

TECHNISCHE UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Lehrstuhl für Turbomaschinen und Flugantriebe

Untersuchung von Querschub- und Lageregelungstriebwerken
für den Betrieb mit Festtreibstoffen im endoatmosphärischen Bereich

Dipl.-Ing. Univ. Yuriy Metsker

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Priv.-Doz. Dr.-Ing. habil. Christian Stemmer
Prüfer der Dissertation: 1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Oskar J. Haidn
2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel

Die Dissertation wurde am 28.06.2018 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 29.11.2018 angenommen.

Danksagung

Diese Arbeit ist im Rahmen meiner Tätigkeiten als Entwicklungsingenieur bei der Firma MBDA Deutschland GmbH und als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Lehrstuhl für Turbomaschinen und Flugantriebe der Technischen Universität München entstanden.

Prof. Oskar Haidn hat mir die großzügige Möglichkeit gegeben, im Bereich der Raumfahrtantriebe wissenschaftlich tätig zu sein. Für sein Interesse an dem Thema, die langjährige Unterstützung und Betreuung möchte ich mich herzlich bedanken. Ganz besonders bedanke ich mich bei Thomas Gallhauser sowohl für die gegebene Chance, in einem Team von hochqualifizierten Spezialisten mitarbeiten zu dürfen, als auch für das entgegengebrachte Vertrauen und fachliche Unterstützung im Projekt. Für intensive Diskussionen, kritische Anmerkungen und das Interesse an dem Thema bedanke ich mich bei Prof. Florian Holzapfel.

Ebenfalls möchte mich bei Dr. Dirk Stern und den Bürokollegen Klaus Weinand, Alexander Krenik und Christian Bauer für ihre unzähligen Tipps, interessante Gespräche und das angenehme Arbeitsklima bedanken. An dieser Stelle möchte ich mich bei Kollegen und Studenten des Lehrstuhls für Flugantriebe, insbesondere Simona Silvestri, Maria Palma Celano, Daniel Paukner, Johannes Kugele und Johannes Ehlen für ihre Hilfestellungen und Zuarbeiten in Hard- und Software bedanken.

Einen persönlichen Dank richte ich an Dr. Andreas M. Hein für die langjährige Freundschaft, Unterstützung und vor allem das Mentoring, welche mich während meiner gesamten akademischen Zeit sehr geprägt haben. Für einen intensiven wissenschaftlichen Austausch, produktive Nachtschichten und die Ehre dazugehören zu dürfen, möchte ich mich bei der gesamten Wissenschaftlichen Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt e.V. bedanken.

Auch wenn dies nicht ausreichen wird und konkrete Handlungen erfordert, bedanke ich mich bei Alina für ihre unendliche Geduld, mich in dieser Zeit ertragen und in schwierigen Situationen immer zu mir gestanden zu haben. Den größten Dank möchte ich aber an meine Eltern richten, welche mich auf meinem Werdegang immer unterstützt, beraten und angespornt haben.

Zusammenfassung / Abstract

Im internationalen politischen und technologischen Umfeld spielen Themen der Raketenabwehr in den letzten Jahrzehnten eine besondere Rolle. Während des Wettrüstens zwischen USA und UdSSR wurden mehrere Tausend ballistischer Interkontinentalraketen zum Aufbau eines Abschreckungspotentials stationiert. Um diesem entgegenzuwirken, wurden auf beiden Seiten Bestrebungen zum Aufbau effektiver Raketenabwehrsysteme unternommen, welche die verheerenden Konsequenzen eines Erst- oder Gegenschlags des Opponenten minimieren sollten. Der immense Ressourcenaufwand sowie die Befürchtung einer Annihilation des Abschreckungspotentials führten zu Diskussionen und später zum Unterzeichnen von Verträgen zur nuklearen Rüstungsbegrenzung zwischen beiden Parteien (*Strategic Arms Limitation Talks*). Mit dem Ende des kalten Krieges und der Veränderung der Bedrohungslage durch potenzielle Proliferation, wurden diese Verträge gekündigt, sodass die Entwicklung von Raketenabwehrsystemen an Aktualität gewonnen hat.

Die vorliegende Arbeit soll einen Beitrag zu Initiativen leisten, welche im Zuge dieser Änderungen gestartet wurden. Dabei wird zunächst das Verhalten einer generischen Bedrohung betrachtet, mit dem Ziel, Anforderungen an einen Abwehrflugkörper und seine Subsysteme, insbesondere das Querschub- und Lageregelungssystem abzuleiten. Anschließend werden mehrere Konzepte von Querschub- und Lageregelungssystemen sowohl im Rahmen von Simulationen, als auch experimentell untersucht. Die gewonnenen experimentellen Daten dienen sowohl dem generellen Aufbau von Knowhow in diesem Bereich, als auch der Validierung von Simulationsarbeiten, welche in der Vorentwicklung einen breiten Einsatz finden, um so das Risiko einer Fehlentwicklung zu minimieren.

The ballistic missile defense in the international political and technological environment has played a significant role over the last decades. Thousands of ballistic missiles were developed and stationed during the armaments race between USA and USSR to establish a powerful deterrence potential. Great technological efforts on both sides have been made to minimize the consequences of a first strike or retaliation by the opponent. The tremendous resources expenditure and the apprehension of possible annihilation of the deterrence potential resulted in bilateral conferences and corresponding treaties between both parties (*Strategic Arms Limitation Talks*). By the end of the cold war and an accompanying shift in the threat situation due to possible proliferations, these treaties were terminated, resulting in increased progress in missile defense development.

The present study should contribute to one of the initiatives, which resulted out of this new situation. At first, the behavior of a generic reentry vehicle will be analyzed to derive requirements on an interceptor and its subsystems, especially the divert- and attitude control system. Subsequently, several concepts of divert and attitude control systems will be evaluated within simulations and experimental works. The obtained results provide a general increase in knowledge and can be used for the validation of simulation tools, which are widely applied in the advanced development departments for risk reduction.

Inhaltsverzeichnis

| | | |
|-------|--|----|
| 1 | Einführung..... | 1 |
| 2 | Zielstellung und Problemanalyse | 3 |
| 2.1 | Potenzielle Bedrohungen..... | 3 |
| 2.2 | Spezifikation des Verteidigungsszenarios | 7 |
| 2.3 | Komponenten und Missionsanforderungen an ein Raketenabwehrsystem | 9 |
| 2.3.1 | Subkomponenten eines Raketenabwehrsystems | 9 |
| 2.3.2 | Missionsanforderungen an die Flugkörperzelle und das Antriebssystem | 10 |
| 2.3.3 | Ableitung der Leistungsanforderungen an das DAC-System..... | 10 |
| 3 | Grundlagen der Flugkörperauslegung | 15 |
| 3.1 | Auslegung der Flugkörperzelle | 15 |
| 3.1.1 | Subsysteme und Anforderungen..... | 15 |
| 3.1.2 | Querschub- und Lageregelungssysteme in der Flugkörperarchitektur | 17 |
| 3.2 | Antriebsauslegung | 20 |
| 3.2.1 | Grundlagen der Antriebsauslegung | 21 |
| 3.2.2 | Grundlagen der Innenballistik von Feststoffmotoren | 22 |
| 3.2.3 | Treibstoffdiskussion | 25 |
| 3.3 | Modellierung und Simulationsumgebung | 27 |
| 3.3.1 | Nomenklatur und Koordinatensysteme | 28 |
| 3.3.2 | Funktionsblock <i>Dynamics</i> | 31 |
| 3.3.3 | Funktionsblock <i>Aerodynamics</i> | 32 |
| 3.4 | Referenzstudie eines generischen Flugkörpers..... | 34 |
| 3.4.1 | Entwurf des Antriebssystems und der Flugkörperzelle | 34 |
| 3.4.2 | Ballistische Flugleistungsrechnungen | 39 |
| 4 | Entwurfsmethoden und Simulation von DACS-Triebwerken mit Festtreibstoffen..... | 42 |
| 4.1 | Diskontinuierliche Feststoff-DAC-Systeme..... | 42 |
| 4.1.1 | Existierende Designstudien und operationelle Systeme | 43 |
| 4.1.2 | System- und Simulationseigenschaften..... | 44 |
| 4.2 | Kontinuierliche DACS Systeme | 45 |
| 4.2.1 | Designstudien | 45 |
| 4.2.2 | Aktuatortechnologien | 50 |
| 4.3 | Definition des Referenz-DAC-Systems..... | 51 |
| 4.3.1 | Kräfteermittlung und Verhalten der Innenballistik auf Druckregelung..... | 52 |
| 4.3.2 | Elektromechanische Aktuatoren..... | 56 |
| 4.3.3 | Pneumatische Aktuatoren..... | 62 |
| 5 | Aufbau und Simulation von Demonstratoren..... | 67 |
| 5.1 | Pneumatisch angetriebener Kaltgasdemonstrator..... | 67 |

| | | |
|-------|---|-----|
| 5.1.1 | Mechanischer Aufbau des Prüfstandes und des Prüflings | 67 |
| 5.1.2 | Simulationsergebnisse des Kaltgasdemonstrators | 72 |
| 5.2 | Elektromechanisch angetriebene DAC-Systeme | 81 |
| 5.2.1 | Aufbau des Prüfstandes und des Prüflings eines Heißgasdemonstrators | 82 |
| 5.2.2 | Simulationsergebnisse des Referenz-DAC-Systems | 83 |
| 5.3 | Untersuchungen in Flugsimulationen | 85 |
| 6 | Versuchsergebnisse und Analyse | 90 |
| 6.1 | Versuchsergebnisse des pneumatisch gesteuerten Kaltgasdemonstrators | 90 |
| 6.1.1 | Ergebnisse der statischen Versuchsserie Nr. 1 | 90 |
| 6.1.2 | Ergebnisse der statischen Versuchsserien Nr. 2 und Nr. 3 | 93 |
| 6.1.3 | Ergebnisse der dynamischen Versuchsserie Nr. 1 | 96 |
| 6.1.4 | Ergebnisse der dynamischen Versuchsserie Nr. 2 | 99 |
| 6.1.5 | Ergebnisse der dynamischen Versuchsserien Nr. 3 und Nr. 4 | 101 |
| 6.2 | Versuchsergebnisse im Rahmen der Arbeiten am ACV-Demonstrator | 105 |
| 6.2.1 | Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 1 | 106 |
| 6.2.2 | Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 2 | 110 |
| 6.2.3 | Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 3 | 112 |
| 6.2.4 | Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 4 | 114 |
| 6.3 | Analyse und Schlussfolgerungen aus den Simulationen und Versuchen | 116 |
| 7 | Zusammenfassung und Ausblick | 119 |

