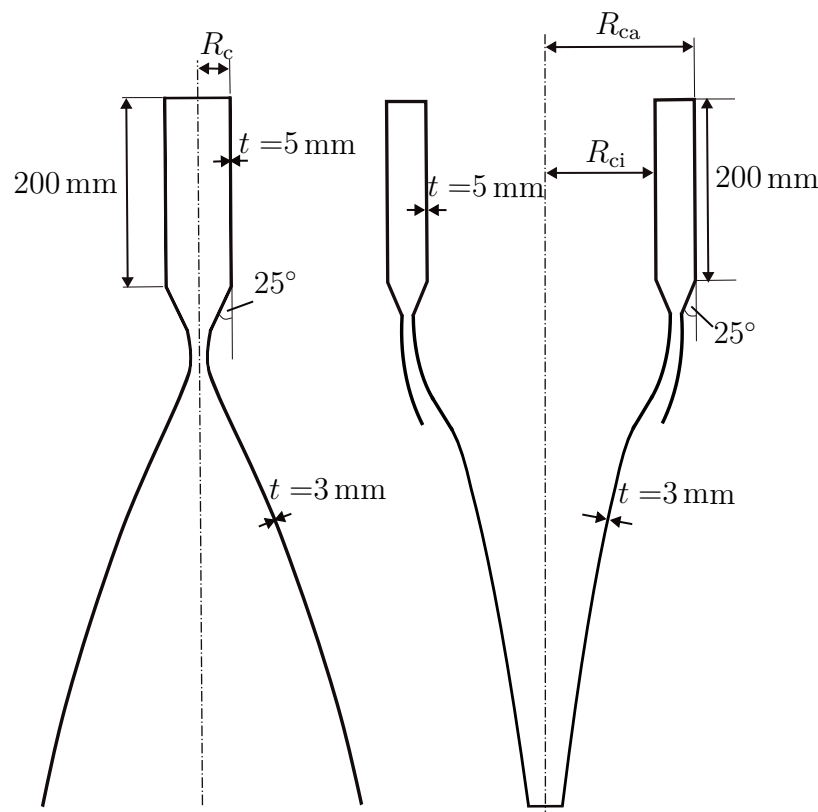


Abbildung 11: Geometrien der Brennkammern für Glockendüse und Aerospike-Düse

Da der Brennkammerdruck von dem gewählten Förderzyklus abhängig ist, muss dieser vorläufig bestimmt werden. Bereits erforschte LOX/LCH₄-Mond-Lander Triebwerke verwendeten meist druckgeförderte Zyklen [17], da sie zuverlässig sind und der Entwicklungsaufwand deutlich geringer ist als bei einem Turbopumpensystem. Der Brennkammerdruck für das untersuchte Triebwerk wird mit 2 MPa angenommen, was gut mit den in der ESAS-Studie der NASA

vorgeschlagenen 2.24 MPa-2.8 MPa [29] vereinbar ist. Die restlichen Brennkammerparameter wurden, im Zuge der Auslegung der Glockendüsenkonturen mit TDK, von R. Stark (DLR Institut für Raumfahrtantriebe) berechnet und sind in Tabelle 3 aufgeführt.

Tabelle 3: Parameter für die Brennkammer

Variable	Einheit	Wert
$p_{c,tot}$	MPa	2
$T_{c,tot}$	K	3500
κ	-	1.132
\mathcal{M}	g mol^{-1}	21.305
ROF	-	3.2
A_c/A_t	-	2.64
ρ_{Material}	kg/m^3	8150 ²

Um die Massen der Triebwerke im späteren Verlauf abschätzen zu können, wurde, nach Rücksprache mit der Gruppe Strukturen vom Institut für Raumfahrtantriebe, das Material Inconel 718 für Brennkammer und Düse ausgewählt, da es exzellente mechanische und thermische Eigenschaften besitzt und die Möglichkeit zur additiven Fertigung besteht. Die Brennkammerlänge wurde mit 200 mm angenommen. Die Wandstärke der Brennkammer und der Düse bis $\epsilon = 5$ mit 5 mm und die Düsenerweiterung ab $\epsilon = 5$ wurde mit einer Wandstärke von 3 mm festgelegt. Dabei wurden die Wandstärken so ausgewählt, dass sie dem Brennkammerdruck von 2 MPa standhalten und genug Platz für Kühlkanäle bieten. Die Maße sind in Abbildung 11 verdeutlicht. Es sei angemerkt, dass diese Werte aus keiner fundamentalen Untersuchung resultieren sondern lediglich auf Erfahrungswerten basieren. Da aber alle Triebwerkskonfigurationen in dieser Arbeit mit den gleichen Randbedingungen und Brennkammern konstruiert werden, ist diese Annahme gerechtfertigt.

²Siehe Anhang 5

4.3 Glockenkonturen

Die ideale Glockendüse mit voller Länge und achsparalleler Abströmung ist aufgrund ihrer hohen Masse nicht wirtschaftlich in Vakuumtriebwerken einsetzbar. Deshalb haben sich verschiedene Verfahren etabliert um gekürzte Konturen auszulegen. Das hier gewählte Verfahren nach Rao [30] verwendet eine schuboptimierte Parabel (Thrust Optimated Parabola, kurz TOP) die für ein vorgegebenes Expansionsverhältnis oder eine vorgegebene Länge den maximalen Schub liefert. Das Verfahren basiert auf der Methode der Charakteristiken, ist also im Vergleich zum Auslegungsverfahren nach Lee und Angelino kein analytisches Verfahren. Es wurden Konturen für die drei verschiedenen Expansionsverhältnisse 50, 80 und 100 generiert (siehe Abbildung 12). Die Auslegung wurde von R. Stark vom Institut für Raumfahrtantriebe durchgeführt und die Konturen für diese Arbeit zur Verfügung gestellt.

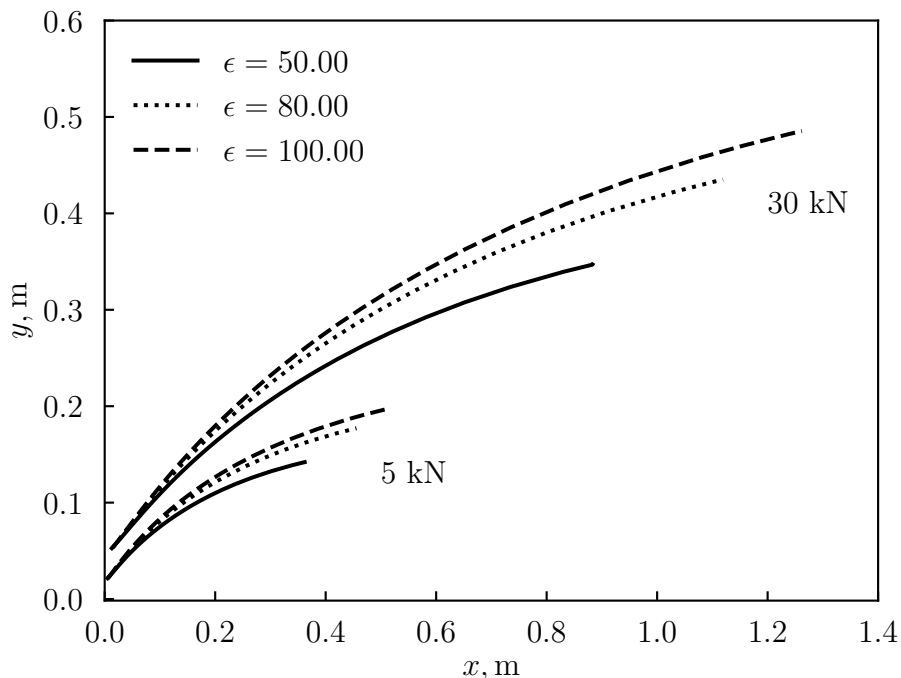


Abbildung 12: TOP-Konturen aus TDK

Um die Länge des Antriebssystems noch weiter zu reduzieren, kann auf einen Cluster aus mehreren Triebwerken zurückgegriffen werden. Dieser soll hier auch in einer $6 \cdot 5 \text{ kN}$ Konfiguration untersucht werden. Die eingesparte Länge der Triebwerke könnte für die Verwendung einer kleineren Nutzlastverkleidung der Ariane 6/4 verwendet werden, was die Nutzlastkapazität erhöht. Z.B. könnte die Längeneinsparung von 500 mm-750 mm, die je nach Expansionsverhältnis möglich ist (siehe Abbildung 11), zwischen der kurzen Nutzlastverkleidung ($H_{\max} = 6397 \text{ mm}$) und der Standard Nutzlastverkleidung ($H_{\max} = 7397 \text{ mm}$) für einen Start mit zwei getrennten Nutzlasten (Dual Launch Structure) entscheiden [28]. Am meisten Nutzlastkapazität würde man durch einen Wechsel von der großen auf die kürzere Einzel-Nutzlastverkleidung (Single Launch Structure) sparen. Da der Lander aber wahrscheinlich eine Höhe von 6 m nicht überschreitet [31] wird die kurze Version ($H_{\max} = 11\,815 \text{ mm}$) immer ausreichen.

Um die Masse der Triebwerke mit Glockendüsen zu bestimmen wird ein vereinfachtes Verfahren verwendet, indem die Oberfläche der Düse und Brennkammer berechnet und anschließend mit den korrespondierenden Wandstärken und der Materialdichte (siehe Tabelle 3) multipliziert wird.

Abbildung 13 zeigt, dass die Gesamtmasse des Clusters aus sechs Triebwerken nur 7.8% - 15.0% größer ist als das des einzelnen Triebwerks, spart dafür aber einen wesentlichen Anteil der Länge ein (ca. 59%). Zusätzlich kann eine Drosselung des Schubes, die für eine Landung notwendig ist, durch das Abschalten einzelner Triebwerke erfolgen, was die Komplexität des Antriebssystems verringert.

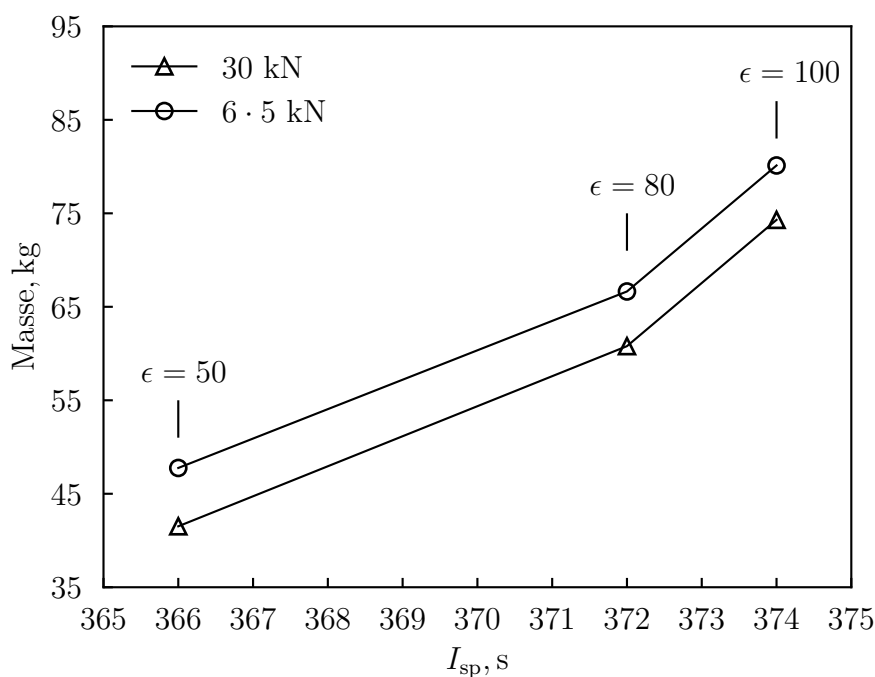


Abbildung 13: Masse und spez. Impuls der Triebwerke mit Glockendüsen

Nachteile einer Cluster-Konfiguration sind z.B. die Abgasstrahlinteraktion zwischen den einzelnen Triebwerken, die die Schubverteilung beeinflussen kann und das höhere Gewicht des Gesamtsystems.

Abschließend kann also festgehalten werden, dass die Cluster-Konfiguration vor allem im Bezug auf die Länge klare Vorteile verspricht und deswegen als favorisierte Option gilt. Dies wird auch durch eine aktuelle Veröffentlichung der ESA bestätigt, da alle vorgestellten Konzepte zu dem EL3 auf Cluster-Konfigurationen basieren [27].

4.4 Ideale Aerospike-Konturen

Die Aerospike-Konturen können nicht mit den gleichen Expansionsverhältnissen der Glockenkonturen generiert werden, da das Auslegungsverfahren nach Angelino und Lee eine ideale Kontur mit achsparalleler Abströmung generiert und keine TOP-Kontur, wie es bei TDK möglich ist. Um die Aerospike-Kontur mit der Glockenkontur vergleichbar machen zu können, muss die Auslegung der Aerospike mit dem Expansionsverhältnis durchgeführt werden, welches für die ideale Glockenkontur vorliegen würde. Anschließend wird diese Kontur bei dem Expansionsverhältnis der TOP-Kontur abgeschnitten. Da die TOP-Konturen durch Parabeln beschrieben werden, können die idealen Konturen durch parabolische Interpolation bestimmt werden. Die Koeffizienten der Gleichung für eine schiefe Parabel (siehe Gleichung 30) b, c, d und e können aus zwei beliebigen Konturpunkten und der Steigung an den betrachteten Punkten bestimmt werden.

$$y(x) = -bx - \frac{d}{2} + \sqrt{(bd - c)x + \frac{d^2}{4} - e} \quad (30)$$

Im vorliegenden Fall wird für die Interpolation der erste und letzte Punkt der Parabeln (siehe Abbildung 12) verwendet. Dann werden die Funktionswerte mit einer Schrittweite von $\Delta x = 1 \text{ cm}$ ausgewertet und der maximale y -Wert bestimmt. Mit dem Halsradius und dem neu bestimmten Austrittsradius, der dem maximalen y -Wert entspricht, kann das ideale Expansionsverhältnis bestimmt werden. Die Ergebnisse sind in Tabelle 4 aufgeführt.

Tabelle 4: ϵ und Länge der TOP- vs. ideale Glockendüse

ϵ_{TOP}	ϵ_{Ideal}	$L_{\text{TOP}}/L_{\text{Ideal}}$
50	50.7	1.507
80	83.3	1.679
100	105.6	1.767

Das ideale Expansionsverhältnis ϵ_{ideal} wird dann als Eingangsparameter für das Design der idealen Aerospike-Konturen nach Angelino und Lee verwendet. Nachdem die Kontur generiert ist wird der Radius, bei dem ϵ_{TOP} erreicht ist, bestimmt und der Zentralkörper auf dieses Expansionsverhältnis gekürzt. Die resultierenden Konturen können dann mit den TOP-Konturen verglichen werden. Im weiteren Verlauf der Arbeit werden nur noch die Expansionsverhältnisse der TOP-Konturen genannt. Bei den Aerospike-Düsen handelt es sich dabei immer um die gekürzten Konturen.

