



Systemanalyse

und Prototypenentwicklung

einer durch Fluidinjektion induzierten

Schubvektorsteuerung für Aerospike-Triebwerke

CHRISTIAN BACH

Systemanalyse und Prototypenentwicklung einer durch Fluidinjektion induzierten Schubvektorsteuerung für Aerospike-Triebwerke

Christian Bach

geboren am 12.04.1986 in Dresden

Von der Fakultät Maschinenwesen der Technischen Universität Dresden zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktoringenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Dissertation:

Tag der Einreichung: 18. Januar 2019

Tag der Verteidigung: 13. März 2019

Gutachter: Prof. Dr.techn. Martin Tajmar (TU Dresden)
Prof. Dr.-Ing. Uwe Apel (Hochschule Bremen)

Mitglieder: Prof. Dr.rer.nat.habil. Stefan Odenbach (TU Dresden)
Prof. Dr.-Ing. Thomas Wallmersberger (TU Dresden)

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Uwe Gampe (TU Dresden)

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Christian Bach

**Systemanalyse und Prototypenentwicklung einer
durch Fluidinjektion induzierten Schubvektor-
steuerung für Aerospike-Triebwerke**

Shaker Verlag
Düren 2020

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

Zugl.: Dresden, Techn. Univ., Diss., 2019

Copyright Shaker Verlag 2020

Alle Rechte, auch das des auszugsweisen Nachdruckes, der auszugsweisen oder vollständigen Wiedergabe, der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen und der Übersetzung, vorbehalten.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-7251-8

ISSN 0945-2214

Shaker Verlag GmbH • Am Langen Graben 15a • 52353 Düren

Telefon: 02421 / 99 0 11 - 0 • Telefax: 02421 / 99 0 11 - 9

Internet: www.shaker.de • E-Mail: info@shaker.de

Kurzfassung

Fortschrittliche Düsenkonzepte mit höhenadaptiven Eigenschaften bieten eine Möglichkeit, die Effizienz chemischer Raumfahrtantriebe zu steigern. Die vorliegende Arbeit führt zunächst anhand einer Literaturstudie einen systematischen Vergleich dieser Konzepte durch, welcher Aero-spike-Triebwerken das höchste Potenzial bescheinigt. Eine Analyse des Standes der Technik dieser Triebwerksform zeigt zwei kritische Aspekte in deren Entwicklung. Zum einen ist der Kühlbedarf aufgrund der thermischen Belastung des Zentralkörpers und des spaltförmigen Düsenhalses höher als bei konventionellen Triebwerken. Zum anderen müssen gegenüber letzteren alternative Methoden zur Schubvektorsteuerung (SVS) gefunden werden, da ein kardanisches Schwenken aufgrund der großen Düsen Grundfläche nicht sinnvoll ist. Da die SVS die Kühlung des Triebwerks beeinflussen kann, werden Methoden zur SVS von Aero-spike-Triebwerken anhand einer Literaturstudie verglichen. Die besten Eigenschaften zeigen sekundäre Injektionen, deren Stand der Technik in der Folge analysiert wird. Hierbei wird deutlich, dass grundlegende Betrachtungen, insbesondere bezüglich der technologischen Umsetzbarkeit in Hinblick auf moderne Herstellungsverfahren und Materialien, fehlen. Die vorliegende Arbeit trägt dazu bei, diese Lücke zu füllen, indem verschiedene Designkonzepte für Aero-spike-Triebwerke hinsichtlich einer Integrierbarkeit sekundärer Injektionen untersucht werden. Dies ermöglicht die Ableitung vorteilhafter Designaspekte und deren Wechselbeziehungen. Insgesamt weisen rotationssymmetrische Flüssigkeitsantriebe für vertikal landende Trägersysteme ein hohes Entwicklungspotenzial auf. Weitere potenzielle Anwendungsfelder wie Satellitenkonstellationen und Explorationsmissionen resultieren aus der kompakten Bauweise von Aero-spike-Triebwerken und der Funktionsintegration sekundärer Injektionen. Zudem wird der Triebwerkeinsatz oxidkeramischer Faserverbundwerkstoffe experimentell in Heißtests untersucht und erste Prototypen additiv gefertigter Aero-spike-Triebwerke mit Sekundärinjektionen entwickelt. Aus diesen praktischen Versuchen werden weitere Entwicklungsschritte zur Anwendung der genannten Technologien abgeleitet.