Abbildungsverzeichnis

| | |
|--|----|
| Abbildung 2.1: Simuliertes Flugprofil des generischen zweistufigen Mittelstreckenflugkörpers [8]..... | 5 |
| Abbildung 2.2: Geschwindigkeitsverlauf des generischen Mittelstreckenflugkörpers [8]..... | 5 |
| Abbildung 2.3: Wiedereintrittsbahn und ideale Gerade im NED-KS zwischen 40 und 30 km Höhe..... | 6 |
| Abbildung 2.4: Gesamtabweichung von einer idealen geraden Flugbahn, Höhe 40 – 30 km..... | 6 |
| Abbildung 2.5: Induzierte Abweichungen von der idealen ballistischen Trajektorie, Höhe 35 – 30 km | 6 |
| Abbildung 2.6: Frequenzanalyse aerodynamisch induzierten Schwingungen, Höhe 35 – 30 km..... | 6 |
| Abbildung 2.7: Typische Höhenbereiche von Mehrschichten-Abwehrsystemen | 8 |
| Abbildung 2.8: Veranschaulichung der Proportional-Navigation | 11 |
| Abbildung 2.9: Vereinfachte Darstellung der Zusammenhänge im Abfangmanöver | 12 |
| Abbildung 2.10: Verlauf der Zielablage über die Simulationsdauer | 13 |
| Abbildung 3.1: Mögliche Ausführungen der Querschub- und Lageregelungssysteme..... | 18 |
| Abbildung 3.2: Typische FK Konzepte für taktische Raketenabwehr | 19 |
| Abbildung 3.3: Typischer Aufbau eines Gel-Triebwerks [42]..... | 21 |
| Abbildung 3.4: Schubprofile in Abhängigkeit von der Treibsatzquerschnittsfläche [44]..... | 24 |
| Abbildung 3.5: Blockdefinitionsdiagramm einzelner Funktionsblöcke des Simulationsmodells | 28 |
| Abbildung 3.6: Dimensionen der untersuchten FK-Zellen | 34 |
| Abbildung 3.7: Momentenbeiwert C_m über Anstellwinkel und Machzahl ($\varnothing = 300$ mm) | 35 |
| Abbildung 3.8: Leistungsparameterverläufe des Haupttriebwerkes ($\varnothing = 300$ mm) | 38 |
| Abbildung 3.9: Dimensionen des generischen FK Entwurfes ($\varnothing = 300$ mm) | 39 |
| Abbildung 3.10: Flugleistungen des generischen Flugkörpers mit 300 mm Außendurchmesser | 40 |
| Abbildung 4.1: Schnitt durch einen ERINT-1 (PAC-3) ACM Treibsatz [36] | 43 |
| Abbildung 4.2: Funktionsschema eines diskreten Querschubmotors [38] | 44 |
| Abbildung 4.3: Schema einer rechteckigen Düse mit variablen Halsquerschnitt | 45 |
| Abbildung 4.4: Schema einer achsensymmetrischen Düse mit einer Düsennadel | 46 |
| Abbildung 4.5: Querschnitt durch eine generische Anordnung von DACS-Triebwerken | 47 |
| Abbildung 4.6: DACS Design mit einem gekoppelten Düsenpaar [90]..... | 47 |
| Abbildung 4.7: Düsenhalsquerschnittsflächen für verschiedene Schubvektoren..... | 48 |
| Abbildung 4.8: Schub- und Druckverläufe für den I. und II. simulierten Fall | 49 |
| Abbildung 4.9: Typische Leistungsparameter wichtiger Aktuatortechnologien [91] | 50 |
| Abbildung 4.10: Schema der Nadelbelastung durch Druckkräfte | 52 |
| Abbildung 4.11: Schnitt durch die Referenzdüse eines entkoppelten Systems | 53 |
| Abbildung 4.12: Simulationsergebnisse wirkender Kräfte auf die Düsennadel im Referenzfall..... | 54 |
| Abbildung 4.13: Integrierte Düse in die Flugkörper-Außenhaut | 54 |
| Abbildung 4.14: Simuliertes dynamisches Druck- und Schubverhalten für infinitesimal kurzes Öffnen und Schließen der Düsenhalsquerschnittsflächen..... | 55 |

| | |
|--|----|
| Abbildung 4.15: Ausschnitt des simulierten dynamischen Druck- und Schubverhaltens im Intervall zwischen 1.0 und 1.1 s | 55 |
| Abbildung 4.16: Kinematisches Schema der Nadelbewegung..... | 56 |
| Abbildung 4.17: Kinematische Zustände der Düsennadel im Referenzfall | 57 |
| Abbildung 4.18: Erforderliche mechanische Leistung für die Nadelbewegung..... | 57 |
| Abbildung 4.19: Notwendige Antriebsdrehmomente abhängig vom Übersetzungsverhältnis..... | 60 |
| Abbildung 4.20: Blockschaltbild des DC-Motors | 62 |
| Abbildung 4.21: Beispielschema eines pneumatischen Aktuators | 62 |
| Abbildung 5.1: Komponenten des Prüfstandaufbaus | 68 |
| Abbildung 5.2: Schubgerüst mit der integrierten statischen Triebwerkskonfiguration..... | 68 |
| Abbildung 5.3: Unterschiede im diskreten und proportionalen Ventilverhalten..... | 69 |
| Abbildung 5.4: Schematischer Aufbau des Prüflings..... | 70 |
| Abbildung 5.5: CAD-Schnitt durch das Prüflingsmodell in statischer Versuchskonfiguration | 71 |
| Abbildung 5.6: CAD-Schnitt durch das Prüflingsmodell in dynamischer Versuchskonfiguration..... | 71 |
| Abbildung 5.7: Dimensionen der Düsennadelspitze | 72 |
| Abbildung 5.8: Simulationsergebnisse wirkender Kräfte auf die Düsennadel bei 100 bar | 73 |
| Abbildung 5.9: Vernetzung des Strömungsbereiches bei einer Nadelstellung von 4,5 mm | 74 |
| Abbildung 5.10: Ventilquerschnittsflächen in Abhängigkeit des Ventilkommandos | 75 |
| Abbildung 5.11: Simulierter Steuerkammerdruck in Abhängigkeit der Ventilquerschnittsflächen..... | 76 |
| Abbildung 5.12: Simulation des Nadelverhaltens und des Steuerdruckes | 76 |
| Abbildung 5.13: Ausschnitt des simulierten Nadelverhaltens und des Steuerdruckes im Intervall zwischen 0.024 und 0.035 s | 77 |
| Abbildung 5.14: Simuliertes Verhalten des Schubverlaufs, der Nadelposition und -last | 77 |
| Abbildung 5.15: Positionen der Nadelstellung..... | 78 |
| Abbildung 5.16: Triebwerksverhalten bei einem Schließversatz des Auslassventils von 3,5 ms | 78 |
| Abbildung 5.17: Simulierte Nadelposition, Geschwindigkeit und Steuerkammerdruck bei Schließversatz des Auslassventils von 3,5 ms | 79 |
| Abbildung 5.18: Simulierte Nadelposition und Steuerdruck abhängig von der Öffnungsdauer des Auslassventils 15 ms nach dem Einleiten des Steuerkommandos | 80 |
| Abbildung 5.19: Vorgegebene Kommandos an Steuerventile für die Simulation des Nadelverhaltens mit der Anfangsposition in der geschlossenen Düsenhalsstellung..... | 80 |
| Abbildung 5.20: Simulierte Nadelposition und Steuerkammerdruck | 81 |
| Abbildung 5.21: Prüfstandkomponenten des Heißgasdemonstrators..... | 82 |
| Abbildung 5.22: Prüfstandaufbau des Heißgasdemonstrators [107] | 83 |
| Abbildung 5.23: Struktur des Simulationsmodells des Referenz-DAC-Systems..... | 83 |
| Abbildung 5.24: Blockschaltbild des DC-Motors mit direkter Drehzahlregelung..... | 84 |
| Abbildung 5.25: Simulierte Nadelposition des Referenz-DACS-Triebwerkes | 85 |