Die nächste Frage ist, ob eine rein externe Expansion ausreichend ist oder eine intern-externe Expansion angewendet werden muss. Das lässt sich leicht beantworten, denn die Umlenkung darf nicht größer als 90° sein, da sonst eine Umlenkung in Flugrichtung des Triebwerks entstehen würde. Nach Gleichung 19 ist die maximale Austrittsmachzahl, mit der sich eine rein externe Expansion realisieren lässt, $M_e = 3.61$, was nach Gleichung 7 einem Expansionsverhältnis von $\epsilon_{\text{max}} = 24.84$ entspricht. Da dieser Wert kleiner als das kleinste nötige Expansionsverhältnis von 50 ist, muss also eine intern-extern expandierende Kontur konstruiert werden. Die Brennkammerparameter werden identisch zur Glockendüse gewählt, da sonst kein Vergleich möglich wäre. Zusätzlich muss der Schub der verschiedenen Düsenarten auch identisch sein. Generell sollten

die verschiedenen Konturen den gleichen Schub erzeugen, da sie mit den gleichen Auslegungsparametern berechnet werden. Aufgrund der verschiedenen Berechnungsmethoden (analytisch und numerisch) werden aber gewisse Abweichungen bei der Schubberechnung erwartet. Aus diesem Grund muss der Massenstrom für die Auslegung der Aerospike-Düsen bestimmt werden, der die Schubdifferenz zur konventionellen Düse ausgleicht. Dies wird hier erreicht indem der Wert des Massenstroms erst abgeschätzt wird und dann in einem iterativen Prozess variiert wird, bis der Zielschub erreicht ist. In jedem Durchlauf wird der Schub der Kontur berechnet und mit dem Zielschub verglichen. Wenn der Schub zu hoch ist, wird der Eingangswert des Massenstroms für den nächsten Durchlauf reduziert und eine nächste Kontur generiert. Die Iteration bricht ab, wenn eine bestimmte Genauigkeit erreicht ist, die hier mit einem relativen Fehler von 0.1 % gewählt wird.

Die letzten Eingangsparameter, die festgelegt werden müssen, sind die Transitionszahl M_{tr} , die Anzahl der Machwellen/Konturpunkte, die berechnet werden sollen und der Radius der internen Expansion r_{int} . Erstere wird über die Bedingung einer axial anschließenden Brennkammer definiert; was bedeutet, dass der Prandtl-Meyer-Winkel der Transitionszahl genau der Hälfte des Prandtl-Meyer-Winkels der Austrittsanzahl entsprechen muss. Die Anzahl der Machwellen/Konturpunkte wird mit 1000 vorgegeben. Der Radius r_{int} wird als Funktion der Halsfläche vorgegeben, da nach Ditsche [24] so eine Normierung der Konturen gewährleistet ist:

$$r_{int} = \sqrt{A_t} \quad (31)$$

Die so generierten Konturen sind in Abbildung 14 zu sehen.

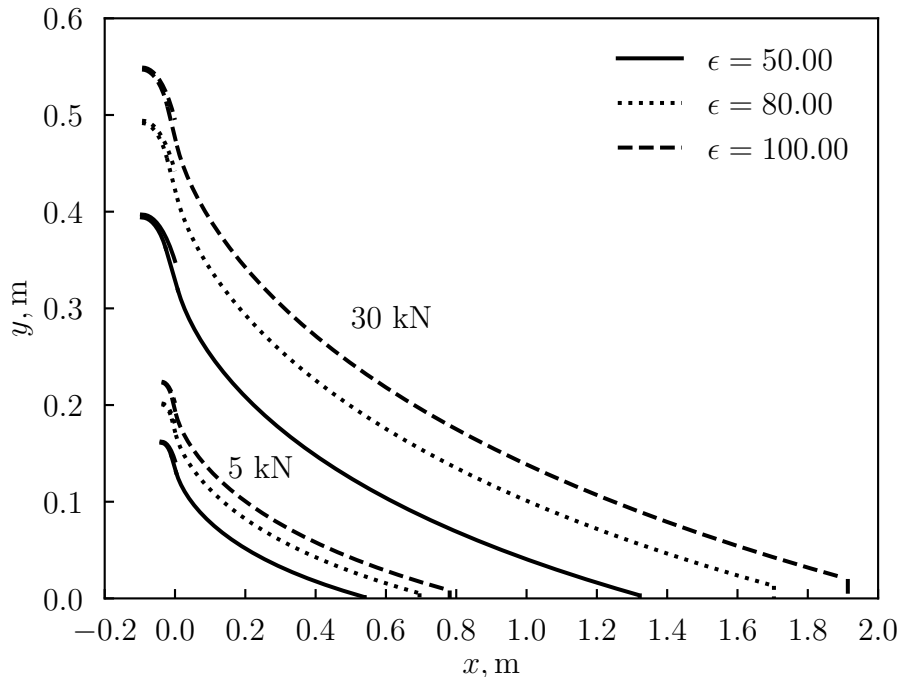


Abbildung 14: Aerospike-Konturen

In der Detailansicht der $\epsilon = 100$ -Version in Abbildung 15 ist die geringe Halshöhe auffällig, was die Frage nach der fertigungstechnischen Umsetzbarkeit aufwirft. Die Fertigungstoleranzen müssen im Hals sehr eng gewählt werden, da eine kleine Abweichung zu einer großen Abweichung der Massenstroms und damit des Schubes und der Brenndauer führen kann. Diese Problematik wurde u.a. schon bei dem J-2T Triebwerk der NASA erkannt [3].

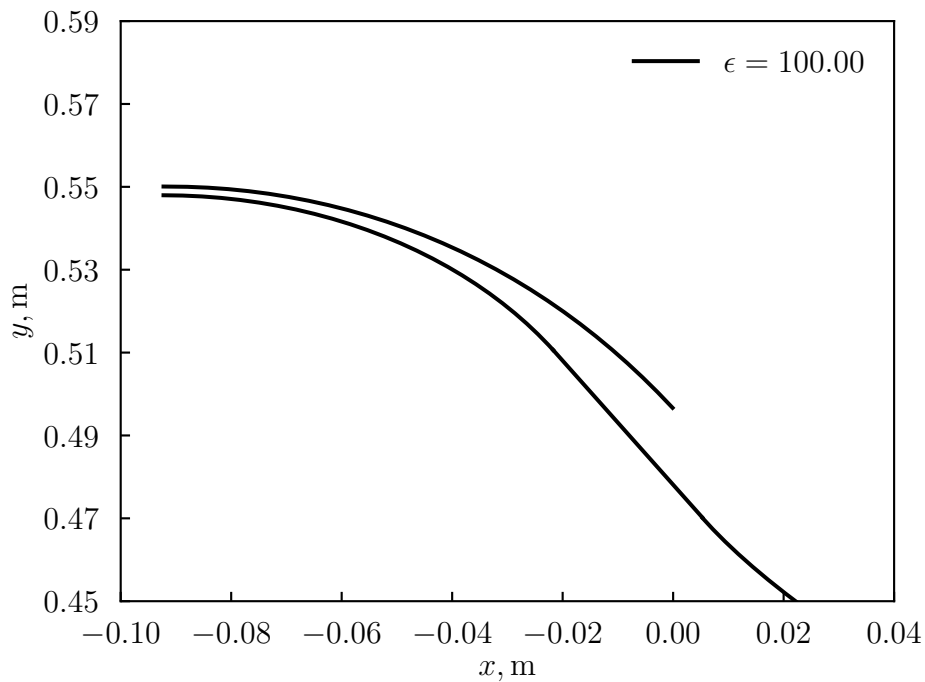


Abbildung 15: Kontur der internen Expansion am Beispiel von $\epsilon = 100$

Deshalb sollte hier überprüft werden, inwiefern der Schub von diesen Toleranzen beeinflusst wird. In Tabelle 5 ist die erwartete maximale Abweichung des Schubes, die auch direkt in die Abweichung der Brenndauer übersetzt werden kann, bei konstantem spezifischen Impuls nach den Allgmeintoleranzen für Längenmaße aus der DIN ISO 2768-1 (siehe Anhang 5) gezeigt.

Tabelle 5: Schubabweichung für allg. Fertigungstoleranzen nach DIN ISO 2768-1

		h_t	Δy_{\max}	$\Delta F_{T,\max}$
		mm	mm	%
30 kN	$\epsilon = 50$	3.26	± 0.2	1.25
	$\epsilon = 80$	2.54	± 0.3	2.41
	$\epsilon = 100$	2.25	± 0.3	2.72
5 kN	$\epsilon = 50$	1.29	± 0.2	3.11
	$\epsilon = 80$	1.02	± 0.2	4.00
	$\epsilon = 100$	0.90	± 0.2	4.51

Es zeigt sich, dass bei der kleiner skalierten 5 kN-Version größere Abweichungen im Schub erwartet werden als bei der 30 kN-Version. Im Großen und Ganzen sind die Schub/Brenndauer-Abweichungen unter 5 % nach den Allgmeintoleranzen aber vertretbar. Es kann auch auf Passungen, z.B. nach DIN EN ISO 286, zurückgegriffen werden, die die Abweichung weiter verringern. Welche Passungen umsetzbar sind muss individuell mit der Wahl von Fertigungs- und Nachbearbeitungsverfahren entschieden werden. Zusätzlich muss aber auch die thermische Ausdehnung im Halsquerschnitt betrachtet werden, die auch einen großen Einfluss auf den Schub haben wird.

Nachdem die Vergleichbarkeit mit der Glockendüse und die Fertigungstoleranzen besprochen wurden, soll nun auf die Masse und den spezifischen Impuls eingegangen werden, da diese Parameter entscheidend für den späteren Vergleich sind. Genau wie bei der Glockendüse ist in Abbildung 16 die Masse von Düse und Brennkammer für die 30 kN und die 6 · 5 kN - Version über dem spezifischen Impuls aufgetragen. Bei der Berechnung der Masse wurden wieder die Parameter aus Tabelle 3, die geometrischen Größen aus Abbildung 11 und die gleiche Berechnungsmethodik verwendet.

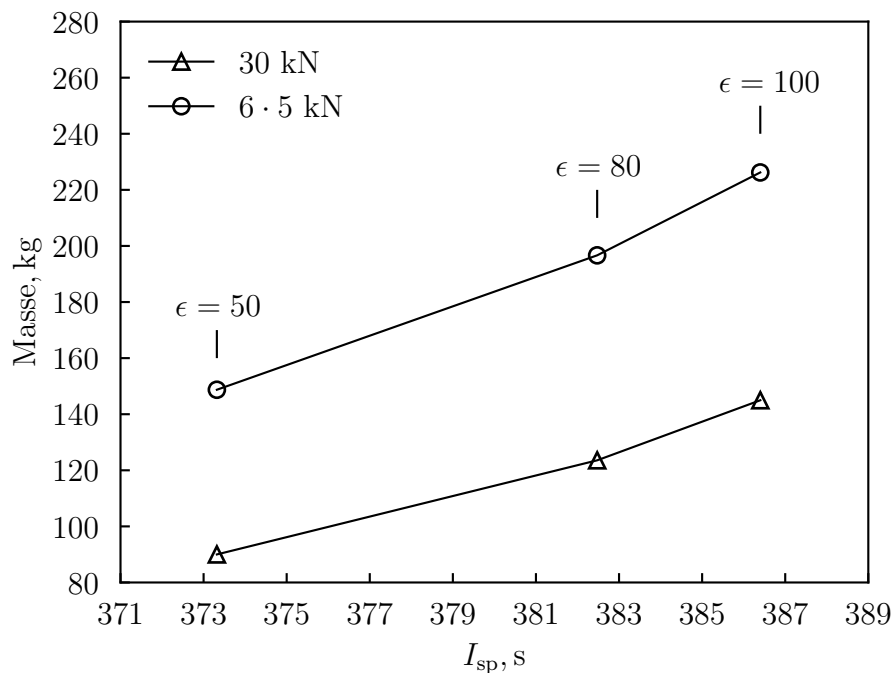


Abbildung 16: Gesamtmasse der Aerospike-Triebwerke über dem spezifischen Impuls

In Abbildung 16 ist deutlich zu erkennen, dass die Masse der Cluster-Versionen zwischen 56 % - 65 % größer ist als ein einzelnes Triebwerk und somit für die Aerospike-Düse von geringer Relevanz ist. Dementsprechend soll im Folgenden der Fokus auf das einzelne Aerospike-Triebwerk gelegt werden. Der treibende Anteil der Masse der Aerospike-Triebwerke kommt hier von der Brennkammer, da die doppelte Wand und der große Durchmesser zu einer sehr großen Oberfläche führen. Die Längeneinsparung zwischen der Cluster- und der Einzelversion beträgt auch hier ca. 59 % für alle Expansionsverhältnisse (siehe Abbildung 14). Der spezifische Impuls der

verschieden skalierten Version ist identisch, was bedeutet, dass die Konturen normiert sind.

Wie schon angesprochen ist die Kürzung von Aerospike-Düsen eine Notwendigkeit um die sehr große Masse der Brennkammer zu kompensieren. Der Einfluss dieser Kürzung wurde schon intensiv erforscht (z.B. in [25]) soll aber hier erneut für den Anwendungsfall auf einem Mond-Lander untersucht werden.

4.4.1 Einfluss der Kürzung des Zentralkörpers

In diesem Kapitel soll der Einfluss der Kürzung anhand des Auslegungsverfahrens nach Angelino und Lee und der genannten Modelle zur Bestimmung des Stirnflächendrucks untersucht werden. Das Strömungsfeld des abgeschnittenen Zentralkörpers ist sehr komplex und erfordert numerische Verfahren wie CFD oder die Methode der Charakteristiken, um eine vollständige dreidimensionale Auflösung zu erreichen. Das Verwenden der Verfahren nach Angelino und Lee ist dementsprechend nur für eine erste Abschätzung anwendbar und muss durch erweiterte Verfahren ergänzt werden. Es wird nur die externe Kontur gekürzt, da diese für die gegebenen Expansionsverhältnisse mehr als 90% der Gesamtlänge ausmacht und daher eine weitere Kürzung nicht sinnvoll ist. Der Stirnflächendruck wird vorerst vernachlässigt, da die empirischen Modelle nur für Kaltgasexperimente und bestimmte Machzahlbereiche validiert sind. In einem nächsten Schritt soll aber der Stirnflächendruck dediziert untersucht werden.