Abstract

Advanced nozzle concepts offer potential to increase the efficiency of chemical propulsion. This work initially conducts a trade-off between these concepts on the basis of a literature study. It shows the highest expectable benefits for aerospike engines. An analysis of their state-of-the-art reveals two particularly critical areas of development. One is the increased cooling effort w.r.t. conventional engines, due to the high thermal loads on the central spike and in the throat region. The other is the need for alternative thrust vector control (TVC) methods, because gimballing is not applicable due to the wide base area of aerospikes. As the TVC might influence the cooling of the engine, a trade-off between methods to steer aerospike engines is conducted on the basis of a literature study. Secondary injections show the best results and are analysed in detail. The state-of-the-art misses fundamental investigations, particularly with respect to the technological realisation in the frame of modern materials and manufacturing techniques. The present work contributes to close this gap by investigating design concepts w.r.t. their potential of implementing secondary injections. This enable the derivation of beneficial design aspects and their interdependencies. Annular liquid-propellant aerospikes for vertical take-off / vertical landing launchers show a high potential for future developments. Further potential applications like satellite constellations and exploration probes result from the compact design of aerospikes and the integration of secondary injections into a single system without moving parts. Furthermore, oxide-oxide ceramic matrix composites and their application in rocket motors are investigated by experiments on material sample and engine prototype level. First prototypes of aerospike engines with secondary injections are developed and manufactured additively. Subsequent research tasks towards an actual application of these technologies are derived from these experiments.

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der Technischen Universität Dresden. Zu Beginn dieser Schaffensperiode traute uns kaum jemand zu, dass wir an einer deutschen Hochschule Raketentriebwerke mit flüssigen Treibstoffen, kryogenen noch dazu, entwickeln und erproben können.

Es ist nicht zuletzt der Tollkühnheit eines Dr. Olaf Przybilski zu verdanken, dass diese Mission entgegen aller Zweifel aufgenommen wurde. Doch für den erfolgreichen Aufbau unseres Triebwerksprüfstandes und die mit diesem mittlerweile rund 150 durchgeführten Heißtests gilt der Dank allen voran den Studierenden, deren unerschrockenes Engagement und kreativ-pragmatische Lösungssuche diese Mission mit Leben füllten. Dass sie heute in führenden Unternehmen und Raumfahrtagenturen angekommen sind, bedeutet den wahren Erfolg unseres Unterfangens.

Einen ganz besonderen Dank möchte ich an meinen Doktorvater, Herrn Prof. Dr. techn. Martin Tajmar, für seine jederzeit verlässliche Unterstützung richten. Er hat mir die Chance gegeben, meinen lang gehegten Traum akademischer Lehrtätigkeit in Realität zu verwandeln, und mir Freiheiten bei der Ausgestaltung meiner ingenieur-wissenschaftlichen Arbeit ermöglicht, die für mich stets Ansporn und Motivation bedeuteten.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Uwe Apel danke ich für die Bereitschaft, diese Dissertation zu begutachten, sowie für die konstruktiven Anmerkungen zu meiner Arbeit. Ich habe ihn im Rahmen des STERN-Programms und gemeinsamer Forschungsanträge als äußerst professionellen, engagierten und anwendungsbezogenen Wissenschaftler kennengelernt, der mit seiner offenen Art und seinem Pragmatismus zu begeistern weiß und somit an der Hochschule Bremen die Antriebsentwicklung zu Leistungen führte, die deutlich über dem Durchschnitt deutscher Universitäten liegt.