| | |
|--|-----|
| Abbildung 5.26: Anstellwinkelverlauf, elektromechanischer Aktuator | 86 |
| Abbildung 5.27: Querbeschleunigungen, elektromechanischer Aktuator | 86 |
| Abbildung 5.28: Anstellwinkelverlauf in 10 km Höhe, $v = 1119$ m/s | 87 |
| Abbildung 5.29: Querbeschleunigungen in 10 km Höhe, $v = 1119$ m/s | 87 |
| Abbildung 5.30: Ausschnitt aus der Simulation der Querbeschleunigung in 10 km Höhe im Intervall zwischen 0 und 0,1 Sekunden | 88 |
| Abbildung 5.31: Verschiebungen senkrecht zur Flugrichtung, $v = 1119$ m/s | 89 |
| Abbildung 5.32: Verschiebungen senkrecht zur Flugrichtung, $v = 847$ m/s | 89 |
| Abbildung 5.33: Verschiebungen senkrecht zur Flugrichtung, $v = 603$ m/s | 89 |
| Abbildung 6.1: Gemessene Drücke im Plenum, statische Versuchsserie Nr. 1 | 91 |
| Abbildung 6.2: Vergleich der simulierten und gemessenen Werte, Versuchsserie Nr. 1 | 92 |
| Abbildung 6.3: Simulierte und gemessene Schübe der Versuchsserie Nr. 2 | 93 |
| Abbildung 6.4: Simulierte und gemessene Nadellasten der Versuchsserie Nr. 2 | 94 |
| Abbildung 6.5: Simulierte und gemessene Schübe der Versuchsserie Nr. 3 | 94 |
| Abbildung 6.6: Simulierte und gemessene Nadellasten der Versuchsserie Nr. 3 | 95 |
| Abbildung 6.7: Druck- und Kraftmessung, Nadelposition von 4,48 mm, Versuchsserie Nr. 2 | 95 |
| Abbildung 6.8: Sequenz zur Prüfung des Ein-/Aus-Verhaltens des Kaltgasdemonstrators | 97 |
| Abbildung 6.9: Messwerte der Nadelposition und des Steuerkammerdruckes, Sequenz Seq_STK_1s_auf_mod | 98 |
| Abbildung 6.10: Messwerte der Nadelposition und des Steuerkammerdruckes, Sequenz Seq_dyn_V4_mod | 99 |
| Abbildung 6.11: Sequenz für die Untersuchung des dynamischen Verhaltens | 100 |
| Abbildung 6.12: Ergebnisse aus dem Versuch Nr. 5 | 101 |
| Abbildung 6.13: Nadelposition und Steuerkammerdruckes im Versuch Nr. 7, Serie 4 | 103 |
| Abbildung 6.14: Schubverhalten im Versuch Nr. 7, Serie 4 | 103 |
| Abbildung 6.15: Druckmessungen im Versuch Nr. 7, Serie 4 | 104 |
| Abbildung 6.16: Gemessene STK-Drücke und Nadelpositionen der Versuchsserie Nr. 3 | 105 |
| Abbildung 6.17: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 1 | 107 |
| Abbildung 6.18: Gemessene Motorströme im Heiß- und Trockentest Nr. 1 | 107 |
| Abbildung 6.19: Gemessene Drücke am Injektor und in der Brennkammer | 108 |
| Abbildung 6.20: Gemessener Schubverlauf, Heißgasversuch Nr. 1 | 109 |
| Abbildung 6.21: Positionen der Druckmessbohrungen an den Düsen des Prüflings | 109 |
| Abbildung 6.22: Normierte Druckverläufe in den Düsen, Heißgasversuch Nr. 1 | 110 |
| Abbildung 6.23: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 2 | 111 |
| Abbildung 6.24: Gemessener Schubverlauf, Heißgasversuch Nr. 2 | 112 |
| Abbildung 6.25: Sequenzaufteilung, Heißgasversuch Nr. 3 | 113 |
| Abbildung 6.26: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 3 | 113 |

| | |
|---|-----|
| Abbildung 6.27: Gemessener Schubverlauf, Heißgasversuch Nr. 3 | 114 |
| Abbildung 6.28: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 4..... | 115 |
| Abbildung 6.29: Gemessener Schubverlauf, Versuch Nr. 4..... | 115 |

Tabellenverzeichnis

| | |
|--|-----|
| Tabelle 3.1: Übersicht der am häufigsten eingesetzten Festtreibstoffe | 26 |
| Tabelle 3.2: Eigenschaften des I-Systems | 29 |
| Tabelle 3.3: Eigenschaften des O-Systems | 29 |
| Tabelle 3.4: Eigenschaften des B-Systems..... | 29 |
| Tabelle 3.5: Eulerwinkel zwischen dem körperfesten System B und dem NED System..... | 29 |
| Tabelle 3.6: Erlaubte Wertebereiche zur Ermittlung aerodynamischer Beiwerte | 33 |
| Tabelle 3.7: Flugkörpermasse an den jeweiligen zeitlichen Zuständen des Antriebssystems..... | 36 |
| Tabelle 3.8: Zusammenfassung der Leistungsparameter des generischen FK-Motors ($\varnothing = 300$ mm). 38 | |
| Tabelle 3.9: Masseneigenschaften des generischen FK-Entwurfes ($\varnothing = 300$ mm) | 39 |
| Tabelle 4.1: Zusammenfassung der Leistungsparameter bei verschiedenen Konfigurationen der Düsenhalsquerschnittsflächen für gekoppelte und entkoppelte Nadelausführungen | 49 |
| Tabelle 4.2: Randbedingungen der Simulation des elektromechanischen Antriebes | 59 |
| Tabelle 4.3: Ergebnisse der Simulation mit dem Motormodell <i>RBE(H) 03011</i> | 60 |
| Tabelle 5.1: Randbedingungen für die Simulation des Prüflings | 72 |
| Tabelle 6.1: Übersicht der durchgeführten Versuche mit dem Kaltgasdemonstrator..... | 90 |
| Tabelle 6.2: Haupt-Versuchsparameter und Ergebnisse der dynamischen Versuchsserie Nr. 2..... | 100 |
| Tabelle 6.3: Eingestellte und erreichte Drücke in der Versuchsserie Nr. 3..... | 102 |
| Tabelle 6.4: Eingestellte und erreichte Drücke in der Versuchsserie Nr. 4..... | 102 |

Nomenklatur

Abkürzungen

| | |
|-------|--|
| AAM | Luft-Luft-Flugkörper, <i>Air to Air Missile</i> |
| ACM | Lageregelungsmotoren, <i>Attitude Control Motor</i> |
| ACS | Lageregelungssystem, <i>Attitude Control System</i> |
| ADN | Ammoniumdinitramid |
| AK | Ausgleichskammer |
| Al | Aluminium |
| AP | Ammoniumperchlorat |
| BK | Brennkammer |
| CEP | Treffergenauigkeit, <i>Circular Error Probable</i> |
| CFD | Numerische Strömungsmechanik, <i>Computational Fluid Dynamics</i> |
| COG | Schwerpunkt, <i>Center of Gravity</i> |
| DACS | Querschub- und Lageregelungssystem, <i>Divert and Attitude Control System</i> |
| DC | Gleichstrom, <i>Direct Current</i> |
| DCS | Querschubsystem, <i>Divert Control System</i> |
| ECEF | <i>Earth Centered Earth Fixed</i> – Koordinatensystem |
| FK | Flugkörper |
| GAP | <i>Glycidyl azide polymer</i> |
| GG | Gasgenerator |
| GK | Gefechtskopf |
| GNC | Lenk-, Navigation-, und Regelungssystem, <i>Guidance, Navigation and Control</i> |
| HG | Heißgas |
| HM | Hauptmotor |
| HMX | Oktogen, Cyclotetramethylentetranitramin |
| HTPB | Hydroxyl-terminiertes Polybutadien |
| ICBM | Interkontinentalrakete, <i>Intercontinental Ballistic Missile</i> |
| INS | Inertiales Navigationssystem |
| IR | Infrarot |
| IRBM | Langstreckenflugkörper, <i>Intermediate-Range Ballistic Missile</i> |
| KV | Kinetisches Projektil, <i>Kill Vehicle</i> |
| LaDAR | Laser-Suchkopf, <i>Laser Detection And Ranging</i> |
| LE | Wirkladung, <i>Lethality Enhancer</i> |
| LOS | Sichtlinie, <i>Line of Sight</i> |
| LVDT | Differentialtransformator, <i>Linear Variable Differential Transformer</i> |
| MEADS | <i>Medium Extended Air Defense System</i> |
| MEOP | Maximaler Brennkammerdruck, <i>Maximum Expected Operation Pressure</i> |
| MRBM | Mittelstreckenflugkörper, <i>Medium-Range Ballistic Missile</i> |
| NED | <i>North-East-Down</i> – Koordinatensystem |
| PAC | <i>Patriot Advanced Capability</i> – Versionen der Kampfwertsteigerung des MIM-104 – Flugkörpers |
| PIP | Voraussichtlicher Abfangpunkt, <i>Predicted Intercept Point</i> |
| PN | Proportionalnavigation |
| RDX | Hexogen, Cyclotrimethylentrinitramin |
| SAM | Boden-Luft-Raketen, <i>Surface to Air Missile</i> |
| SK | Steuerkammer |
| SRBM | Kurzstreckenflugkörper, <i>Short-Range Ballistic Missile</i> |
| TBM | Taktischer Ballistischer Flugkörper, <i>Tactical Ballistic Missile</i> |
| TLVS | Taktisches Luftverteidigungssystem |
| TS | Treibstoff |
| TW | Triebwerk |
| XLDB | <i>Cross-Linked Double-Base Binder</i> |
| ZO | Zielobjekt |