Beispielhafte Konturen für ein Kürzungsverhältnis von $L/L_{\text{Ideal}} = 0.22$ sind in Abbildung 17 gezeigt.

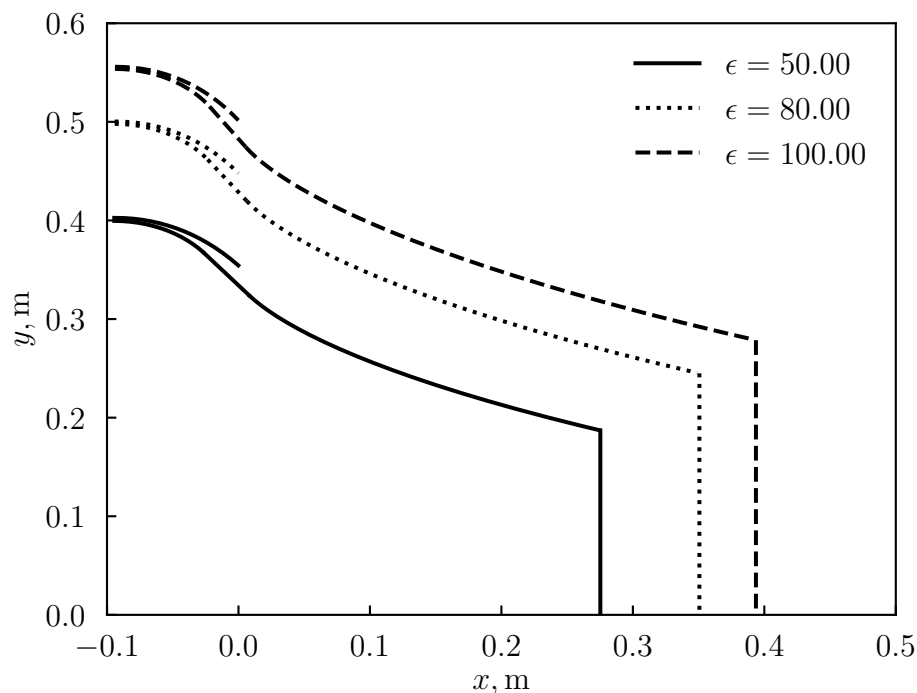


Abbildung 17: Auf 22% der idealen Länge gekürzte Aerospike-Düsen

Für die Kürzung wird die externe Kontur in 10%-Inkrementen gekürzt. Dafür wird durch die x -Koordinaten der Konturpunkte iteriert bis der Punkt gefunden wurde für den als erstes $x_i > x_{\text{trunc}}$ gilt. Dieser Punkt entspricht dann dem letzten Konturpunkt und bestimmt auch den Druck und die Geschwindigkeit/Machzahl im Endquerschnitt. Die gekürzte Länge wird auf die Gesamtlänge der idealen Düse (Hals bis Ende externe Kontur) bezogen.

Um die Vergleichbarkeit zu gewährleisten, wird der Massenstrom für die jeweilige Kürzung erhöht damit der Schub erhalten bleibt. Bei einer Kürzung des Zentralkörpers verringert sich die Oberfläche der Düsenkontur und damit auch deren Masse. Die verringerte Oberfläche führt im Umkehrschluss auch dazu, dass das Druckschubglied in der Schubgleichung für Aerospike-Düsen (Gleichung 24) abnimmt. Bei der Kürzung geht es also darum einen Kompromiss aus Massenreduktion und Verlust von spezifischem Impuls zu erzielen.

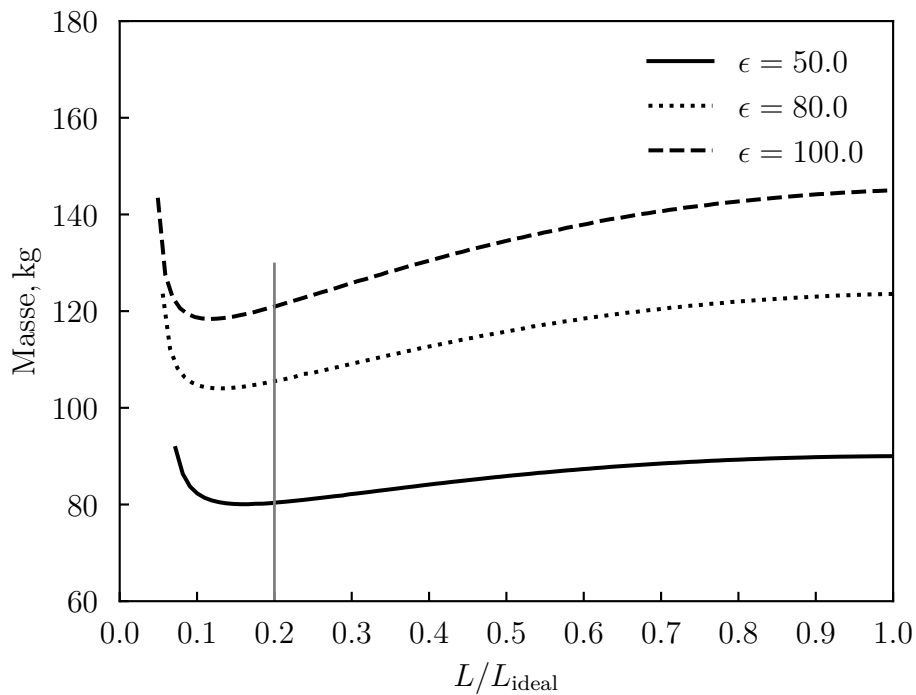


Abbildung 18: Masse des Aerospike-Triebwerks unter Einfluss der Kürzung des Zentralkörpers

In den Abbildungen 18 und 19 ist zu sehen, dass die Masse mit fortschreitender Kürzung stärker sinkt als der spezifische Impuls. $L/L_{\text{ideal}} \approx 0.2$ ist jeweils mit einer grauen Linie markiert, da dieser Wert am häufigsten in der Literatur empfohlen wird. Aus Abbildung 18 kann auch direkt eine Aussage über das Schub/Gewicht-Verhältnis abgeleitet werden, da der Schub für alle Triebwerke 30 kN beträgt. Mit der Gravitationskonstante des Mondes, die nach [20] 1.62 m/s^2 beträgt, entspricht dies Schub/Gewicht-Verhältnissen des Triebwerks zwischen 127.73 ($\epsilon = 100$) und 231.48 ($\epsilon = 50$). Das Schub/Gewichts - Verhältnis des gesamten Landers ist konstant, da es von der maximalen Startmasse ($m_0 = 9900 \text{ kg}$) abhängt und beträgt 1.87.

Eine Kürzung auf $L/L_{\text{ideal}} > 0.4$ ist laut Abbildung 19 ohne große Verluste des spezifischen Impuls möglich. Dementsprechend können die Empfehlungen aus der Literatur, auf $L/L_{\text{ideal}} < 0.2$

zu kürzen [25] [3], nicht direkt bestätigt werden. Es wird sich zeigen inwiefern die Einbindung des Stirnflächendrucks diesen Wert beeinflussen wird. In Abbildung 18 ist außerdem zu erkennen, dass ab $L/L_{\text{Ideal}} \approx 0.05 - 0.08$ die Masse durch das Abschneiden wieder ansteigt. Der Grund dafür ist die Erhöhung des Massenstroms, die nötig ist um den großen Schubverlust auszugleichen. Ein höherer Massenstrom hat eine größere Halsfläche zur Folge, was bei konstantem Expansionsverhältnis auch zu einer Vergrößerung von R_e führt (siehe Gleichung 13). Bei $L/L_{\text{Ideal}} \approx 0.05 - 0.08$ ist dann der Punkt erreicht an dem die Masseneinsparung der Längenkürzung kleiner ist als der Massenzuwachs durch die Vergrößerung von R_e .

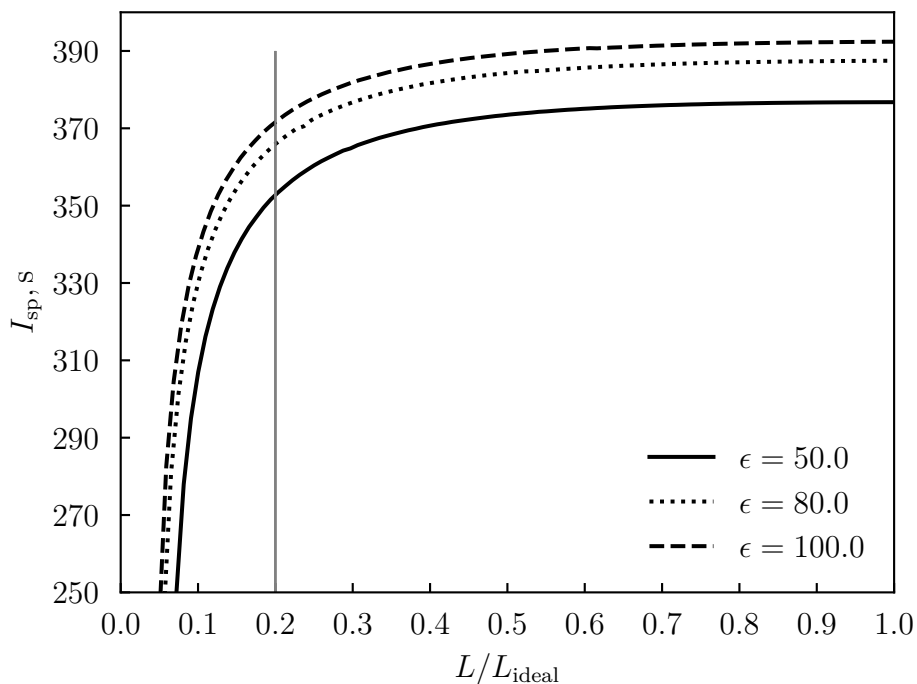


Abbildung 19: Einfluss der Kürzung der externen Kontur auf den spez. Impuls

Wie schon erwähnt, wurde bis jetzt der Stirnflächendruck vernachlässigt. Aufgrund des geschlossenen Nachlaufgebiets im Vakuumbetrieb liefert dieser aber immer einen positiven Anteil zum Schub und hat damit einen Einfluss auf die Masse und den spezifischen Impuls. Wie groß dieser Einfluss ist und welche Unterschiede die verschiedenen empirischen Modelle aufweisen, soll als nächstes untersucht werden. Abbildung 20 zeigt erneut den Verlauf des spezifischen Impulses und der Masse über dem Kürzungsgrad für den Fall ohne Stirnflächendruck und für die drei verschiedenen Modelle (Gleichungen 25, 27 und 26). Aufgrund der besseren Übersicht wurde sich hier auf ein Expansionsverhältnis ($\epsilon = 100$) beschränkt. Die Aussagen sind aber qualitativ auf andere Expansionsverhältnisse übertragbar. Wie schon erwähnt, sind die Modelle nur im Machzahlbereich von 3.5-5.5 validiert. Deshalb ist bei einem Kürzungsgrad von $L/L_{\text{ideal}} = 0.08$ eine graue vertikale Linie vermerkt, da ab hier die Austrittsmachzahl $M_{e,\text{trunc}}$ kleiner als 3.5 ist. Eine obere Begrenzung gibt es nicht, weil für $\epsilon = 100$ die maximale Austrittsmachzahl $M_e = 4.41$ gilt und diese somit innerhalb des Anwendungsbereichs liegt.

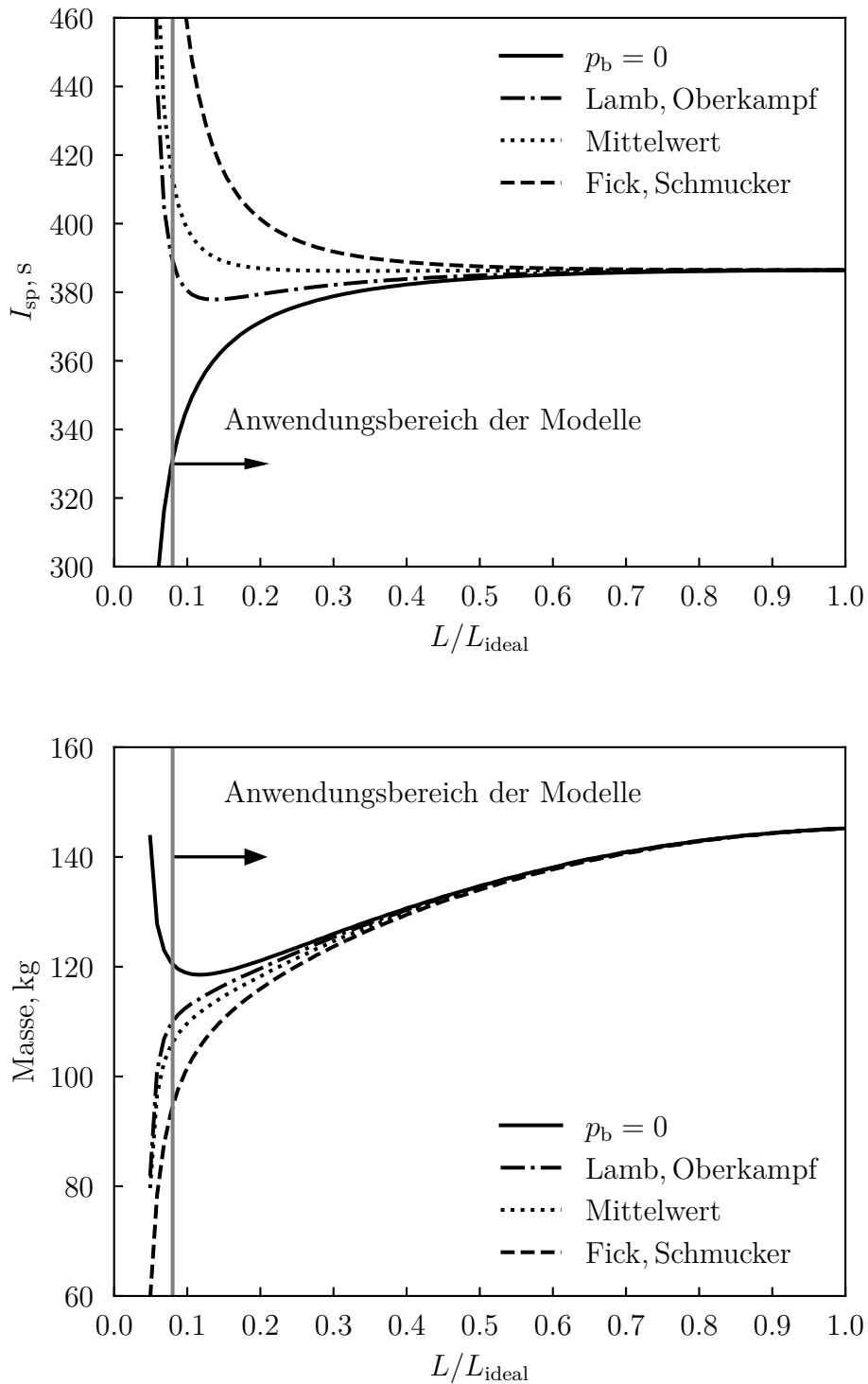


Abbildung 20: Masse und spez. Impuls unter Berücksichtigung des Stirnflächendrucks ($\epsilon = 100$)