Weiterer Dank gilt Herrn Prof. Dr. rer. nat. et Ing. habil. Christoph Haberstroh, der mit seiner weitreichenden Expertise auf dem Gebiet der Kryotechnik und seiner beispielhaften Kollegialität dazu beitrug, flüssigkeitsgetriebene Triebwerke in der Lehr- und Forschungspraxis zu etablieren. Ebenfalls bin ich meinen Kollegen der Dresdner Fraunhofer-Institute, namentlich den Herren Michael Müller, Mirko Riede, Uwe Scheithauer und Johannes Abel, zu Dank verpflichtet, da sie sich leicht für die Raumfahrt begeistern ließen und ihre Fertigungsexpertise in stets konstruktiven Diskussionen einbrachten. Vladeta Zmijanovic, PhD und Dr.-Ing. Ralf Stark gebührt mein Dank für die aufschlussreichen Gespräche über Düsen und Sekundärinjektionen in Theorie und Experiment.

Den Mitarbeitern des Instituts für Luft- und Raumfahrttechnik danke ich für ihre Kollegialität, Hilfsbereitschaft und Zuspätschiebung, nicht nur im beruflichen Kontext. Besonders muss ich mich bei meinen nächsten Kollegen Jan Sieder-Katzmann, Martin Propst und Johannes Aurich dafür bedanken, dass sie weit über ihre Verpflichtungen hinaus dafür Sorge trugen, dass ich mich auf das Schreiben dieser Arbeit konzentrieren konnte.

Jedoch möchte ich die während meiner Arbeit erhaltene Hilfe nicht auf eine akademische beschränkt sehen. Meiner Familie und meinen Freunden gebührt ganz besonderer Dank für ihre unbedingte Unterstützung, insbesondere in der bewegten Phase der Finalisierung dieser Arbeit. Meine Mutter Petra hat den Weg für diese Laufbahn bereitet, indem sie nie einen Zweifel an einem Studium zuließ. Gesine und Doreen danke ich für ihre Freundschaft, ihre Aufopferungsbereitschaft und ihr Verständnis, die mir ein unersetzlicher Rückhalt sind. Meinen weiteren Korrekturlesern Matthias und Sebastian danke ich für ihre Bereitschaft, sich durch die Textentwürfe dieser Arbeit zu kämpfen, und für ihr Feedback, das zur Verbesserung selbiger von unschätzbarem Wert war. Kiddey danke ich für ihre Zuneigung und für die Bereicherung, die ihr Wesen jeden Tag bedeutet. Und nicht zuletzt danke ich Sven Grasselt-Gille, Galina Kozyreva und Gesine Engelmann für die Realisierung meiner Idee für das Titelbild, welche mir so nie gelungen wäre.

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur	I
1 Einleitung	1
1.1 Einordnung in das Forschungsgebiet	1
1.2 Motivation	3
1.3 Zielstellung	3
1.4 Inhalt und Systematik	4
2 Höhenadaptive Düsen	5
2.1 Düsen mit Einsätzen	7
2.2 Erweiterbare Düsen	8
2.3 Düsen mit beweglichen Zapfen	9
2.4 Düsen mit sekundärer Injektion	10
2.5 Doppelglockendüsen	10
2.6 Expansions-Ablenkdüsen	12
2.7 Aerospike-Düsen	14
2.8 Vergleichende Einschätzung höhenadaptiver Düsen	16
2.9 Projekte zur Entwicklung von Aerospike-Triebwerke	19
2.10 Fazit	30
3 Schubvektorsteuerung von Aerospike-Triebwerken	33
3.1 Kardanisches Schwenken	34
3.2 Flexible Düsen	36
3.3 Abgasstrahlruder	39
3.4 Seitlicher Ausstoß von Brennkammerngasen	41
3.5 Sekundäre Injektionen	42
3.6 Differenzielle Drosselung	44
3.7 Vergleichende Einschätzung der Methoden zur SVS von Aerospike-Düsen	46
3.8 Stand der Technik der SVSSI	50
3.9 Fazit	67
4 Designkonzepte für Aerospike-Triebwerke mit SVSSI	69
4.1 Triebwerksarten	69
4.2 Triebwerkskühlung	71
4.3 Treibstoffförderung und Triebwerkszyklen	74
4.4 Treibstoffkombinationen und Anwendungen	79
4.5 Schubkammerausführungen	82
4.6 Treibstoffinjektion	90
4.7 Fazit	90
5 Untersuchung oxidischer Keramiken zur Anwendung in Schubkammern	93
5.1 Aufbau des Prüfstandes für Raketentriebwerke mit Flüssigtreibstoffen	95
5.2 Materialuntersuchungen	101
5.3 Entwicklung und Test erster Funktionsdemonstratoren	111
5.4 Triebwerksentwicklung und Verifikation	119
5.5 Schlussfolgerungen und weitere Entwicklung	124
6 Additive Fertigung von Aerospike-Triebwerken mit Sekundärinjektionen	129
6.1 Additive Fertigung metallischer Werkstoffe	130
6.2 Additive Fertigung keramischer Werkstoffe	143
6.3 Schlussfolgerungen und weitere Entwicklung	145
7 Zusammenfassung und Ausblick	149
Literaturverzeichnis	153
Anhang	163