Lateinische Symbole

| Symbol | Bedeutung | Einheit |
|---------------|---------------------------------------|---------------------|
| A | Fläche | $[m^2]$ |
| a | Temperaturkoeffizient | $[-]$ |
| c | Spezifische Wärmekapazität | $[J/(kg \cdot K)]$ |
| c_v | Isochore spezifische Wärmekapazität | $[J/(kg \cdot K)]$ |
| c_p | Isobare spezifische Wärmekapazität | $[J/(kg \cdot K)]$ |
| c_e | Effektive Austrittsgeschwindigkeit | $[m/s]$ |
| c^* | Charakteristische Geschwindigkeit | $[m/s]$ |
| C_f | Dimensionsloser Durchflusskoeffizient | $[-]$ |
| d | Durchmesser | $[m]$ |
| E | Energie | $[J]$ |
| e | Induzierte Spannung | $[V]$ |
| F | Kraft | $[N]$ |
| $G(s)$ | Übertragungsfunktion | $[-]$ |
| g | Erdbeschleunigung | $[m/s^2]$ |
| h | Höhe | $[m]$ |
| h | Spezifische Enthalpie | $[J/kg]$ |
| I | Massenträgheitsmoment | $[kg \cdot m^2]$ |
| I | Strom | $[A]$ |
| I_{sp} | Spezifischer Impuls | $[s]$ |
| i | Übersetzungsverhältnis | $[-]$ |
| K_N | Reglerverstärkung | $[-]$ |
| k | Hilfskoeffizient | $[-]$ |
| L | Länge | $[m]$ |
| L | Induktivität | $[H]$ |
| L, M, N | Auf den Flugkörper wirkenden Momente | $[Nm]$ |
| M | Drehmoment | $[Nm]$ |
| M | Machzahl | $[-]$ |
| M_m | Molare Masse | $[kg/mol]$ |
| m | Masse | $[kg]$ |
| \dot{m} | Massenstrom | $[kg/s]$ |
| N | Navigationskonstante | $[-]$ |
| n_c | Kommandierte Querbeschleunigung | $[m/s^2]$ |
| P | Leistung | $[W]$ |
| p_a | Umgebungsdruck | $[Pa]$ |
| p_c | Brennkammerdruck | $[Pa]$ |
| p_e | Endaustrittsdruck | $[Pa]$ |
| p, q, r | Roll-, Nick- und Gierrate | $[rad/s]$ |
| \dot{p} | Druckänderung | $[Pa/s]$ |
| \dot{Q} | Wärmestrom | $[W/s]$ |
| q | Dynamischer Druck | $[Pa]$ |
| $q_{0,1,2,3}$ | Quaternionen | $[-]$ |
| R | Widerstand | $[\Omega]$ |
| R | Universelle Gaskonstante | $[J/(mol \cdot K)]$ |
| r | Abstand | $[m]$ |
| \dot{r} | Abbrandgeschwindigkeit | $[m/s]$ |
| S_{ref} | Referenzquerschnittsfläche | $[m^2]$ |
| T_c | Verbrennungstemperatur | $[K]$ |
| t | Zeit | $[s]$ |
| U | Spannung | $[V]$ |
| \dot{U} | Änderung der inneren Energie | $[W/s]$ |

| | | |
|--------------------------------|-------------------------------------|-----------|
| u, v, w | Geschwindigkeitskomponenten | $[m/s]$ |
| V | Volumen | $[m^3]$ |
| v_c | Annäherungsgeschwindigkeit | $[m/s]$ |
| \dot{W} | Volumenänderungsarbeit | $[W/s]$ |
| X, Y, Z | Auf den Flugkörper wirkenden Kräfte | $[N]$ |
| x, y, z | Positionskomponenten | $[m]$ |
| $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ | Geschwindigkeitskomponenten | $[m/s]$ |
| $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ | Beschleunigungskomponenten | $[m/s^2]$ |

Griechische Symbole

| Symbol | Bedeutung | Einheit |
|----------------------|------------------------|------------|
| β | Schiebewinkel | $[rad]$ |
| γ | Steigwinkel | $[rad]$ |
| ε | Entspannungsverhältnis | $[-]$ |
| η | Wirkungsgrad | $[-]$ |
| κ | Isentropenexponent | $[-]$ |
| λ | Sichtwinkel | $[rad]$ |
| $\dot{\lambda}$ | Änderung des Sichtrate | $[rad/s]$ |
| μ | Reibungskoeffizient | $[-]$ |
| ξ, η, ζ | Ruderwinkel | $[rad]$ |
| ρ | Dichte | $[kg/m^3]$ |
| ω | Drehgeschwindigkeit | $[rad/s]$ |
| φ | Drehwinkel | $[rad]$ |
| $\dot{\varphi}$ | Drehrate | |
| $\ddot{\varphi}$ | Drehbeschleunigung | $[rad/s]$ |
| χ | Bahnazimutwinkel | $[rad]$ |
| Ψ, Θ, Φ | Eulerwinkel | $[rad]$ |

1 Einführung

Am ersten Juli 2013 wurde vom damaligen Bundesminister der Verteidigung - Dr. Thomas De Maizière, die Konzeption der Bundeswehr, als langfristige Grundsatzweisung für die Entwicklung und Planung der Bundeswehr erlassen [1]. Eine besondere Rolle spielt in dieser der Heimatschutz:

„Heimatschutz ist eine gesamtstaatliche Aufgabe. Der Beitrag zum Heimatschutz umfasst alle Fähigkeiten der Bundeswehr zum Schutz des Landes und seiner Bürger und Bürgerinnen auf deutschem Hoheitsgebiet bis hin zur Landesverteidigung. Zur Abwehr von Bedrohungen Deutschlands von Land, aus der Luft und von See ist die Bundeswehr in nationale und multinationale Organisationen eingebunden. Dazu gehört die Integrierte NATO-Luftverteidigung und Flugkörperabwehr einschließlich des nationalen Entscheidungsstrangs. Maßnahmen zur Verteidigung gegen ballistische Flugkörper sind Teil des Heimatschutzes.“

Im Rahmen dieser Grundsatzweisung wurden mehrere Initiativen im Bereich der Raketenabwehr gestartet, zu welchen auch diese Arbeit einen Beitrag leisten soll. Das Verstehen und Erkennen von kritischen technologischen Aspekten in diesem Bereich ist essenziell, um eine potenzielle Bedrohungslage rechtzeitig zu erkennen, diese richtig einzuschätzen und dann angemessen reagieren zu können. Eine technische Diskussion ist insbesondere dann angemessen, wenn die Zeitskalen politischer Änderungen des Umfelds wesentlich kleiner sind, als die, der technologischen Neuentwicklungen. Denn einem schnellen Umschwung in der außenpolitischen Lage kann keine technologisch anspruchsvolle Neuentwicklung zur Kompensation einer potenziellen neuen Bedrohung zeitlich nachkommen. Insbesondere, wenn für technologische Innovationen im Vorfeld keine Grundlagen vorbereitet wurden.

Die Einschätzungen der sicherheitspolitischen Lage sowie der Bedrohungssituation im Jahr 2014 in und um Europa reflektieren eine langjährige soziokulturelle Stabilität, welche durch eine sich vertiefende Globalisierung der Handelsbeziehungen gefestigt ist. In diesen Randbedingungen wird pragmatisch von einem fehlenden Bedarf von Raketenabwehrvorhaben ausgegangen [2]. Dieser Aspekt wird zusätzlich durch die sich stetig vertiefenden Verflechtungen zwischen einzelnen Staaten positiv verstärkt. Eine Beurteilung, ob sich die Lage und somit die Notwendigkeit solcher Technologien in absehbarer Zukunft ändert, kann jedoch nicht belastbar gefällt werden.

In diesem Kontext muss akzentuiert werden, dass die strategische und territoriale Raketenabwehr in ihrer Gesamtheit, als auch in ihren Subsystemen, einzig und allein den Zwecken der Verteidigung dient und bereits in ihrer grundlegenden Konzeption jeglichen offensiven Charakter ausschließt. Der operationelle Einsatz eines solchen Systems setzt einen bereits ausgeführten Angriff eines Opponenten voraus und stellt keine Gefahr für jegliche Objekte außerhalb des eng definierten Zielspektrums von Wiedereintrittskörpern dar. Eine Einbindung in offensive Handlungen ist ausschließlich im Verbund mit dafür spezialisierten Einheiten bei taktischen Raketenabwehrsystemen möglich, wobei sich hier das typische Zielspektrum in erster Linie auf ballistische Flugkörper beschränkt.