Die drei Modelle zeigen sehr verschiedene Ergebnisse. Das Modell nach Lamb-Oberkampf (Gleichung 26) liefert dabei die konservativsten Werte, gefolgt von dem Mittelwert aus idealem und gekürztem Enddruck (Gleichung 27). Das Modell nach Fick und Schmucker (Gleichung 25) liefert den größten Stirnflächendruck. Während der Einfluss des Stirnflächendrucks auf den spezifischen Impuls schon bei ca. $L/L_{ideal} = 0.6$ signifikant wird, ist der Einfluss auf die Masse erst ab ca. $L/L_{ideal} = 0.5$ erwähnenswert. Eine wichtige Erkenntnis ist, dass die zwei Modelle nach Fick und Schmucker (Gleichung 25 und 27) einen Anstieg des I_{sp} auch innerhalb des Anwendungsbereiches bewirken. Außerdem wird der Schubverlust so stark ausgeglichen, dass trotz Erhöhung des Massenstroms die Gesamtmasse mit fortschreitender Kürzung für alle drei Modelle sinkt. Alle Modelle zeigen also, dass ein signifikanter Zuwachs an spezifischem Impuls und an Einsparung der Masse durch den zusätzlichen Schub der Stirnfläche erreichbar ist. Der Anstieg auf einen $I_{sp} > 460$ s nach Gleichung 25 ist dabei sehr unwahrscheinlich, da dieser Wert an der Obergrenze der Effizienz von chemischen Antrieben liegt und vor allem zu hoch für die verwendete Treibstoffkombination LOX/LCH₄ ist. Die anderen beiden Modelle zeigen einen realistischeren Anstieg auf maximal $I_{sp} \approx 410$ s (Gleichung 27) und nur eine Dämpfung des Verlustes an I_{sp} (Gleichung 26).

Der Grund für den signifikanten Anstieg des Stirnflächendrucks ist der stark ansteigende Druck am Zentralkörper nahe dem Übergang von interner zu externer Expansion. Das führt dazu, dass der Stirnflächendruck für $L/L_{Ideal} < 0.1$ nach Gleichungen 26 - 25 auch sehr stark ansteigt, wie Abbildung 21 bestätigt. $p_{e,trunc}$ entspricht dabei dem Enddruck am gekürzten Zentralkörper. Der Stirnflächendruck wurde mit dem Modell von Fick und Schmucker berechnet.

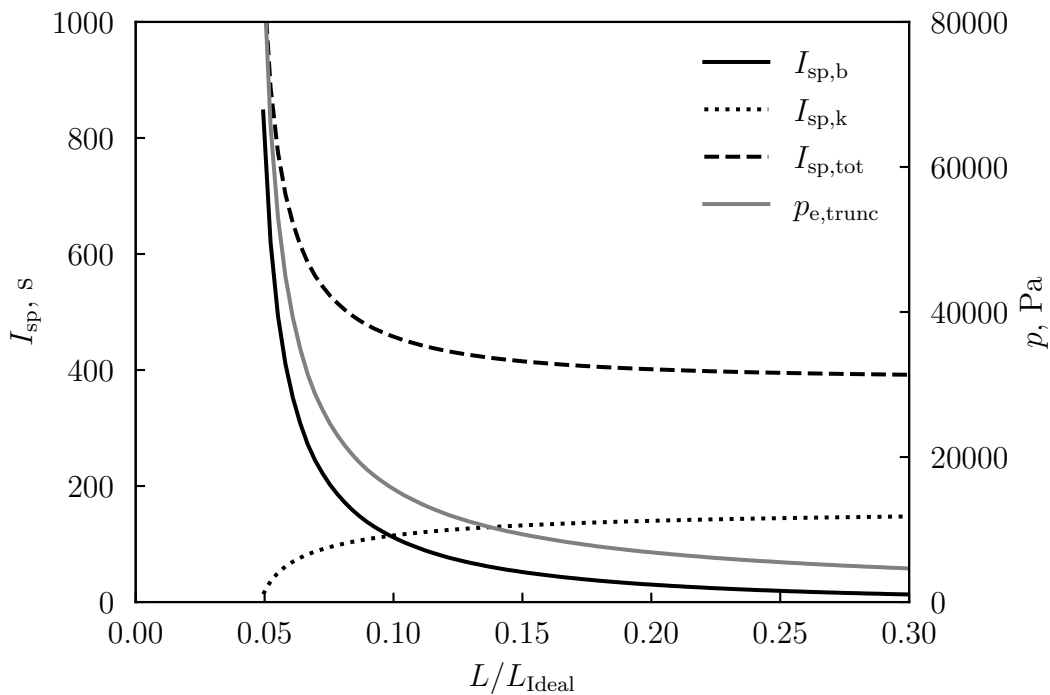


Abbildung 21: Enddruck und spez. Impuls für die gekürzte Aerospike-Düsen

Abschließend kann gesagt werden, dass die Modelle zu sehr unterschiedliche Ergebnisse kom-

men und deswegen keine klare Aussage über den tatsächlichen Einfluss des Stirnflächendrucks gegeben werden kann. Trotzdem scheint die Aerospike-Düse das Potential zu haben durch den Stirnflächendruck nicht nur den Schubverlust der Kürzung auszugleichen sondern auch einen Schubzuwachs zu erzielen. Deswegen muss der Stirnflächendruck mit hoher Genauigkeit bestimmt werden, da er den Unterschied zur konventionellen Glockendüse ausmacht.

4.4.2 Einfluss des Radius der internen Expansion

Der Radius r_{int} ist prinzipiell unabhängig von der Kontur wählbar. Bis jetzt wurde der Wert nach Gleichung 31 berechnet, da dadurch eine Normierung der Konturen möglich ist. Hier soll nun untersucht werden welchen Einfluss der Parameter auf die Masse und den spezifischen Impuls der idealen Aerospike-Konturen hat.

r_{int} wird dafür trotzdem als Funktion der Halsfläche berechnet, damit die Normierung weiterhin gewährleistet ist. Gleichung 31 wird aber mit einem Faktor zwischen 0.1-2 multipliziert. Dies soll einen ersten Eindruck über den Einfluss des Parameters geben. In Abbildung 22 ist die Veränderung der Masse unter Einfluss von r_{int} gezeigt. Die Massenzunahme liegt bei 44.4% - 50.5%, je nach Expansionsverhältnis, und ist damit sehr signifikant. Bei größeren Expansionsverhältnissen ist die Massenzunahme dabei prozentual geringer.

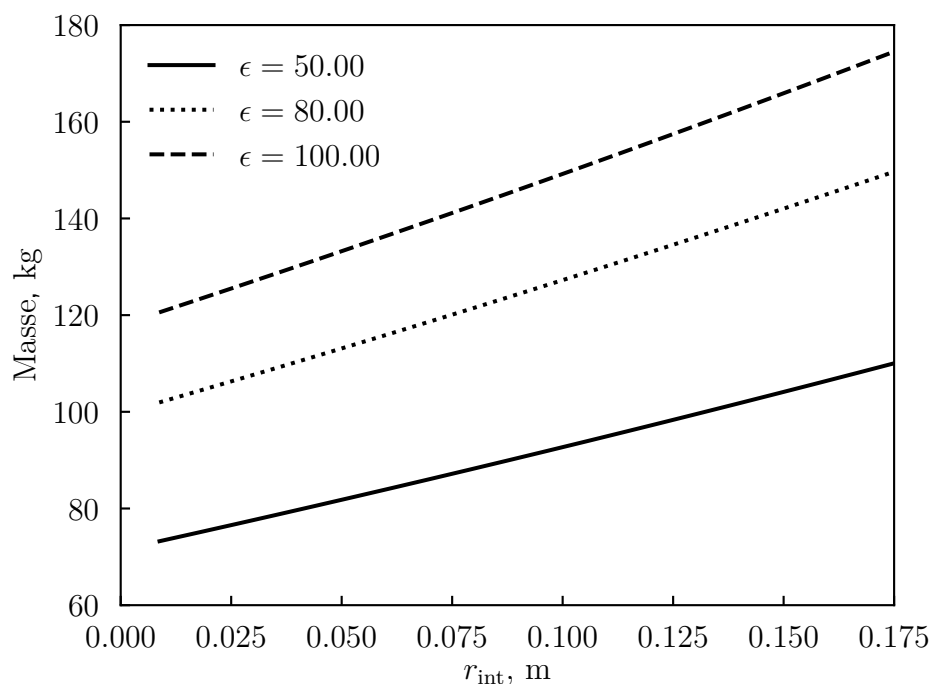


Abbildung 22: Masse bei Variation des Radius der internen Expansion

Der Gewinn des spezifischen Impuls durch die Radius-Vergrößerung hingegen ist verschwindend gering, wie Abbildung 23 zeigt. Dementsprechend sollte das Ziel einer Auslegung sein, den Radius so klein wie möglich zu wählen um Masse zu sparen. Dabei sollte die Fertigungsgenauigkeit

in die Überlegungen mit einfließen, sowie die thermische Belastung, die dazu führen könnte, dass der Radius sich durch plastische Verformung dauerhaft verändert.

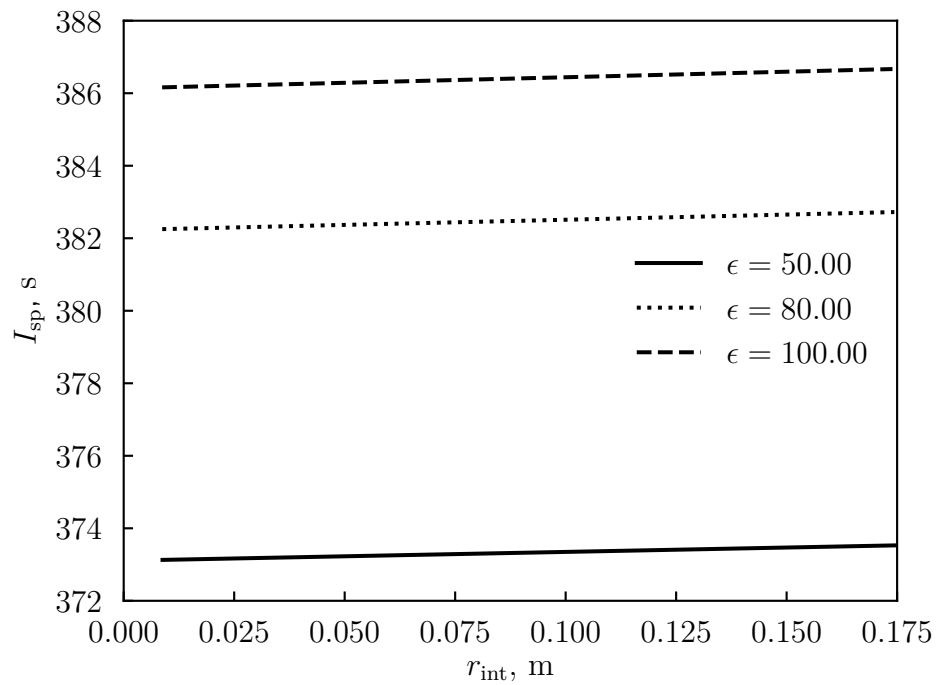


Abbildung 23: Spez. Impuls bei Variation des Radius der internen Expansion

4.5 Nicht-ideale Aerospike-Konturen

Um den Stirnflächenschub zu maximieren, werden die sogenannten nicht-idealen Aerospike-Düsen betrachtet. Dabei soll der Expansionsradius R_e , genau wie bei den idealen Düsen, mit Gleichung 13 berechnet werden jedoch direkt mit einem Faktor > 1 beaufschlagt werden, sodass die Kontur nicht mehr auf der Symmetrieachse endet. Das führt dazu, dass auch ohne Kürzung des Zentralkörpers eine Stirnfläche zur Verfügung steht, auf die ein Druck wirkt und somit zusätzlich Schub erzeugt.

Bei einer zusätzlichen Kürzung wird die entstehende Stirnfläche auch größer ausfallen, als es bei der idealen Aerospike-Düse der Fall wäre. Alle anderen Randbedingungen wie Expansionsverhältnis, Massenstrom und die Brennkammergrößen werden identisch zur idealen Ausführung gewählt. Die entstehende Kontur liefert damit, ohne Berücksichtigung der Stirnfläche, den gleichen Schub wie die ideale Düse, da der Druckverlauf entlang der Kontur durch das Expansionsverhältnis vorgegeben ist und auch die Oberfläche, auf die der Druck wirkt, aufgrund des identischen Expansionsverhältnisses, konstant bleibt. Es soll nun untersucht werden, ob der Schubzuwachs durch die Vergrößerung der Stirnfläche größer ist als der Massenzuwachs der durch die Erhöhung des Expansionsradius entsteht, da nur dann ein Vorteil dieser Konturen gegeben ist. Eine beispielhafte Kontur mit einer Radiusvergrößerung um 5% ist in Abbildung 24 gezeigt.