Nomenklatur

Lateinische Formelzeichen

Symbol	Bedeutung	Einheit
A	Fläche (aus dem Englischen für Area)	[m ²]
b	Probenbreite	[m]
d	Probendicke	[m]
F	Kraft (aus dem Englischen für Force)	[N]
I	Impuls (Einheit durch Index bestimmt)	[Ns, m/s, s]
L	Abstand	[m]
l	Innerer Auflagerabstand	[m]
M	Steuermoment	[Nm]
m	Masse	[kg]
ṁ	Massenstromrate	[kg/s]
p	Druck (aus dem Englischen für Pressure)	[Pa]
r	Radiuskoordinate	[m]
s	Parameter zur Rangordnung von Bewertungskriterien	[-]
T	Temperatur	[K]
t	Zeit (aus dem Englischen für Time)	[s]
u	Flugrichtungsvektor	[-]
v	Geschwindigkeit (aus dem Englischen für Velocity)	[m/s]
Ṽ	Volumenstromrate	[m ³ /s]
w	Wichtungsfaktor	[-]
X	Hub	[m]
x	Längenkoordinate	[m]
z	Aufbauichtung	[-]

Griechische Formelzeichen

Symbol	Bedeutung	Einheit
β	Auslenkungswinkel	[°]
δ	Ablenkungswinkel des Schubvektors	[°]
ρ	Dichte	[kg/m ³]
σ	Biegespannung	[Pa]

Indizes

a	Umgebung (aus dem Englischen für Ambient)
axial	Axial
c	Verbrennung (aus dem Englischen für Combustion)
CH₄	Methan
D	Düse
diff	Differenziell
Druck	Druck
e	Düsenausgang (aus dem Englischen für Exit)
Eth	Ethanol
i	Laufvariable für die Zeilen einer Matrix
Inj	Injektor
j	Laufvariable für die Reihen einer Matrix
LOX	Flüssiger Sauerstoff (aus dem Englischen für Liquid Oxygen)
max	Maximal
p	Treibstoff (aus dem Englischen für Propellant)
S	Schub
sp	Spezifisch
sps	Seitenspezifisch
spsn	Seitenspezifisch, normiert

Chemische Formeln

Al₂O₃	Aluminiumoxid
C₂Cl₃	Chloriertes Vinyl-Radikal
C₂H₂	Azetylen
CH₄	Methan
CO₂	Kohlenstoffdioxid
H₂	Wasserstoff
H₂O	Wasser
H₂O₂	Wasserstoffperoxid
N₂H₄	Hydrazin
N₂O	Distickstoffmonoxid
N₂O₂	Distickstoffdioxid
N₂O₄	Distickstofftetraoxid
Pb(ClO₄)₂	Blei-II-Perchlorat
SiC	Siliciumcarbid
Sr(ClO₄)₂	Strontiumperchlorat
ZrO₂	Zirconium(IV)-oxid