Die spezifische Einsatzbeschränkung von Raketenabwehrsystemen auf Wiedereintrittskörper und ballistische Raketen geht auf die Art des Abfangmanövers zurück. Aufgrund sehr hoher Anfluggeschwindigkeiten und Querbeschleunigungen, welche ein Wiedereintrittskörper erfährt, werden grundsätzlich zwei Methoden zum Abfangen eines solchen praktiziert. Die erste, historisch ältere, geht auf eine Zerstörung des anfliegenden Gefechtskopfes durch eine massive, atomare Explosion in direkter Nähe zurück. Die zweite Methode nutzt allein die kinetische Energie beider Körper aus und setzt eine direkte Kollision dieser voraus. In diesem Fall muss der Abfangflugkörper jegliche Ausweichmanöver, sowie aerodynamisch induzierte Flugbewegungen eines Gefechtskopfes, ausgleichen. Der Direkttreffer macht den Einsatz von Wirkladungen nahezu überflüssig, erfordert jedoch leistungsstarke Sensorik sowie reaktive Querschub- und Lageregelungssysteme, um die notwendige Manövrierfähigkeit aufbringen zu können. Letztere gehören unabdingbar zu Abfangflugkörpern, welche in großen Höhen, bei niedrigen dynamischen Drücken operieren. Unter diesen operationellen Bedingungen können aerodynamisch induzierte Kräfte nur langsam aufgebracht werden.

Der Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit liegt auf der konzeptuellen Untersuchung verschiedener Querschub- und Lageregelungssysteme in einem generischen Flugkörper. Ausgehend von einer

angenommenen Aufgabenstellung, werden Anforderungen an einen Flugkörper definiert und anschließend im Rahmen eines Entwurfes diskutiert. Einzelne funktionale Subsysteme werden dabei modelliert und in eine Simulationsumgebung eingebunden. Aufgrund des Einsatzspektrums, wird das Flugkörperverhalten speziell in oberen Atmosphärenschichten im Rahmen von Flugsimulationen untersucht. Zur Validierung von mathematischen Antriebsmodellen der Querschub- und Lageregelungssysteme werden zwei Demonstratoren von regelbaren Raketentriebwerken entworfen, gebaut und getestet. Die Ergebnisse werden analysiert und Empfehlungen für den Entwurf von möglichen Nachfolgesystemen gegeben.

Aufgrund zeitlicher und finanzieller Gegebenheiten beansprucht diese Arbeit keinerlei Vollständigkeit in der systematischen Aufarbeitung aller möglichen Konzepte von Querschub- und Lageregelungssystemen. Es wird lediglich ein kleiner Einblick in existierende Systeme gegeben, sowie versucht, neue potenzielle Technologielösungen zu ermitteln, welche mögliche Vorteile gegenüber bestehenden Abwehrsystemen bringen können. Außerdem zielt die vorliegende Studie nicht darauf ab, eine politische oder philosophische Zweckmäßigkeit einer Technologie zu beurteilen, sondern viel mehr ihre kritischen, technischen Aspekte aufzudecken und Arbeitsschwerpunkte für eine mögliche zukünftige Entwicklung, zu definieren.

2 Zielstellung und Problemanalyse

Die technische Lösung einer bestimmten Aufgabenstellung bedarf als Erstes eine fundierte Analyse des Problems. Basierend auf technischen und funktionalen Aspekten, werden Anforderungen an die zu entwickelnden Lösungsmöglichkeiten abgeleitet und Designrichtlinien vorgegeben.

2.1 Potenzielle Bedrohungen

$$\text{Bedrohung} = \text{Fähigkeit} \cdot \text{Absicht} [3]$$

Die Bedrohung eines Subjektes durch einen Anderen äußert sich grundsätzlich in zwei Aspekten: Der Fähigkeit und der bewussten Absicht, einem Anderen Schaden zuzufügen. Der erste Aspekt – die Fähigkeit, bezieht sich hier auf die materielle und physische Kondition eines Kontrahenten. Extrapoliert man die Bedrohungsdefinition auf eine internationale Ebene hinsichtlich der Verhältnisse zwischen einzelnen Staaten oder Staatsverbunden, kann man bei dem ersten Aspekt von einer materiell-technologischen Kondition und beim zweiten – von einer politischen Motivation sprechen. Das Vorhandensein der Fähigkeit Schaden zuzufügen, führt bei der Abwesenheit einer Absicht zu keiner Bedrohung. Das Gleiche gilt für den Fall einer starken Absicht ohne eine konkrete Fähigkeit. Erst das Erscheinen beider Terme in der metaphorischen Gleichung führt zu einer akuten Bedrohung. Im Hinblick auf die Gestaltung der Verteidigungspolitik eines Staates nimmt diese Gleichung bei der Entwicklung und Planung neuer Vorhaben eine signifikante Rolle an.

Betrachtet man diese Gleichung auf einer zeitlichen Ebene, wird deutlich, dass der Aspekt der Fähigkeit, bedingt durch den notwendigen technologischen Aufbau, signifikant längere Zeit benötigt als dies bei der Veränderung der Absicht in Form eines bspw. politischen Machtwechsels der Fall ist. Die Entwicklung einer neuen Technologie von Beginn bis zur Einsatzreife, erfordert, in Abhängigkeit von deren Komplexität, mehrere Jahre intensiver Arbeit und hoher Investitionskosten. Dies gilt sowohl für den Aufbau der Technologien im Angriffs- als auch Verteidigungsbereich. Eine gewisse Bereitschaft, auf sich ändernde Situationen angemessen reagieren zu können, vor allem, wenn technologische Fähigkeiten im Bereich der offensiven Waffen steigen, erfordert die Entwicklung von potenziellen Gegenmaßnahmen.

Die vorliegende Arbeit hat nicht das Ziel, eine Analyse möglicher Absichten von staatlichen Akteuren vorzunehmen, da angesichts des stetigen Wandels, eine permanente Evaluation dieses Aspektes bereits von behördlichen Organisationen erfolgt. Etwas einfacher steht es mit der Ermittlung potenzieller Fähigkeiten, welche zu einer Bedrohungssituation führen können. Der Schwerpunkt bei der Betrachtung aller technologischen Fähigkeiten wird hier auf ballistisch wiedereintretende Flugkörper gesetzt. Diese können, abhängig von ihrem Einsatzzweck, in bestimmte Reichweitenkategorien eingeteilt werden [4]:

- Kurzstreckenflugkörper (*SRBM*). Typische Reichweiten bis 1000 km mit Aufstiegshöhen von ca. 240 km über der Erdoberfläche und einer Flugdauer von max. 8 min [5]. Flugkörper dieser Reichweitenkategorie sind relativ günstig und unterliegen somit im hohen Maß der Proliferation. Insbesondere bei lokalen Kampfhandlungen werden diese häufig eingesetzt. Ein sehr verbreitetes Merkmal ist die Ausführung in der Integralbauweise, bei welcher der Gefechtskopf nach dem Triebwerksausbrand nicht vom FK Rumpf abgetrennt wird.
- Mittelstreckenflugkörper (*MRBM*). Hier liegen die typischen Reichweiten zwischen 1000 und 3000 km. Scheitelhöhen der ballistischen Parabeln erreichen Höhen von ca. 700 km mit Flugdauern von 14 – 15 min. Die größeren Reichweiten führen meistens zu zweistufigen Ausführungen, was die technologische Komplexität und Kosten dieser FK-Kategorie im Gegensatz zu Kurzstreckenflugkörpern erhöht. Da sie in Kampfhandlungen kaum eingesetzt werden, dienen sie in erster Linie zu Test- und Demonstrationszwecken. Diese und höhere Reichweitenkategorien zeichnen sich auch durch einen abtrennbaren Gefechtskopf aus.

- Langstreckenflugkörper (*IRBM*). Die Reichweiten liegen im Bereich von 3000 bis 5500 km, was einen leistungsfähigeren Antrieb, als bei den Mittelstrecken-FK erfordert.
- Interkontinentalraketen (*ICBM*). Hier liegen die Reichweiten oberhalb von 5500 km, wobei FK dieser Kategorie sehr oft auch als Trägerraketen für zivile Nutzlasten eingesetzt werden. Die Entwicklung, Stationierung und Flugversuche dienen lediglich zur Abschreckung eines potenziellen Gegners.

Ballistische Flugkörper, welche aus U-Booten abgefeuert werden, können als eine eigene Kategorie aufgeführt werden. Hinsichtlich der Reichweiten, können sie den Kurz- und Mittelstreckenraketen gleichgesetzt werden.

Neben den Reichweiten, Flugzeiten und Fluggeschwindigkeiten, sind die Wiedereintrittsbedingungen von Gefechtsköpfen für Abwehrsysteme von besonderem Interesse. Die älteren, jedoch am häufigsten eingesetzten Kurzstreckenflugkörper wie R-17 (*SCUD*) verfügen weder über Post-Boost Systeme, welche zum Zwecke einer höheren Treffergenauigkeit den Geschwindigkeitsvektor korrigieren, noch über Separationsmechanismen für den Gefechtskopf (GK) [6]. Sie treten in die Atmosphäre sehr stabil ein, führen keine weiteren Korrekturmanöver durch und weisen gut präzifizierbare ballistische Trajektorien auf. Allerdings können unsachgemäß leistungsgesteigerte Flugkörper beim Wiedereintritt auseinanderbrechen. Eine dadurch resultierende Trümmerwolke stellt für die Bodensensoren der Abwehrsysteme eine Herausforderung dar. Neuere Generationen von Kurzstreckenflugkörpern verfügen über eine Mehrzahl von Sensoren und Aktuatoren, um ihre Flugbahn sowohl für eine Erhöhung der Treffergenauigkeit zu korrigieren, als auch um Ausweichmanöver durchführen zu können.