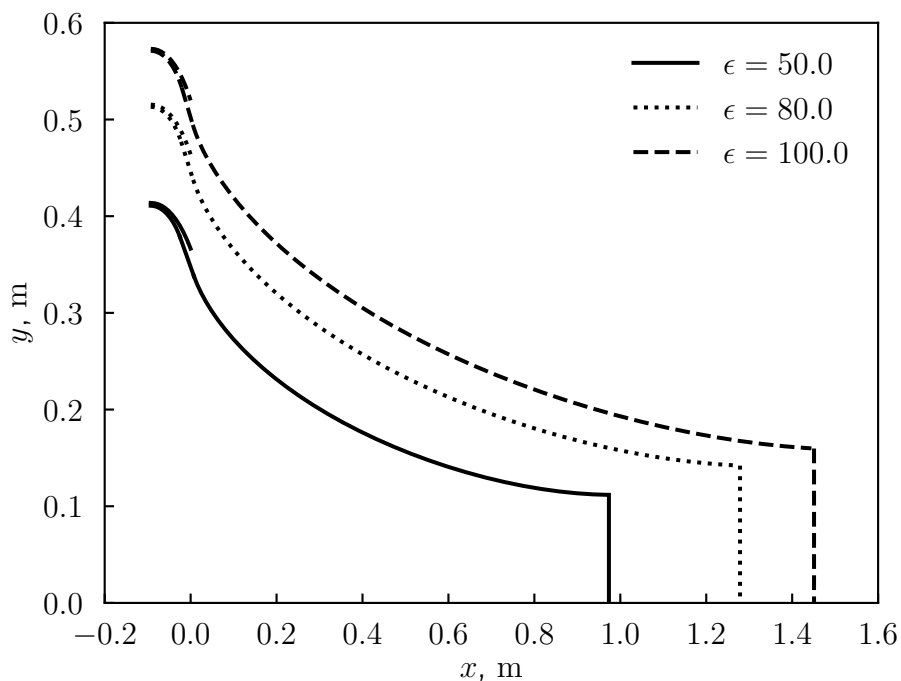


Abbildung 24: Nicht-ideale Konturen für verschiedene ϵ mit $R_e/R_{e,\text{Ideal}} = 1.05$

Die Berechnung der nicht-idealen Konturen wird nach folgenden Schritten durchgeführt:

1. Berechnung der idealen Kontur und Kürzung bei den TOP-Expansionsverhältnissen

2. Iteration des Massenstroms um den gewünschten Schub zu erhalten
3. Verschieben des Expansionspunktes indem $R_{e, \text{Ideal}}$ mit einem Faktor > 1 multipliziert wird
4. Berechnung der nicht-idealen Kontur mit dem richtigen Massenstrom und dem größeren R_e

Wie in Abbildung 24 zu erkennen ist, ergibt sich schon bei einer Vergrößerung von R_e um 5 % ein großer Radius am Ende des Zentralkörpers und damit eine große Stirnfläche. Das liegt daran, dass die Austrittsfläche nun nicht mehr einer Kreisfläche entspricht, sondern einer Kreisringfläche bei der der kleine Radius dem Endradius der Kontur entspricht. Ein weiterer wichtiger Punkt ist die Länge der nicht-idealen Aerospike-Düse. Durch die Vergrößerung von R_e um 5 % wird bei der nicht-idealen Aerospike ca. 24 % der Länge für alle Expansionsverhältnisse eingespart (siehe Abbildungen 14 und 24). Das ist eine sehr große Einsparung und speziell für die Anwendung auf dem Mond-Lander vorteilhaft.

In den Abbildungen 25 - 27 ist der spezifische Impuls und die Masse der nicht-idealen Triebwerke für die volle Länge und für Kürzungen auf 60 % und 20 % gezeigt. Auch hier wird sich bei dem spezifischen Impuls, aufgrund der Übersicht, auf $\epsilon = 100$ beschränkt.

Wie in Abbildungen 25 - 27 zu erkennen ist, steigt der spezifische Impuls mit der Vergrößerung von R_e und mit der Kürzung des Zentralkörpers an. Gleichzeitig steigt aber auch die Masse durch die Vergrößerung von R_e . Der Massenanstieg geschieht dabei annähernd linear (siehe Abbildungen 25 - 27). Die Zunahme an spezifischem Impuls ist sehr signifikant mit Maximalwerten zwischen 415 s - 480 s (Modell nach Fick und Schmucker) und 392 s - 400 s (Modell nach Lamb und Oberkampf), je nach Kürzungsgrad. Dies entspricht einem prozentualen Zuwachs durch den Stirnflächendruck von 7.5 % - 28 % und 1.7 % - 5.3 %. Die Massenzunahme liegt z.B. für das $\epsilon = 100$ Triebwerk zwischen 50 % - 57 %.

Es zeigt sich also, dass die nicht-idealen Aerospike-Düsen einen signifikant größeren Zuwachs des I_{sp} im Vergleich zu den idealen Aerospike-Düsen haben. Da bei beiden Düsen-Konfigurationen die gleichen Modelle zur Bestimmung des Stirnflächendrucks verwendet wurden, kann davon ausgegangen werden, dass dieses Ergebnis auch qualitativ richtig ist. Im nun folgenden Vergleichsteil der Designstudie wird entschieden, ob der Massenzuwachs der nicht-idealen Aerospike-Düsen durch den höheren spezifischen Impuls ausgeglichen werden kann oder nicht. Die sehr hohen spezifischen Impulse (480 s für das Modell von Fick und Schmucker) sind aber auch hier, genau wie bei den idealen Düsen, sehr unrealistisch.

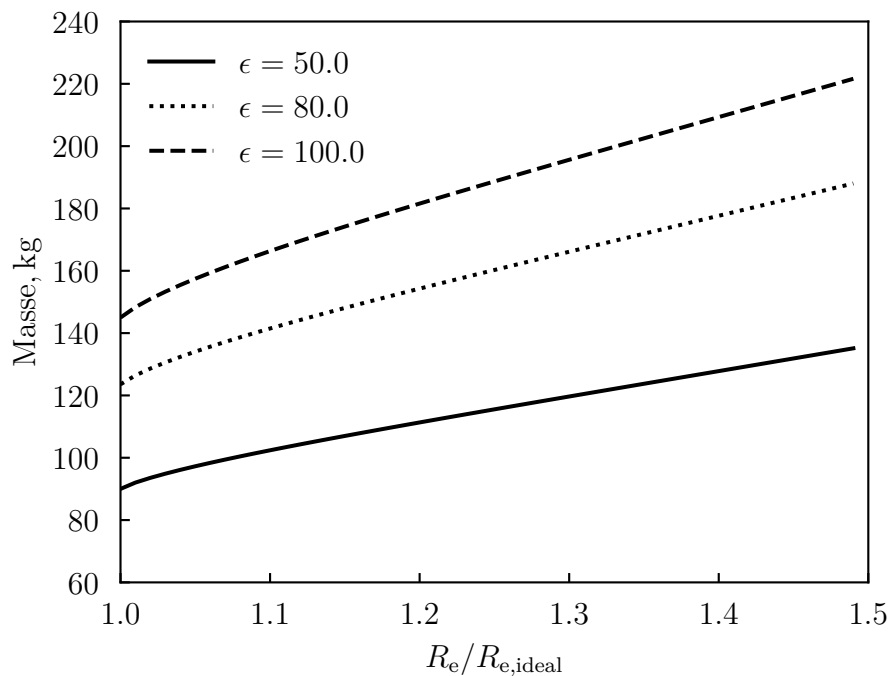
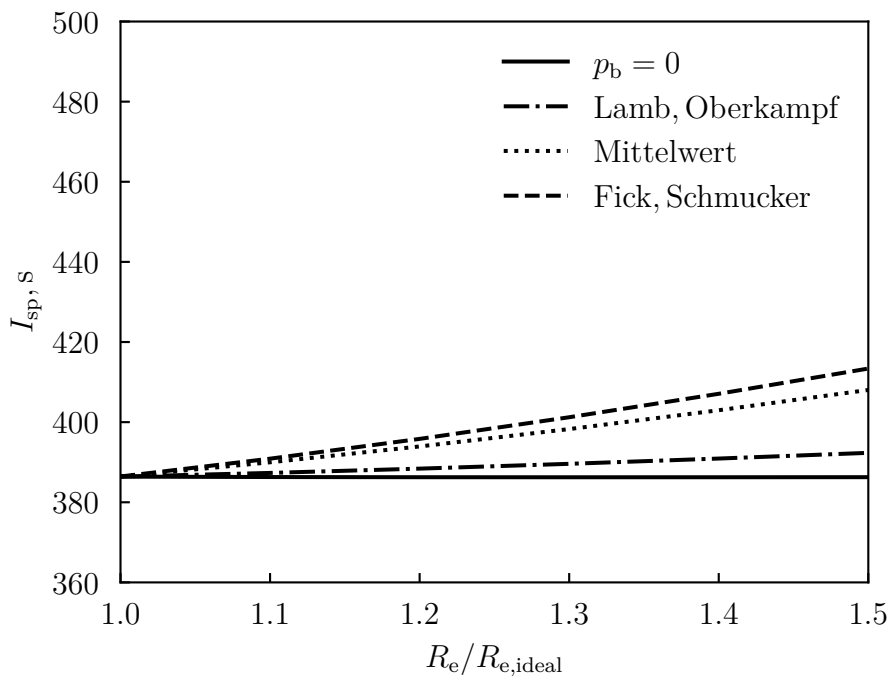


Abbildung 25: Nicht-ideale Aerospike-Düse mit $\epsilon = 100$ und $L/L_{Ideal} = 1$

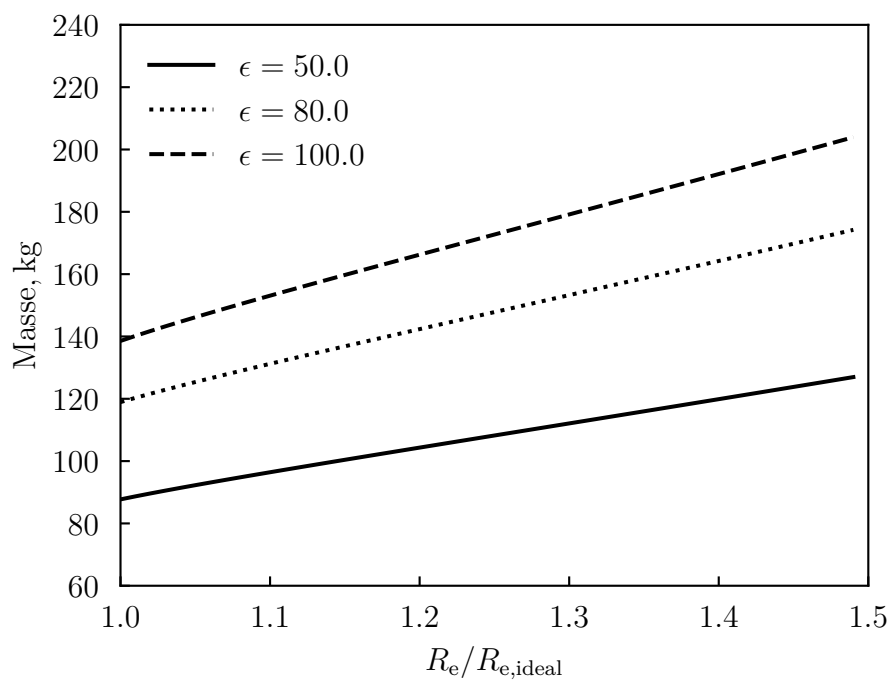
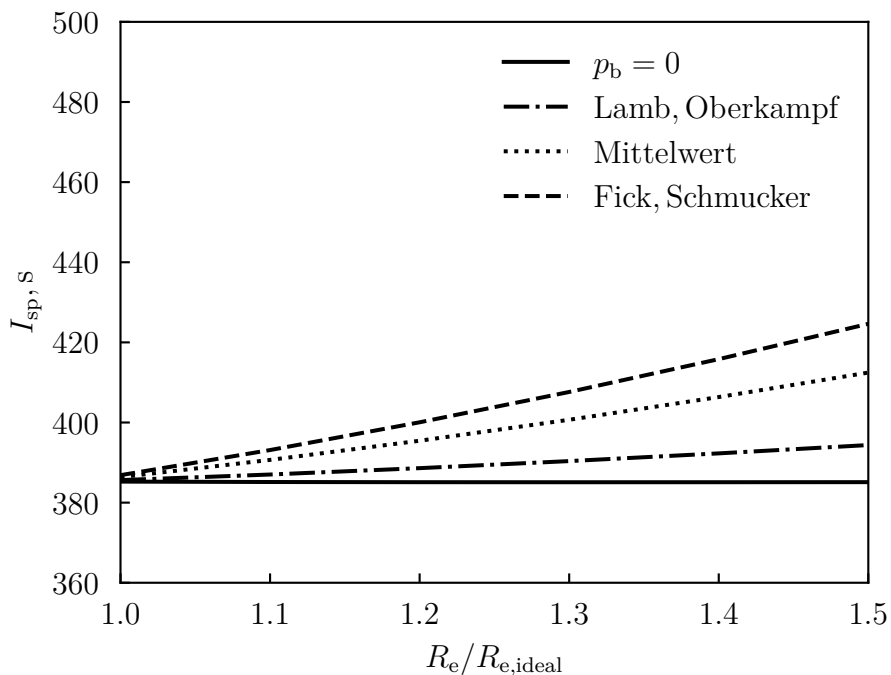


Abbildung 26: Nicht-ideale Aerospike-Düse mit $\epsilon = 100$ und $L/L_{Ideal} = 0.6$

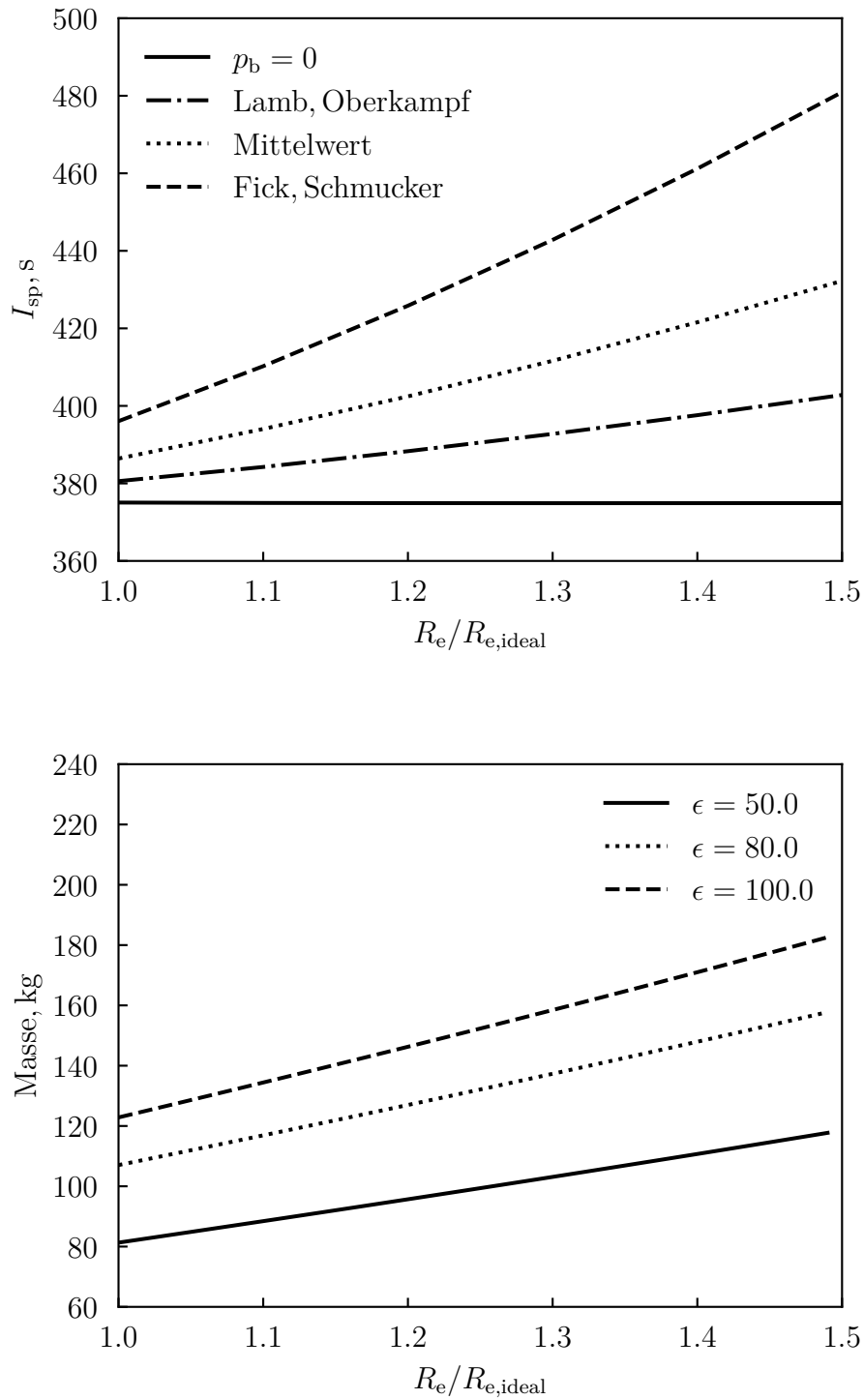


Abbildung 27: Nicht-ideale Aerospike-Düse mit $\epsilon = 100$ und $L/L_{Ideal} = 0.2$

4.6 Vergleich der Aerospike-Konzepte mit den Glockenkonturen

Die drei verschiedenen Düsenkonzepte wurden nun vorgestellt und auf ihre Masse untersucht wobei auch die Brennkammer mit berücksichtigt wurde. Neben der Masse hat auch der spezifische Impuls der Triebwerke einen entscheidenden Einfluss auf die Gesamtmasse des Landers. Deshalb wurde dieser auch ausführlich untersucht. Dabei wurde bei den idealen und nicht-idealen Aerospike-Düsen auch die Kürzung des Zentralkörpers und der daraus resultierende Einfluss des Stirnflächendrucks auf den spezifischen Impuls untersucht.

