



**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](http://www.shaker.de) • E-Mail: [info@shaker.de](mailto: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 Aerospikes-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 Aerospikes-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 Aerospikes-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 Aerospikes-Triebwerken und der Funktionsintegration sekundärer Injektionen. Zudem wird der Triebwerkeinsatz oxidkeramischer Faserverbundwerkstoffe experimentell in Heißtests untersucht und erste Prototypen additiv gefertigter Aerospikes-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 aerospikes 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 aerospikes 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 aerospikes 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 Raketen-triebwerke 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 Mijanovic, 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 Zuspache, 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 erfahrene 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, dass 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

<b>Nomenklatur</b>	<b>I</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Einordnung in das Forschungsgebiet	1
1.2 Motivation	3
1.3 Zielstellung	3
1.4 Inhalt und Systematik	4
<b>2 Höhenadaptive Düsen</b>	<b>5</b>
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
<b>3 Schubvektorsteuerung von Aerospike-Triebwerken</b>	<b>33</b>
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
<b>4 Designkonzepte für Aerospike-Triebwerke mit SVSSI</b>	<b>69</b>
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
<b>5 Untersuchung oxidischer Keramiken zur Anwendung in Schubkammern</b>	<b>93</b>
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
<b>6 Additive Fertigung von Aerospike-Triebwerken mit Sekundärinjektionen</b>	<b>129</b>
6.1 Additive Fertigung metallischer Werkstoffe	130
6.2 Additive Fertigung keramischer Werkstoffe	143
6.3 Schlussfolgerungen und weitere Entwicklung	145
<b>7 Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>149</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>153</b>
<b>Anhang</b>	<b>163</b>



# Nomenklatur

## Lateinische Formelzeichen

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

## Griechische Formelzeichen

Symbol	Bedeutung	Einheit
<b><math>\beta</math></b>	Auslenkungswinkel	[°]
<b><math>\delta</math></b>	Ablenkungswinkel des Schubvektors	[°]
<b><math>\rho</math></b>	Dichte	[kg/m <sup>3</sup> ]
<b><math>\sigma</math></b>	Biegespannung	[Pa]

## Indizes

<b>a</b>	Umgebung (aus dem Englischen für Ambient)
<b>axial</b>	Axial
<b>c</b>	Verbrennung (aus dem Englischen für Combustion)
<b>CH<sub>4</sub></b>	Methan
<b>D</b>	Düse
<b>diff</b>	Differenziell
<b>Druck</b>	Druck
<b>e</b>	Düsenausgang (aus dem Englischen für Exit)
<b>Eth</b>	Ethanol
<b>i</b>	Laufvariable für die Zeilen einer Matrix
<b>Inj</b>	Injektor
<b>j</b>	Laufvariable für die Reihen einer Matrix
<b>LOX</b>	Flüssiger Sauerstoff (aus dem Englischen für Liquid Oxygen)
<b>max</b>	Maximal
<b>p</b>	Treibstoff (aus dem Englischen für Propellant)
<b>S</b>	Schub
<b>sp</b>	Spezifisch
<b>sps</b>	Seitenspezifisch
<b>spsn</b>	Seitenspezifisch, normiert

## Chemische Formeln

<b>Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub></b>	Aluminiumoxid
<b>C<sub>2</sub>Cl<sub>3</sub></b>	Chloriertes Vinyl-Radikal
<b>C<sub>2</sub>H<sub>2</sub></b>	Azetylen
<b>CH<sub>4</sub></b>	Methan
<b>CO<sub>2</sub></b>	Kohlenstoffdioxid
<b>H<sub>2</sub></b>	Wasserstoff
<b>H<sub>2</sub>O</b>	Wasser
<b>H<sub>2</sub>O<sub>2</sub></b>	Wasserstoffperoxid
<b>N<sub>2</sub>H<sub>4</sub></b>	Hydrazin
<b>N<sub>2</sub>O</b>	Distickstoffmonoxid
<b>N<sub>2</sub>O<sub>2</sub></b>	Distickstoffdioxid
<b>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub></b>	Distickstofftetraoxid
<b>Pb(ClO<sub>4</sub>)<sub>2</sub></b>	Blei-II-Perchlorat
<b>SiC</b>	Siliciumcarbid
<b>Sr(ClO<sub>4</sub>)<sub>2</sub></b>	Strontiumperchlorat
<b>ZrO<sub>2</sub></b>	Zirconium(IV)-oxid

## Abkürzungen

<b>AA</b>	Anzahl Achsen
<b>ABS</b>	Acrylnitril-Butadien-Styrol-Copolymer
<b>ADN</b>	Ammoniumdinitramid
<b>ACTIVE</b>	AerodynamiC Thrust VEctoring
<b>AMROC</b>	American Rocket Company
<b>APCP</b>	Ammoniumperchlorat-Verbundtreibstoff (aus dem Englischen für Ammonium Perchlorate Composite Propellant)
<b>APP</b>	Academic Private Partnership
<b>ASD</b>	Aerospike-Düse
<b>ASR</b>	Abgasstrahlruder
<b>AZ</b>	Ansprechzeit
<b>BMWi</b>	Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
<b>BOS</b>	Background-Oriented Schlieren
<b>BZ</b>	Betriebszeit
<b>CALVEIN</b>	California Launch Vehicle Education Initiative
<b>C/C</b>	Kohlenstofffaserverstärkter Kohlenstoff
<b>CFD</b>	Computational Fluid Dynamics
<b>CFK</b>	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
<b>CMC</b>	Keramische Faserverbundwerkstoffe (aus dem Englischen für Ceramic Matrix Composites)
<b>CNES</b>	Centre National d'Études Spatiales
<b>CNG</b>	Komprimiertes Erdgas (aus dem Englischen für Compressed Natural Gas)
<b>COG</b>	Massenschwerpunkt (aus dem Englischen für Center Of Gravity)
<b>C/SiC</b>	Kohlenstofffaserverstärktes Siliciumcarbid
<b>DD</b>	Differenzielle Drosselung
<b>DGD</b>	Doppelglockendüse
<b>DLR</b>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
<b>EAD</b>	Expansions-Ablenkdüse
<b>EBC</b>	Environmental Barrier Coating
<b>EV</b>	Expansionsverhältnis
<b>GEO</b>	Geostationärer Orbit
<b>GH2</b>	Gasförmiger Wasserstoff (aus dem Englischen für Gaseous Hydrogen)
<b>GOX</b>	Gasförmiger Sauerstoff (aus dem Englischen für Gaseous Oxygen)
<b>HA</b>	Höhenadaptierbarkeit
<b>HAN</b>	Hydroxylammoniumnitrat
<b>HTPB</b>	Hydroxyl-terminiertes Polybutadien
<b>HDPE</b>	Hochdichtes Polyethylen
<b>IRFNA</b>	Stabilisierte, rot rauchende Salpetersäure (aus dem Englischen für Inhibited Red-Fuming Nitric Acid)
<b>KAIST</b>	Korea Advanced Institute of Science and Technology
<b>KO</b>	Komplexität
<b>KÜ</b>	Kühlbarkeit
<b>LASRE</b>	Linear Aerospike SR71 Experiment
<b>LCM</b>	Lithografiebasierte Keramikfertigung (aus dem Englischen für Lithographybased Ceramic Manufacturing)
<b>LG</b>	Leistungsgewinn
<b>LH<sub>2</sub></b>	Flüssiger Wasserstoff (aus dem Englischen für Liquid Hydrogen)
<b>LOX</b>	Flüssiger Sauerstoff (aus dem Englischen für Liquid Oxygen)

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