Ballistische Flugkörper mit höheren Reichweiten und einem abtrennbaren GK unterscheiden sich ebenfalls in ihrer Ausführung, insbesondere hinsichtlich ihrer Fähigkeiten, Manöver in der Wiedereintrittsphase durchzuführen. Im einfachsten Fall wird die Trajektorie eines GK beim Ausbrennen der letzten Antriebsstufe definiert und in den nachfolgenden Flugphasen nicht mehr aktiv geregelt. Beim Wiedereintritt in die Atmosphäre erfahren Gefechtsköpfe abhängig von den Eintrittsbedingungen (u.a. Geschwindigkeit und Anstellwinkel) starke aerodynamische Belastungen [7]. Für den betrachteten Fall eines Mittelstreckenflugkörpers treten die höchsten Belastungen in einem Bereich zwischen 40 und 20 km Höhe auf, wobei der Gefechtskopf ohne eigenes Lageregelungssystem während der Stabilisierung Spiralbewegungen durchführen kann [8]. Diese Erscheinung erschwert das Abfangmanöver signifikant und erfordert eine extrem hohe Agilität des Abwehrflugkörpers.

Das Vorhandensein von Post-Boost-Systemen und zusätzlichen Sensoren zur eigenen Positionsbestimmung verbessert die Treffergenauigkeit eines GK im Zielgebiet und wird ebenfalls in Systemen neuer Generationen eingesetzt [9]. Um aktiv einem Abwehrmanöver entgegen zu wirken, muss zusätzlich ein System zur Erkennung eines anfliegenden Abfangflugkörpers installiert sein. Da solche Systeme technologisch anspruchsvoll sind, kann die Wirksamkeit von ballistischen Gefechtsköpfen wesentlich einfacher – durch ihre Anzahl und den Einsatz zusätzlicher Täuschkörper erhöht werden [10]. Generell kann man jedoch für die Freiflugphase im Weltraum von rein ballistischen Bahnen ohne nennenswerte Bahnkorrekturen ausgehen. Eine wesentlich größere Herausforderung für die Abfangflugkörper in der Atmosphäre stellen aktiv manövrierende GK dar. Diese können bspw. durch bewegliche Trimmgewichte ihren Schwerpunkt aktiv verlagern, wodurch ihre Flugbahn geändert wird. Unter Vernachlässigung hoher CEP Genauigkeiten, was im Fall eines terrorisierenden Einsatzes einer Massenvernichtungswaffe in Kauf genommen werden kann, kann die Änderung der Schwerpunktlage nach einem Zufallsprinzip erfolgen. In solchen Situationen muss der Abwehrflugkörper allein durch seine Überlegenheit in der Manövrierfähigkeit den GK treffen, ohne sich auf die Prädiktion des PIPs (*Predicted Intercept Point*) über lange Distanz verlassen zu können.

Die Informationslage zu den sich im Einsatz befindenden Technologien und quantitativen Fähigkeiten der Systeme ist sehr spärlich, geschuldet der Geheimhaltung. Insgesamt erscheinen die Kategorien der Kurz- und Mittelstreckenflugkörper aufgrund ihrer häufigen Einsätze zusammen mit den

potenziellen Manövrierfähigkeiten neuerer Systeme für eine weitergehende Untersuchung am interessantesten.

Basierend auf den Vorarbeiten in [8], wird in dieser Studie ein allgemeiner Fall eines ballistischen Flugkörpers mittlerer Reichweite (MRBM) mit einem abtrennbaren, aktiv nicht manövrierenden Wiedereintrittskörper betrachtet. Mit einer In-House Simulationssoftware TASC (*Thread Analysis Simulation Core*) der Firma MBDA Deutschland GmbH, wurde das Wiedereintrittsverhalten eines generischen GK simuliert und ausgewertet. Durch Variationen seiner Massenträgheitseigenschaften und der Aerodynamik führt der GK lediglich erzwungene Manöver bei der Eigenstabilisierung durch.

Die Abbildung 2.1 und Abbildung 2.2 zeigen simulierte Flugleistungen eines generischen Mittelstreckenflugkörpers. Simulationen des Wiedereintrittsverhaltens bei Variation von aerodynamischen und massenspezifischen Eigenschaften des Vehikels, sowie der initialen Randbedingungen nach der Separation des GK, sind im Anhang 1 zusammengefasst.

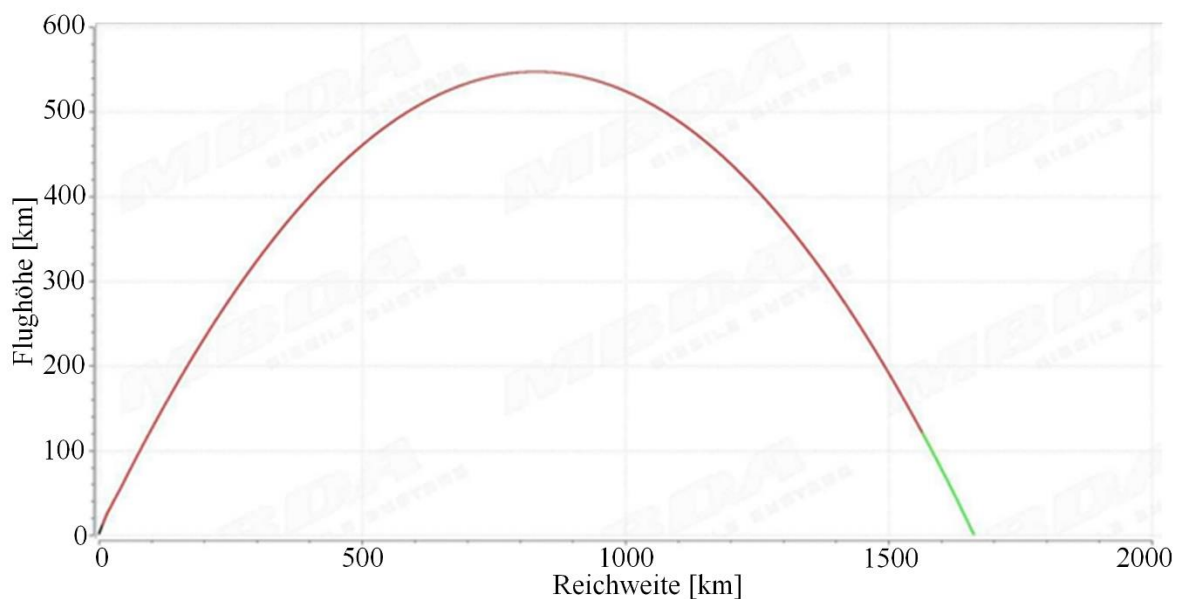


Abbildung 2.1: Simuliertes Flugprofil des generischen zweistufigen Mittelstreckenflugkörpers [8]

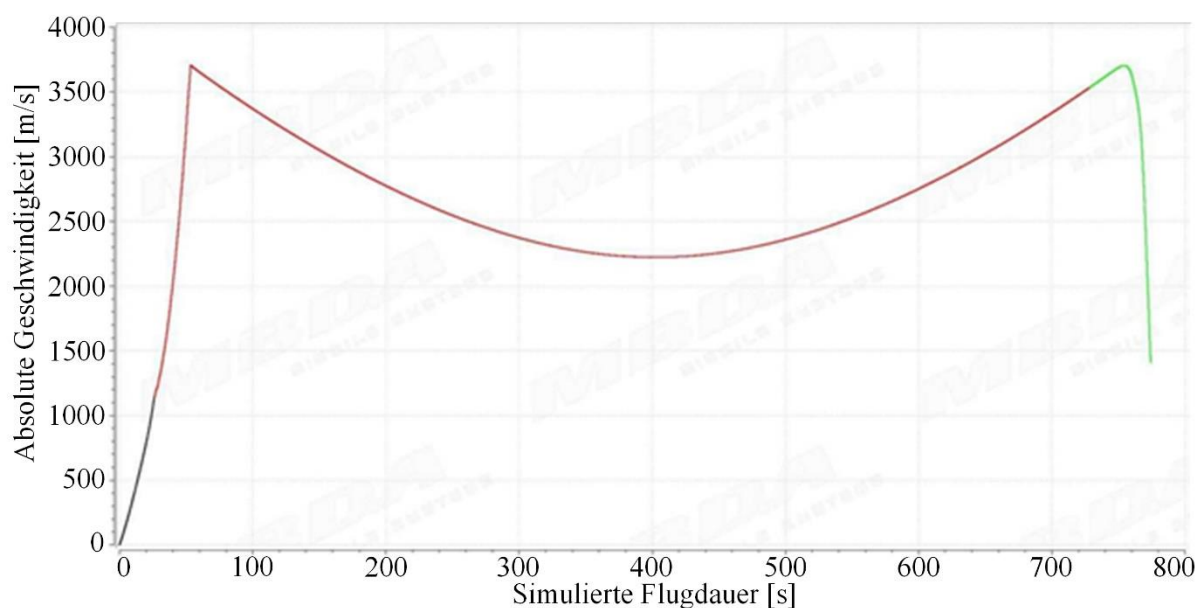


Abbildung 2.2: Geschwindigkeitsverlauf des generischen Mittelstreckenflugkörpers [8]