In diesem Abschnitt sollen die verschiedenen Düsenkonzepte verglichen werden. Dabei soll untersucht werden inwiefern Aerospike-Düsen Vorteile im Bezug auf die Masse des Landers haben. Zusätzlich soll auch die Länge der Düsen untersucht werden, da dies einen Einfluss auf die nötige Länge der Landebeine oder der Nutzlastverkleidung hat. Um den Einfluss auf die Masse zu untersuchen, wird die Raketengrundgleichung (Gleichung 1) herangezogen. Dabei wird die Differenz Δm_N der erreichbaren Nutzlastmasse zwischen der konventionellen Glockendüse und der jeweiligen Aerospike-Düse berechnet. Die Startmasse m_0 entspricht der Strukturmasse und der Treibstoffmasse m_T . Nach Brennschluss der Triebwerke ist idealerweise die Masse des Treibstoffs aufgebraucht dementsprechend gilt:

$$\frac{m_N + m_s}{m_0} = e^{\frac{-\Delta v}{I_{sp,A} g}}$$

$$\Rightarrow m_N = m_0 e^{\frac{-\Delta v}{I_{sp,A} g}} - m_s$$

Die Differenz der Nutzlasten zwischen Aerospike-Triebwerk und Glocken-Triebwerk ist dann:

$$\Delta m_N = m_{N,A} - m_{N,G} = m_0 e^{\frac{-\Delta v}{I_{sp,A} g}} - m_{s,A} - \left(m_0 e^{\frac{-\Delta v}{I_{sp,G} g}} - m_{s,G} \right)$$

Wobei die Gesamtstrukturmasse aus der Strukturmasse des Landers m_s und der jeweiligen Triebwerksmasse $m_{TW,i}$ besteht:

$$m_{s,G} = m_s + m_{TW,G}$$

$$m_{s,A} = m_s + m_{TW,A}$$

Die Strukturmasse des Landers kürzt sich aus der Gleichung heraus und es ergibt sich folgende Gleichung zur Bestimmung der Nutzlastdifferenz:

$$\Delta m_N = m_0 (MR_A - MR_G) + m_{TW,G} - m_{TW,A} \quad (32)$$

Wenn $\Delta m_N > 0$ gilt, bedeutet dies einen Nutzlastgewinn durch das Aerospike-Triebwerk.

4.6.1 Ideale Aerospike-Düsen

Ein Nachteil der Aerospike-Triebwerke wurde in deren Masse identifiziert. Die Massen der Aerospike-Triebwerke mit $L/L_{\text{Ideal}} = 1$ und $L/L_{\text{Ideal}} = 0.2$ sind im Vergleich mit der Masse des konventionellen Triebwerks in Tabelle 6 zusammengefasst. Zu erkennen ist, dass die Brennkammermasse der Aerospike-Triebwerke, je nach Expansionsverhältnis, 6.9 - 9.1 mal größer ist als die der konventionellen Triebwerke.

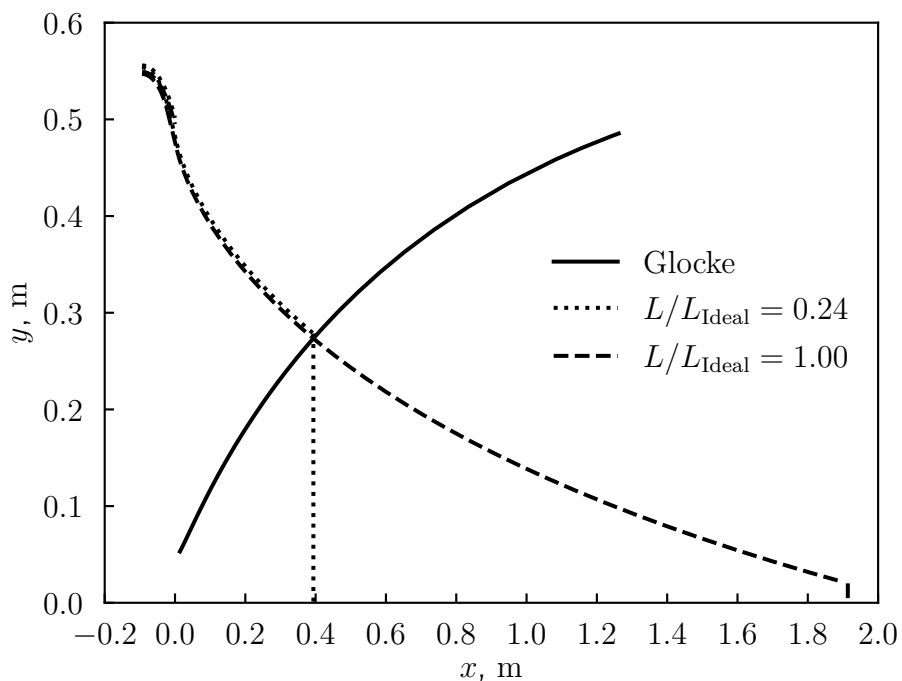
Tabelle 6: Gewichtsvergleich der 30 kN-Versionen

	ϵ	Brennkammer	Düse	Gesamt
	-	kg	kg	kg
Aerospike ($L/L_{\text{Ideal}} = 1$)	50	42.15	47.49	90.00
	80	52.43	71.13	123.56
	100	54.63	86.91	144.98
Aerospike ($L/L_{\text{Ideal}} = 0.22$)	50	43.14	38.17	81.31
	80	53.13	53.91	107.04
	100	58.06	65.45	120.88
Glocke	50	6.09	35.43	41.52
	80	6.03	54.76	60.79
	100	6.00	68.30	74.30

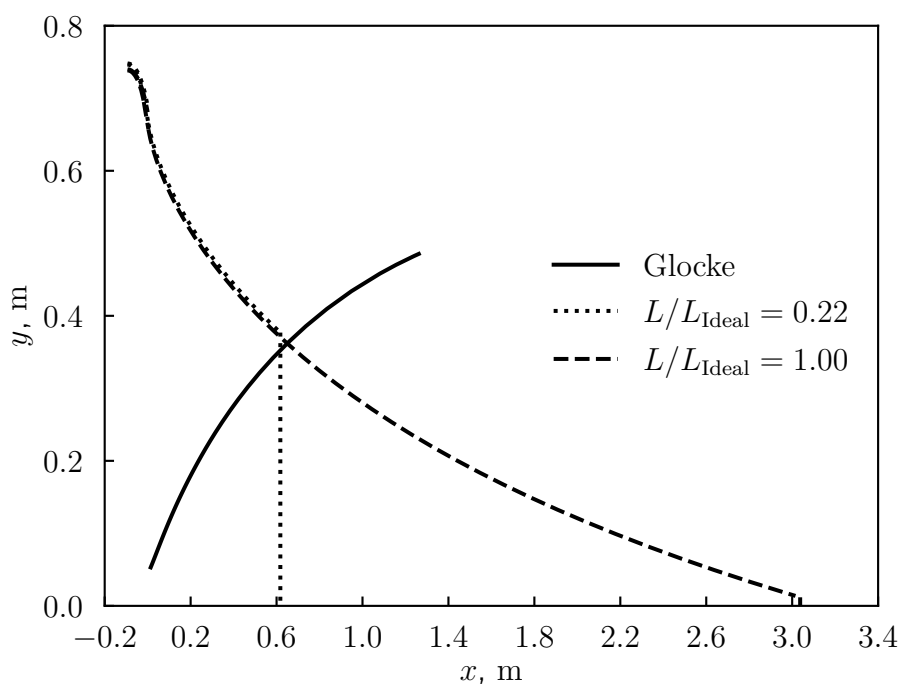
Die Massen der Düsen hingegen sind sehr ähnlich, was auch nicht überraschend ist, da die Düsenmasse vom Flächenverhältnis und der absoluten Halsfläche dominiert wird und diese bei beiden Düsenkonfigurationen fast identisch sind. Trotz der Kürzung auf 22 % der idealen Länge hat die Aerospike-Düse aber keine Massenvorteile im Vergleich zur Glockendüse. Hier muss angemerkt werden, dass auch andere Brennkammergeometrien verwendet werden können die eine geringere Masse aufweisen. Z.B. kann der äußere Radius der Halsfläche auch dem äußeren Radius der Brennkammer entsprechen und dafür der innere Radius der Brennkammer näher an die Symmetrieachse verschoben werden (vgl. Abbildung 11). Dies würde die Oberfläche der Brennkammer verringern.

Als nächster Schritt soll die Länge der verschiedenen Düsenkonfigurationen verglichen werden. Dafür ist in Abbildung 28 die Aerospike-Düse für die Expansionsverhältnisse 100 und 200 zusammen mit der Glockendüse, einmal in voller Länge und einmal auf 22 % gekürzt, abgebildet.

Es zeigt sich, dass aus der Kürzung der Aerospike-Düse auf ϵ_{TOP} nur eine sehr geringe Längenreduktion im Vergleich zur Glockendüse resultiert. Die Aerospike-Düse mit $L/L_{\text{Ideal}} = 0.22$ hingegen ist sehr viel kürzer als die Glockendüse. Diese kürzere Länge kann dazu verwendet werden die Aerospike-Düse mit größeren Expansionsverhältnissen zu fertigen als es bei der Glockendüse möglich wäre, da deren Länge ab einem gewissen Expansionsverhältnis impraktikabel wird. Für das Vinci-Triebwerk wurde z.B. in der ursprünglichen Auslegung ein Expansionsverhältnis von 243 vorgesehen, welches aber nur durch eine ausfahrbare Düsenerweiterung erreicht



(a) $\epsilon = 100$



(b) $\epsilon = 200$

Abbildung 28: Längenvergleich der Aerospike-Düsen mit den Glockendüsen

werden konnte [32]. In Abbildung 28 ist zu sehen, dass die Länge der gekürzten Aerospike-Düse sogar bei einer Steigerung auf $\epsilon = 200$ trotzdem ca. der Hälfte der Länge der Glockendüse mit $\epsilon = 100$ entspricht. Der Durchmesser und damit das Gewicht ist aufgrund der größeren Austrittsfläche natürlich größer.

Nun soll der Einfluss des spezifischen Impuls und der Triebwerksmasse auf die Nutzlast des Landers untersucht werden. Dafür ist in Abbildung 29 die Nutzlastdifferenz bei Verwendung eines idealen Aerospike-Triebwerks im Vergleich zum konventionellen Triebwerk mit Glockendüse aufgetragen. Zunächst ohne Berücksichtigung des Stirnflächendrucks.

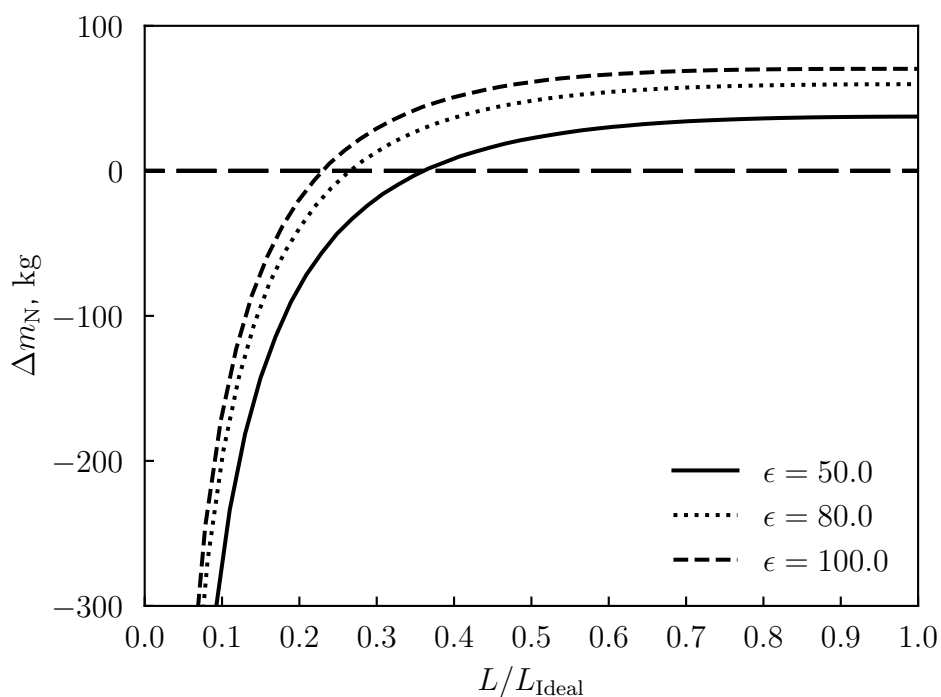


Abbildung 29: Nutzlastdifferenz ohne Stirnflächendruck

Auch ohne Stirnflächendruck scheint die Aerospike-Düse einen Vorteil gegenüber der Glockendüse zu haben. Zwischen 25 kg - 75 kg (je nach ϵ) könnte der Lander mehr an Nutzlast transportieren, was, bezogen auf die in [27] für den EL3 vorgeschlagenen 1800 kg Nutzlast, 1.4% - 4.2% entspricht. Außerdem zeigt sich hier, dass eine Kürzung auf <36% der Länge bei einem Expansionsverhältnis von 50 bereits keinen Vorteil mehr zu Glockendüse aufweist. Bei $\epsilon = 100$ kann ohne Nutzlastverluste bis auf 23% der Länge gekürzt werden. Wenn eine größere Nutzlast gewünscht ist, kann die Düse bei 60% der Länge abgeschnitten werden, sodass die Aerospike-Düse die gleiche Länge wie die Glockendüse hat (siehe Abbildung 28) aber durch das Abschneiden fast keine Nutzlast verloren geht (siehe Abbildung 29). Da die Länge einer $\epsilon = 200$ Aerospike-Düse untersucht wurde, muss, um die größere Masse des Triebwerks durch die Durchmesserergrößerung zu berücksichtigen, auch für diese Konfiguration die Nutzlastdifferenz untersucht werden. In Abbildung 30 wird dafür die Glockendüse mit drei Aerospike-Düsen mit größeren Expansionsverhältnissen verglichen.