Abkürzungen

AA	Anzahl Achsen
ABS	Acrylnitril-Butadien-Styrol-Copolymer
ADN	Ammoniumdinitramid
ACTIVE	AerodynamiC Thrust VEctoring
AMROC	American Rocket Company
APCP	Ammoniumperchlorat-Verbundtreibstoff (aus dem Englischen für Ammonium Perchlorate Composite Propellant)
APP	Academic Private Partnership
ASD	Aerospike-Düse
ASR	Abgasstrahlruder
AZ	Ansprechzeit
BMWi	Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
BOS	Background-Oriented Schlieren
BZ	Betriebszeit
CALVEIN	California Launch Vehicle Education Initiative
C/C	Kohlenstofffaserverstärkter Kohlenstoff
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CMC	Keramische Faserverbundwerkstoffe (aus dem Englischen für Ceramic Matrix Composites)
CNES	Centre National d'Études Spatiales
CNG	Komprimiertes Erdgas (aus dem Englischen für Compressed Natural Gas)
COG	Massenschwerpunkt (aus dem Englischen für Center Of Gravity)
C/SiC	Kohlenstofffaserverstärktes Siliciumcarbid
DD	Differenzielle Drosselung
DGD	Doppelglockendüse
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
EAD	Expansions-Ablenkdüse
EBC	Environmental Barrier Coating
EV	Expansionsverhältnis
GEO	Geostationärer Orbit
GH2	Gasförmiger Wasserstoff (aus dem Englischen für Gaseous Hydrogen)
GOX	Gasförmiger Sauerstoff (aus dem Englischen für Gaseous Oxygen)
HA	Höhenadaptierbarkeit
HAN	Hydroxylammoniumnitrat
HTPB	Hydroxyl-terminiertes Polybutadien
HDPE	Hochdichtes Polyethylen
IRFNA	Stabilisierte, rot rauchende Salpetersäure (aus dem Englischen für Inhibited Red-Fuming Nitric Acid)
KAIST	Korea Advanced Institute of Science and Technology
KO	Komplexität
KÜ	Kühlbarkeit
LASRE	Linear Aerospike SR71 Experiment
LCM	Lithografiebasierte Keramikfertigung (aus dem Englischen für Lithographybased Ceramic Manufacturing)
LG	Leistungsgewinn
LH₂	Flüssiger Wasserstoff (aus dem Englischen für Liquid Hydrogen)
LOX	Flüssiger Sauerstoff (aus dem Englischen für Liquid Oxygen)

MB	Masse / Bauraum
MMH	Monomethylhydrazin
MUPHyN	Multiple Use Plug Hybrid for Nanosats
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OCCM	Oxidkeramische Faserverbundwerkstoffe (aus dem Englischen für Oxide Ceramic Matrix Composites)
PERSEUS	Projet Etudiant de Recherche Spatiale Européen Universitaire et Scientifique
PPP	Public Private Partnership
REACH	Registration, Evaluation, Authorisation and Restriction of Chemicals
RP-1	Rocket Propellant 1
SI	Sekundärinjektion
SK	Seitenkraft
SLM	Selektives Laserstrahlschmelzen (aus dem Englischen für Selective Laser Melting)
SS	Strömungsstabilität
SSO	Sonnensynchroner Orbit
SSTO	Single-Stage-To-Orbit
STERN	Studentische Experimental-Raketen
SVHC	Substances of Very High Concern
SVS	Schubvektorsteuerung
SVSFI	Schubvektorsteuerung durch Flüssigkeitsinjektion
SVSGI	Schubvektorsteuerung durch Gasinjektion
SVSSI	Schubvektorsteuerung durch Sekundärinjektion
TBC	Thermal Barrier Coating
TIC	Truncated Ideal Contour
TRL	Technologie-Reifegrad (TRL, aus dem Englischen für Technology Readiness Level)
TSTO	Two-Stage-To-Orbit
ÜT	Übertragbarkeit
UDMH	Unsymmetrisches Dimethylhydrazin
USAF	United States Air Force
WV	Wiederverwendbarkeit
ZU	Zuverlässigkeit