In der durchgeführten Studie sind insbesondere Untersuchungen der Flugbahnabweichungen des GK von einer idealen ballistischen Bahn interessant. Hier wurden die Koordinaten von zwei Punkten

auf der Trajektorie in 40 und 30 km Höhe zuerst über eine Gerade verbunden, Abbildung 2.3 und anschließend die Normalabstände zwischen den beiden berechnet – Abbildung 2.4. Hierbei wurde der Referenzfall (zusammengefasst im Anhang 1: Parameter und Ergebnisse aus Wiedereintrittssimulationen eines generischen GK) mit einer initialen Rollrate von 4 Hz und einem Anstellwinkel von 40° beaufschlagt. Neben einer deutlich ausgeprägten Verformung des Verlaufes von Gesamtabweichung mit einem Maximum bei der Hälfte der zurückgelegten Strecke, bedingt durch die ballistische Krümmung, sind Oszillationen infolge der Stabilisierung deutlich zu erkennen. Im weiteren Schritt wurden die Beträge des Normalabstandes, welche aus der ballistischen Krümmung entstehen, von der Gesamtabweichung abgezogen – Abbildung 2.5. Hieraus lassen sich die Frequenzen der aerodynamisch induzierten Spiral- bzw. Schwingungsbewegungen über dem betrachteten Höhenbereich ermitteln, siehe Abbildung 2.6. Hiermit können die Anforderungen an die Agilität eines entsprechenden Abfangflugkörpers abgeleitet werden. Im vorliegenden Höhenbereich zwischen 35 und 30 km, liegt die Amplitude der Schwingungen bei ca. 2 m mit einer Frequenz von ca. 1,5 Hz. Mit abfallender Höhe zeigen die Frequenzen eine steigende Tendenz, wobei sich die Schwingungsamplituden verringern. Die Simulationen zeigen, dass beim Ansteigen der Schwingungsfrequenz über 2,5 Hz, die Amplituden im Bereich des GK-Kalibers liegen [8]. In diesem Fall kann zwar von einer nahezu idealen ballistischen Trajektorie ausgegangen werden, das Treffen einer bestimmten Komponente des GK (*sog. sweet spot*) wird dem Abfangflugkörper jedoch wesentlich erschwert.

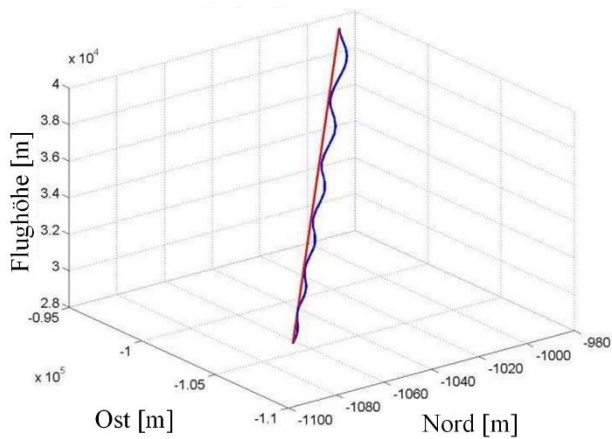


Abbildung 2.3: Wiedereintrittsbahn und ideale Gerade im NED-KS zwischen 40 und 30 km Höhe

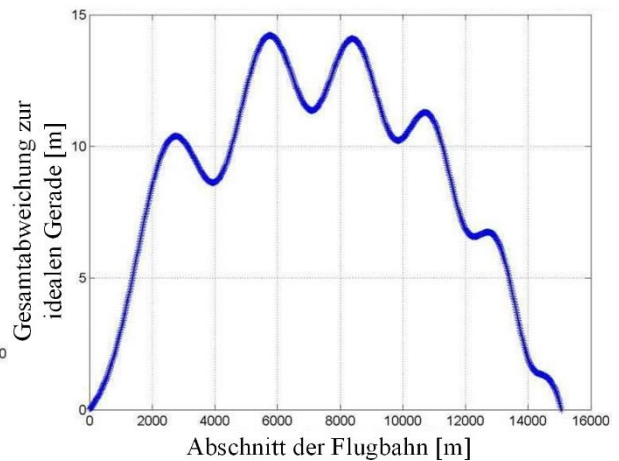


Abbildung 2.4: Gesamtabweichung von einer idealen geraden Flugbahn, Höhe 40 – 30 km

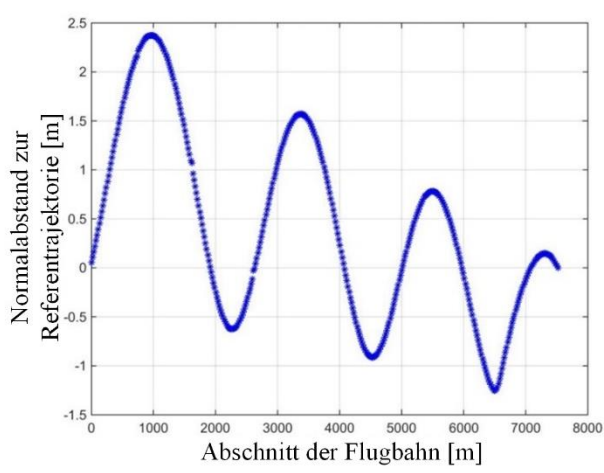


Abbildung 2.5: Induzierte Abweichungen von der idealen ballistischen Trajektorie, Höhe 35 – 30 km

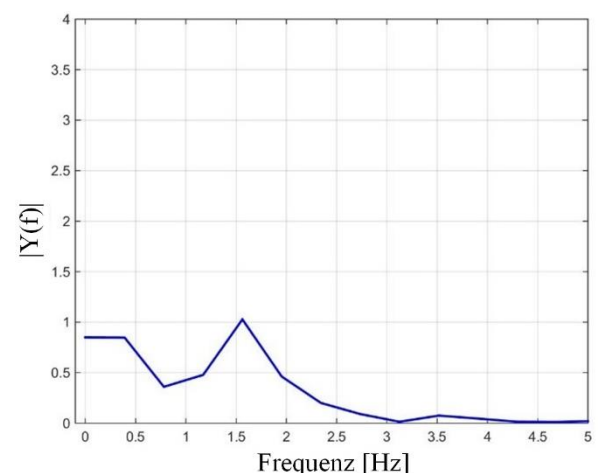


Abbildung 2.6: Frequenzanalyse aerodynamisch induzierten Schwingungen, Höhe 35 – 30 km

Variationen anderer GK-Parameter, wie der Schwerpunktposition in Kombination mit einer initialen Rollratenvorgabe, führen zu einem komplexeren Verhalten beim Wiedereintritt ohne dominierende Frequenzen. Als Konsequenz für das dynamische Verhalten des Abfangflugkörpers, muss dieser mindestens die gleiche Manövrierfähigkeit in der räumlichen und zeitlichen Dimension aufweisen, um den vorliegenden Gefechtskopf direkt treffen zu können.

2.2 Spezifikation des Verteidigungsszenarios

Die vollständig ausgebildete Verteidigungsarchitektur für die Abwehr von eintreffenden ballistischen FK hat einen auf die Abwehrhöhe bezogen, mehrschichtigen Charakter (*multilayered defense*) [11], [12]. Dies beruht auf unterschiedlichen technisch-optimalen Lösungen der Abfangmanöver und auf einer bewussten Redundanz von Abwehrmöglichkeiten, um die Erfolgswahrscheinlichkeit des Verteidigers zu erhöhen. Grundsätzlich lassen sich drei Kategorien der Raketen-Abwehrsysteme unterscheiden, Abbildung 2.7:

- Strategische Raketenabwehr. Dieses Element der Verteidigungsarchitektur ist auf die Abwehr von interkontinentalen ballistischen Raketen gerichtet. Der Bekämpfungsvorgang findet im Weltraum während der ballistischen Freiflugphase statt und kann bis zu mehreren Tausend km vom Zielgebiet entfernt erfolgen. Die Abwehrflugkörper sind hier typischerweise mehrstufig und verfügen über ein sog. *Kill Vehicle* – ein abtrennbares Modul, welches den Wiedereintrittskörper direkt trifft und dadurch zerstört. Derartige Abwehrsysteme sind nicht mobil, sodass die FK in Silos stationiert werden bspw. der *Ground-Based Interceptor* [13].
- Territoriale Raketenabwehr. Diese Systeme sind für die Abwehr von ballistischen Mittelstrecken-FK entwickelt und sind mobil verlegbar. Die zu schützenden Gebiete erstrecken sich hier bis auf einige hundert Kilometer. Typische Abwehrflugkörper werden entweder einstufig [14], seltener zweistufig, bzw. mit Doppelimpuls-Motoren [15] ausgeführt und haben ebenfalls ein abtrennbares KV. Die Abfanghöhe beginnt hier in oberen Atmosphärenschichten und reicht bis über 100 km Höhe.
- Taktische Raketenabwehr. Diese bezieht sich auf den Objektschutz, bspw. von Städten oder Truppenansammlungen und ist in erster Linie für die Verteidigung gegen ballistische Kurzstrecken-FK konzipiert. Die Abwehrhöhe erstreckt sich hierbei bis in die oberen Atmosphärenschichten hinein. Flugkörper der taktischen Raketenabwehr werden typischerweise als Integralflugkörper ohne abtrennbares KV ausgeführt, da die träge Masse der Struktur den Kräften aus dem Luftwiderstand entgegenwirkt und somit zur Reichweitensteigerung beiträgt. Ähnlich wie bei der territorialen, ist die taktische Raketenabwehr mobil und schnell verlegbar.