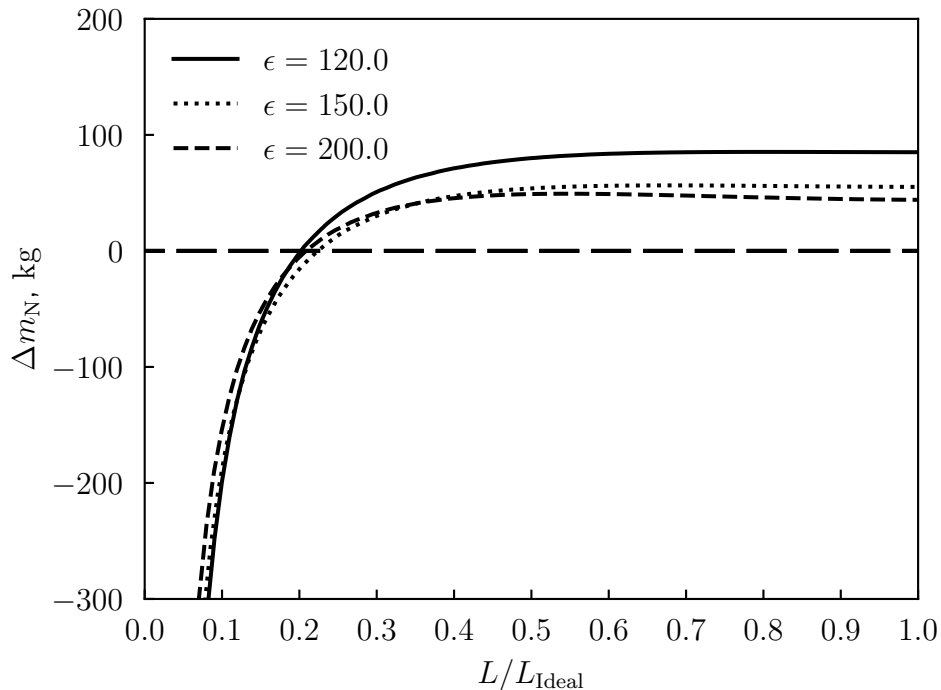


Abbildung 30: Nutzlastdifferenz zur $\epsilon = 100$ Glockendüse für höhere Expansionsverhältnisse

Abbildung 30 zeigt, dass die Erhöhung des Expansionsverhältnisses nur bedingt in einer Nutzlastzunahme resultiert. Für $120 < \epsilon < 150$ nimmt die Masse des Triebwerks so stark zu, dass der Anstieg an spezifischem Impuls nicht ausreicht um eine positive Nutzlaständerung zu bewirken. Trotzdem ist es möglich den Zentralkörper der Aerospike-Düse ohne Einbuße des I_{sp} weiter abzuschneiden (auf ca. 40%) als es bei den kleineren Expansionsverhältnissen der Fall ist. Das optimale Expansionsverhältnis für die 30 kN - Version scheint, für die hier betrachtete Konfiguration, also zwischen 120 und 150 zu liegen. Außerdem ist zu erkennen, dass bei den beiden größeren Expansionsverhältnissen 150 und 200) der Nutzlastgewinn mit dem Abschneiden leicht ansteigt.

Die Nutzlastdifferenz unter Berücksichtigung der Modelle zur Berechnung des Stirnflächendrucks soll hier auch wieder untersucht werden. Alle drei Modelle sind wieder am Beispiel von $\epsilon = 100$ in Abbildung 31 gezeigt.

Der Verlauf von Δm_N ist sehr ähnlich zu dem Verlauf des spezifischen Impuls in Abbildung 19, da dieser den größten Einfluss auf die Nutzlast hat. Keines der Modelle sagt einen Nutzlastverlust voraus und der Gewinn nimmt mit der Kürzung rapide zu. So werden z.B. bei $L/L_{Ideal} = 0.2$ (mit Berücksichtigung der Modelle) Nutzlastgewinne von bis zu 200 kg erreicht (Modell nach Fick und Schmucker) was einer Steigerung um 11.1 % entspricht (auf $m_N = 1800$ kg bezogen).

Die idealen Aerospike-Düsen zeigen also, dass sie einen Nutzlastgewinn auch ohne Berücksichtigung des Stirnflächendrucks bereitstellen können. Dabei sei nochmal auf die unterschiedlichen Auslegungsverfahren und der damit verbundene Unterschied des berechneten spezifischen Im-

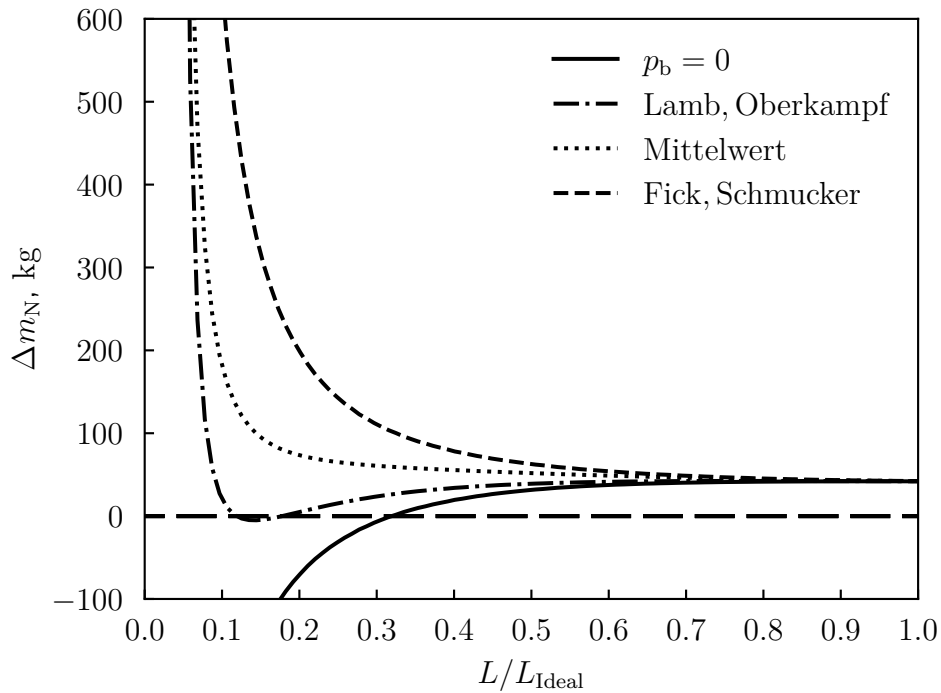


Abbildung 31: Nutzlastdifferenz mit Stirnflächendruck

puls hingewiesen. Es kann aber erwartet werden, dass die Aerospoke-Düse mindestens den gleichen spezifischen Impuls wie die Glockendüse bereitstellen kann, was dazu führen würde, dass der Nutzlastverlust der Differenz der Triebwerksmassen entspräche. Mit den Werten aus Tabelle 6 entspräche das ohne gekürztem Zentralkörper einem Nutzlastverlust von 2.7% - 3.9% und mit einer Kürzung auf 22% läge dieser bei 2.2% - 2.6%. Es kann aber davon ausgegangen werden, dass dieser geringe Verlust zu einem gewissen Maß durch den zusätzlichen Schub der Stirnfläche ausgeglichen wird. Deswegen kann mit großer Sicherheit festgehalten werden, dass die Aerospoke-Düse auch ohne Kenntnis des Beitrags der Stirnfläche zum Schub eine kürzere Alternative zur Glockendüse mit der gleichen Nutzlastkapazität darstellt.

4.6.2 Nicht-ideale Aerospike-Düsen

Als letztes werden die nicht-idealen Aerospike-Düsen mit den Glockendüsen verglichen. Auch hier kann der maximale Nutzlastverlust, der auftreten würde wenn der spezifische Impuls identisch zur Glockendüse ist, allein durch die Differenz der Triebwerksmasse berechnet werden. Die Massendifferenz für die ungekürzte Düse kann in Abbildung 25 abgelesen werden. Die Massenzunahme durch die Radiusvergrößerung auf $R_e/R_{e,ideal} = 1.5$ liegt zwischen 40 kg für $\epsilon = 50$ und 80 kg für $\epsilon = 100$, was prozentual 2.2 % - 4.4 % Nutzlastverlust entspricht. Bei der auf 20 % der Länge gekürzten nicht-idealen Düsen ist der Verlust geringer mit 30 kg für $\epsilon = 50$ und 60 kg für $\epsilon = 100$ (1.7 % - 3.3 %).

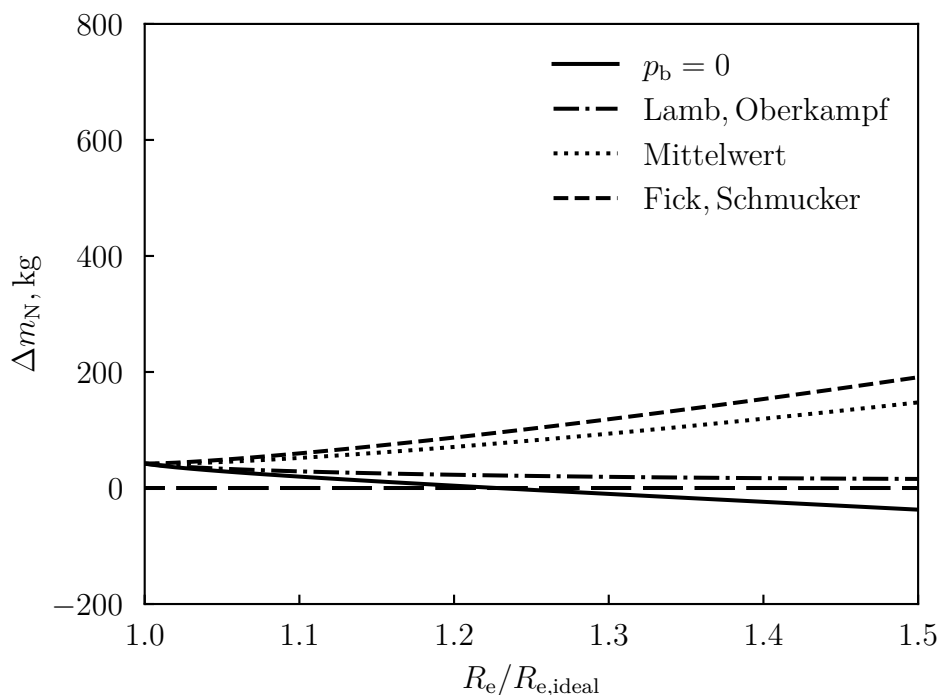


Abbildung 32: Nutzlastdifferenz für $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 1$

In Abbildung 32 ist der Einfluss der verschiedenen Modelle auf die $\epsilon = 100$ -Version der nicht-idealen Aerospike-Düse gezeigt. Die Masse der Düse kompensiert den Nutzlastzuwachs bei $R_e/R_{e,ideal} = 1.25$, wenn der Fall $p_b = 0$ betrachtet wird. Lamb und Oberkampf sagen einen leichten Abfall der Differenz voraus. Die Annäherung des Drucks über den Mittelwert und das Modell nach Fick und Schmucker zeigen einen signifikanten Anstieg von Δm_N um bis zu 200 kg (11.1 %). Das heißt der Nutzlastgewinn ist hier schon identisch zur auf 22 % gekürzten idealen Aerospike-Düse.

In den Abbildungen 33 - 34 sind dann noch die Nutzlastgewinne der gekürzten nicht-idealen Düsen gezeigt. Die Maximalwerte betragen hier 300 kg - 700 kg was eine immense Steigerung von 16.7 % - 38.9 % entspricht.

Ob dieser Nutzlastgewinn tatsächlich realistisch ist mag zu bezweifeln sein, da auch hier ein großer Fehler durch die nicht validierten Stirnflächenmodelle entsteht. Trotzdem zeigen die Er-

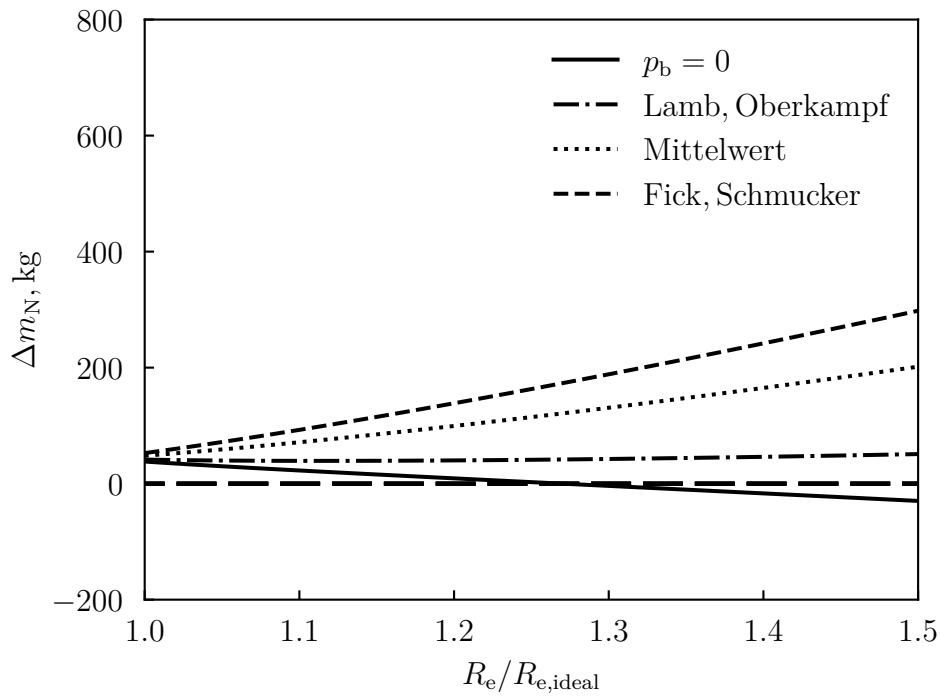


Abbildung 33: Nutzlastdifferenz für $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 0.6$

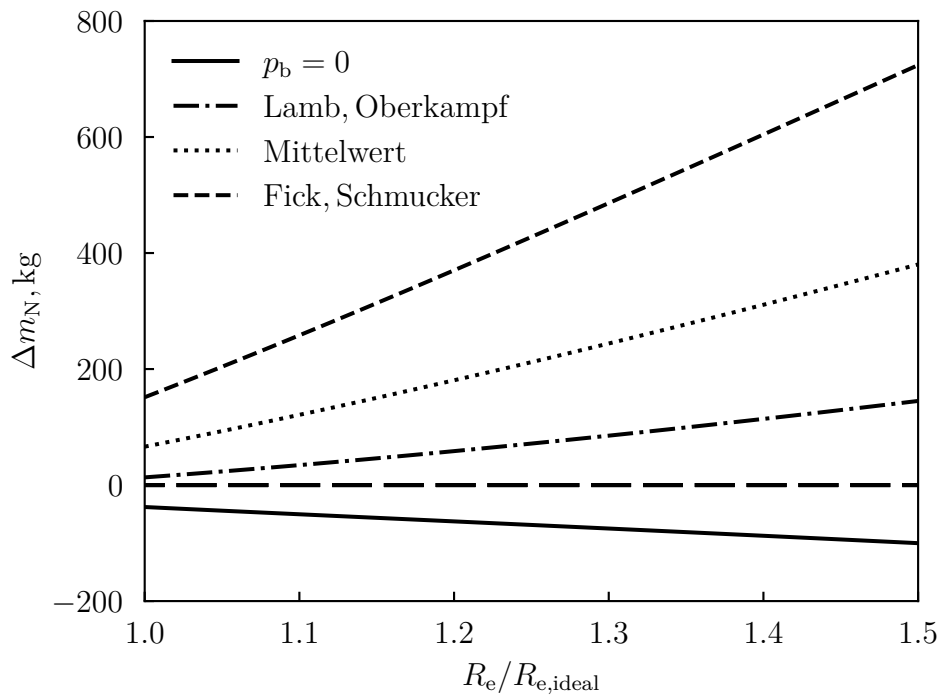


Abbildung 34: Nutzlastdifferenz für $\epsilon = 100$ und $L/L_{ideal} = 0.2$

gebnisse, dass die nicht-idealen Aerospoke-Düsen Vorteile liefern können im Vergleich zu den idealen Aerospoke-Düsen. Auch wenn die zugrunde liegenden Modelle nicht für den Anwendungsfall validiert sind, zeigen sie einen guten Trend, da für beide Aerospoke-Konzepte (ideal und nicht-ideal) die gleichen Modelle verwendet wurden und dementsprechend davon ausgegangen werden kann, dass beide mit dem gleichen Fehler behaftet sind.

5 Anhang



Materialdatenblatt Inconel 718

Beschreibung

Inconel 718 ist eine nickelbasierte hitzebeständige Legierung. Diese Art aushärtbarer Nickel-Chrom Legierungen zeichnet sich aus durch gute Alterungsbeständigkeit, Zug-, Warm- und Bruchfestigkeit, bei Temperaturen bis zu 700 °C. Die Legierung ist außerdem sehr korrosionsbeständig in unterschiedlichen korrosiven Umgebungen. Dieses Material ist ideal für viele Hochtemperaturanwendungen, wie Teile von Gasturbinen, Mess-, Energie- und Prozesstechnik usw. Das Material zeigt außerdem sehr gute Eigenschaften und Möglichkeiten für kältetechnische Anwendungen.

Eigenschaften & Anwendung

Hervorragende Korrosionsbeständigkeit, gute Eigenschaften bei Temperaturen bis zu 700 °C, z.B. Zugfestigkeit, Dauerfestigkeit, Kriechen und Bruch.

Für Funktionsprototypen, Serienteile, Luft- und Raumfahrt (z.B. hochtemperaturbeständige Turbinenbauteile), Rennsport, Industrie

Chemische Zusammensetzung (in Gew. - %)

Ni	50 - 55	Cr	17,0 - 21,0
Nb	4,75 - 5,5	Mo	2,8 - 3,3
Ti	0,65 - 1,15	Al	0,20 - 0,80
Co	≤ 1,0	Cu	≤ 0,3
C	≤ 0,08	Si, Mn	je ≤ 0,35
P, S	je ≤ 0,015	B	≤ 0,006
Fe	Rest		

Physikalische Eigenschaften

Relative Dichte	ca. 100 %
Dichte	min. 8,15 g/cm ³

Erich Uhe GmbH, Feinmechanik, Hoher Holzweg 48 A+B, D-30966 Hemmingen (OT Arnum)
Telefon +49 (0) 51 01 / 92 84-0, Telefax +49 (0) 51 01 / 92 84-99, E-Mail: info@uhe.de, http://www.uhe.de



Allgemeintoleranzen nach DIN ISO 2768-1

Allgemeintoleranzen für Längen- und Winkelmasse mit vier Toleranzklassen dienen zur Vereinfachung von Zeichnungen. Durch die Wahl einer Toleranzklasse soll die jeweilige werkstattübliche Genauigkeit berücksichtigt werden.

Ist für ein einzelnes Nennmass eine kleinere Toleranz erforderlich oder eine grössere wirtschaftlich, dann wird diese neben dem Nennmass angegeben.

Tabelle 1 Grenzmasse für Längenmasse

Toleranzklasse	Grenzabmasse in mm für Nennmassbereich in mm									
	bis 0,5	0,5 bis 3	über 3 bis 6	über 6 bis 30	über 30 bis 120	über 120 bis 400	über 400 bis 1000	über 1000 bis 2000	über 2000 bis 4000	über 4000 bis 8000
f (fein)	siehe unten	± 0,05	± 0,05	± 0,10	± 0,15	± 0,2	± 0,3	± 0,5	-	-
m (mittel)		± 0,10	± 0,10	± 0,20	± 0,30	± 0,5	± 0,8	± 1,2	± 2	± 3
g (grob)		± 0,15	± 0,20	± 0,50	± 0,80	± 1,2	± 2,0	± 3,0	± 4	± 5
sg (sehr grob)		-	± 0,50	± 1,00	± 1,50	± 2,5	± 4,0	± 6,0	± 8	± 8

Bei Nennmassen unter 0,5 mm sind die Grenzabmasse direkt am Nennmass anzugeben.

Tabelle 2 Grenzabmasse für Rundungshalbmesser und Fasenhöhen

Toleranzklasse	Grenzabmasse in mm für Nennmassbereich in mm					
	bis 0,5	0,5 bis 3	über 3 bis 6	über 6 bis 30	über 30 bis 120	über 120 bis 400
f (fein)	siehe unten	± 0,2	± 0,5	± 1,0	± 2,0	± 4,0
m (mittel)		± 0,2	± 0,5	± 1,0	± 2,0	± 4,0
g (grob)		± 0,4	± 1,0	± 2,0	± 4,0	± 8,0
sg (sehr grob)		± 0,4	± 1,0	± 2,0	± 4,0	± 8,0

Bei Nennmassen unter 0,5 mm sind die Grenzabmasse direkt am Nennmass anzugeben.

Tabelle 3 Grenzabmasse für Winkelmasse

Toleranzklasse	Grenzabmasse in Winkleinheiten für Nennmassbereich des kürzesten Schenkels in mm					
	bis 10	über 10 bis 50	über 50 bis 120	über 120 bis 400	über 400	
f (fein)	± 1 °	± 30 '	± 20 '	± 10 '	± 5 '	
m (mittel)		± 30 '	± 20 '	± 10 '	± 5 '	
g (grob)		± 1 ° 30 '	± 1 °	± 30 '	± 15 '	± 10 '
sg (sehr grob)		± 3 °	± 2 °	± 1 °	± 30 '	± 20 '

Sollen die Allgmeintoleranzen nach ISO 2768-1 gelten, so ist im oder neben dem Schriftfeld folgendes einzutragen, z. B. für Toleranzklasse mittel. **ISO 2768 -m oder Allgmeintoleranz ISO 2768 - m**

Für Neukonstruktionen sollen nur noch die Allgmeintoleranz nach DIN ISO 2768-1 gelten. Die Grenzabmasse der Toleranzklassen m und f in DIN ISO 2768-1 sind Identisch mit denen in DIN 7168-1, s. geschwärzte Bereiche.

IX Literatur

- [1] European Space Agency (2022). *Terrae Novae 2030+ Strategy Roadmap*
- [2] Hagemann, G., Immich, H., et al. (1998). *Advanced Rocket Nozzles*. In: Journal of Propulsion and Power, 14, 5, 620–634
- [3] Lary, F. B. *Advanced Cryogenic Rocket Engine Program, Aerospike Nozzle Concept Volume 1*. Tech. Ber. AFRPL-TR-67-280, North American Rockwell Corporation
- [4] Vos, R., Farokhi, S. (2015). *Introduction to transonic aerodynamics*. Fluid mechanics and its applications Volume 110, Dordrecht: Springer
- [5] Anderson, J. (2000). *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*. 2 Aufl.. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics
- [6] Fick, M., Schmucker, R. H. (1996). *Performance aspects of plug cluster nozzles*. In: Journal of Spacecraft and Rockets, 33, 4, 507–512
- [7] Duvet, L., Cropp, A., et al. (2021). *European Access to the Lunar Surface: EL3*. In: 72nd International Astronautical Congress (IAC)
- [8] Orloff, R. W. (2000). *Apollo by the numbers: A statistical reference*. NASA history series, NASA and History Office
- [9] Bach, C., Sieder-Katzmann, J., et al. (2016). *Evaluation of the performance potential of aerodynamically thrust vectored aerospike nozzles*. In: 67th International Astronautical Congress (IAC)
- [10] Lang, D. E. (1999). *Wake closure conditions in plug nozzle flowfields*. Dissertation, University of Washington, Washington
- [11] Sutton, G. P. (2016). *Rocket propulsion elements*. 9 Aufl.. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc
- [12] Lary, F. B. *Advanced Cryogenic Rocket Engine Program, Aerospike Nozzle Concept Volume 2*. Tech. Ber. AFRPL-TR-67-280, North American Rockwell Corporation
- [13] Whitmore, S. A., Moes, T. R. (2000). *Base-Drag-Reduction Experiments on the X-33 Linear Aerospike SR-71 Flight Program*. In: Journal of Spacecraft and Rockets, 37, 3, 297–303
- [14] Buchholz, M., Gloder, A., et al. (2020). *Developing a roadmap for the post-processing of additively manufactured aerospike engines*. In: 71st International Astronautical Congress (IAC)
- [15] Rossi, F., Esnault, G., et al.. *Research Activities in the Development of DemoP1: A LOX/LNG Aerospike Engine Demonstrator*. In: 7th Edition of the Space Propulsion Conference

-
- [16] Lapsa, A., Feldman, T. (2021). *Augmented aerospike nozzle, engine including the augmented aerospike nozzle, and vehicle including the engine: U.S.A Patent WO 2021/108001 A1*
- [17] Simmons, J. R. (2014). *Design and Evaluation of Dual-Expander Aerospike Nozzle Upper Stage Engine*. Dissertation, Wright Patterson Air Force Base, Ohio
- [18] Olansen, J. B. *Morpheus: Advancing Technologies for Human Exploration*. Tech. Ber. GLEX-2012.05.2.4x12761, NASA, United States
- [19] Collins, J., Hurlbert, E., et al. (2009). *Sea-Level Flight Demonstration and Altitude Characterization of a LO₂/LCH₄ Based Ascent Propulsion Lander*. In: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit
- [20] Brown, C. D. (1998). *Spacecraft mission design*. 2 Aufl.. Reston (Va.): American Institute of Aeronautics and Astronautics
- [21] Zucrow, M. J., Hoffmann, J. D. (1976). *Gas dynamics Volume 1*. New York: John Wiley & Sons Inc
- [22] Lee, C. C. *Fortran programs for plug nozzle design*. Tech. Ber., Brown Engineering Company, inc. for George C. Marshall Space Flight Center, Huntsville, Alabama
- [23] Angelino, G. (1964). *Approximate method for plug nozzle design*. In: AIAA Journal, 2, 10, 1834–1835
- [24] Ditsche, F. (2022). *Entwurf einer Aerospike-Düse für ein 500 N - Lachgas/Ethan (N₂O/C₂H₆) - Triebwerk*. Masterarbeit, TU Berlin-Institut für Luft- und Raumfahrt, Berlin
- [25] Mueller, T. J., Sule, W. P., et al.. *Analytical and Experimental Study of Axisymmetric Truncated Plug Nozzle Flow Fields*. Tech. Ber. UNDAS TN-6012-FR-10, Indiana
- [26] Lamb, J. P., Oberkampf, W. L. (1995). *Review and development of base pressure and base heating correlations in supersonic flow*. In: Journal of Spacecraft and Rockets, 32, 1, 8–23
- [27] Landgraf, M., Duvet, L., et al. (2022). *Autonomous Access to the Moon for Europe: The European Large Logistic Lander*. In: 72nd International Astronautical Congress (IAC) Proceedings
- [28] arianespace. *Ariane 6 User's Manual: Issue 2 Revision 0*
- [29] Klem, M. D., Smith, T. D., et al. (2011). *Liquid oxygen/liquid methane propulsion and cryogenic advanced development*. In: 62nd International Astronautical Congress (IAC), 6256–6267
- [30] RAO, G. V. R. (1958). *Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust*. In: Journal of Jet Propulsion, 28, 6, 377–382
- [31] ESA (2021). *Argonaut – European Large Logistics Lander*. URL https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/Argonaut_European_Large_Logistics_Lander. 28.03.2023

- [32] Schäfer, K., Zimmermann, H., et al. (2003). *Altitude Simulation Bench for VINCI Engine*.
In: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit

X Selbstständigkeitserklärung und Geheimhaltung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Bachelorarbeit selbstständig angefertigt, nicht anderweitig zu Prüfungszwecken vorgelegt und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe. Sämtliche wissentlich verwendete Textausschnitte, Zitate oder Inhalte anderer Verfasser wurden ausdrücklich als solche gekennzeichnet.



Sebastian Bartel
Aachen, 22. Mai 2023