Abhängig von der Fluggeschwindigkeit des Zielobjektes (ZO), den Totzeiten des Abwehrsystems und den kinematischen Fähigkeiten des Abfangflugkörpers, stehen dem Abwehrsystem mehrere Optionen zur Verfügung, welche das Zeitfenster des Abfangmanövers und/oder den Abfangort definieren [16]. Dies ist insbesondere dann wichtig, wenn sich im potenziellen Abfangbereich Wohngebiete befinden, die durch unzerstörte Strukturteile des anfliegenden GK nicht beeinträchtigt werden dürfen.

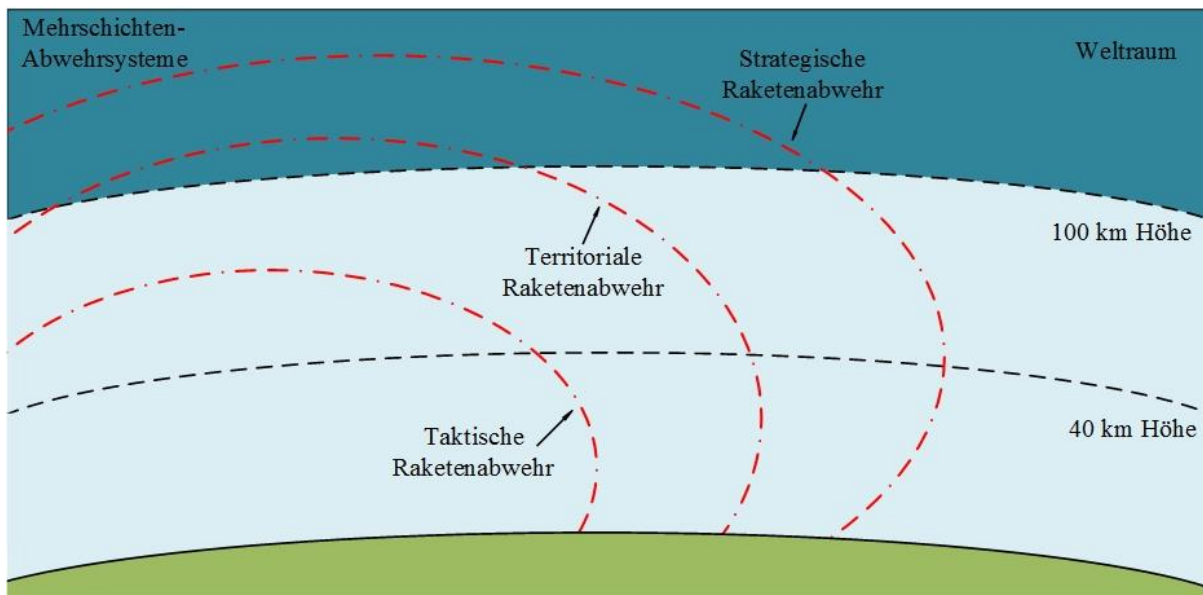


Abbildung 2.7: Typische Höhenbereiche von Mehrschichten-Abwehrsystemen

Neben der Variation des Abfangbereiches, stehen grundsätzlich mehrere Arten der Bekämpfung von ballistischen Zielen zur Verfügung:

- Zielbekämpfung durch eine Druck- und Schrapnellwirkung, welche von einer Explosion in der Nähe des ballistischen Flugkörpers verursacht wird. Diese Methode kommt historisch aus der klassischen Flugabwehr und ist vorwiegend bei älteren Systemen zu finden. Die Anfluggenauigkeit welche aus den Fehlern in der Zielerkennung, Zuweisung, PIP-Berechnung, sowie den zeitlichen Verzögerungen in der Datenverarbeitung entsteht, muss durch die räumliche Wirkung eines Gefechtskopfes kompensiert werden. Frühere Abwehrsysteme wurden dafür mit nuklearen Sprengköpfen ausgestattet, um im Einsatzfall auch mehrere ankommende ballistische Ziele ausschalten zu können [17], [12]. Im Fall einer Abwehrtwendigkeit führen jedoch die Rückstände einer atomaren Explosion zu signifikanten Störungen der Radare, wodurch die frühzeitige Erkennung eines nachfolgenden Ziels sehr erschwert wird. Dieser technische Aspekt leistete 1972 einen Beitrag zur Initiierung des sog. ABM Abkommens zwischen den USA und der UdSSR, welches die Entwicklung von Raketenabwehrsystemen einschränkte. Dadurch sollte ein größeres Maß an Abschreckung erzielt werden, da die Konsequenzen eines atomaren Krieges für alle Parteien gleich wären [18].
- Zielbekämpfung durch einen Direkttreffer. Hierbei wird das Ziel allein durch die Umsetzung der kinetischen Energie beim Aufprall beider Objekte neutralisiert. Beim Zerstören des Initialzünders wird bei nuklearen GK somit die Wahrscheinlichkeit einer nachfolgenden nuklearen Explosion deutlich herabgesetzt. Dadurch ist eine Abwehr von mehreren Angriffswellen theoretisch möglich. Diese Technologie wurde erst mit einer entsprechenden Güte der Sensoren sowie der Datenverarbeitung möglich und spielt heute die Vorreiterrolle in der Raketenabwehr. Zu Beginn der Entwicklungsarbeiten an der Direkttreffer-Technologie wurde eine geringe Sensorgüte, bzw. Trefferwahrscheinlichkeit durch eine Erhöhung effektiver Querschnittsfläche mittels ausklappbarer Strukturen kompensiert [12]. Neue Technologien setzen hingegen reaktive Querschub- und Lageregelungssysteme (DACs) ein, welche eine hohe Manövrierfähigkeit der Abfangflugkörper in oberen Atmosphärenschichten, bzw. im Weltraum ermöglichen. Sowohl Fortschritte in diesem Bereich, als auch Änderungen der Bedrohungslage führten zur einseitigen Kündigung des ABM-Vertrages durch die USA im Jahr 2002 [18], da die Abwehr von mehreren, zeitlich versetzt anfliegenden GK, möglich geworden ist.

Neben den oben genannten Methoden ist eine Zielbekämpfung durch die Ausbreitung von Störkörpern, bzw. Partikeln in der Wiedereintrittsbahn des ballistischen Flugkörpers ebenfalls denkbar. Als Wirkmechanismus wird dabei Erosion des thermalen Schutzschildes oder ggf. GK-Suchkopfes beim Durchfliegen der Partikelwolke eingesetzt.

Die Direkttrefferfähigkeit eines Abfangflugkörpers hat sich in den 80er-Jahren mit den teils erfolglosen HOE Versuchen durchgesetzt und wird seitdem bevorzugt [12]. Nichtsdestotrotz setzt der Einsatz von Wirkladungen (*Lethality Enhancer*) in Abfangflugkörpern, die Überlebenswahrscheinlichkeit eines Angreifers deutlich herab [19]. Insbesondere gilt dies bei Gefechtsköpfen mit biologischer oder chemischer Submunition. Die Wirkladung wird dabei kurz vor dem Kollidieren beider Objekte initiiert, um die effektive Querschnittsfläche des Abfangflugkörpers kurzzeitig zu vergrößern.

2.3 Komponenten und Missionsanforderungen an ein Raketenabwehrsystem

Die Entwicklung eines vollständig neuen Raketenabwehrsystems, beinhaltet neben dem Flugkörper eine Auslegung von Radaren, Startfahrzeugen, Überwachungs- und Kommandozentralen sowie Infrastruktureinrichtungen. Da eine Diskussion einzelner Komponenten nicht den Schwerpunkt dieser Arbeit darstellt, wird nur kurz auf die wichtigsten Anforderungen an diese eingegangen. Einer detaillierteren Betrachtung wird dabei der Flugkörper und speziell das Querschub- und Lageregelungssystem unterzogen.

2.3.1 Subkomponenten eines Raketenabwehrsystems

Abhängig von der Kategorie und Architektur eines Raketenabwehrsystems, kann dieses unterschiedliche Komponenten beinhalten. Zu den wichtigsten funktionalen Einheiten können folgende gezählt werden:

1. Frühwarnsystem, bestehend aus Satelliten im geostationären und ggf. weiteren Orbits, bspw. SBIRS [20]. Diese Systeme erfüllen den Zweck, ein Raketenstart zu detektieren, klassifizieren und im weiteren Flugverlauf – den FK zu verfolgen. Aus den gewonnenen Daten werden Einschlagspunkt und -zeit präzisiert und entsprechende militärisch-politische Stellen benachrichtigt. Diese Komponente ist besonders in der strategischen Raketenabwehr notwendig, da somit Raketenstarts unabhängig von der Startposition, überall auf der Welt mit einer annehmbaren Vorwarnzeit detektiert werden können.
2. Bodengebundenes Überwachungsradar zur Erfassung, Identifizierung und Verfolgung von Luftfahrzeugen, anfliegenden ballistischen Raketen, sowie Gefechtsköpfen. Dieser Sensor ist ein Bestandteil jedes Raketenabwehrsystems, ist jedoch in seiner Reichweite durch den natürlichen Horizont beschränkt.
3. Feuerleitradar – dieses ermöglicht eine sehr präzise Verfolgung des anfliegenden Ziels und gibt seine Koordinaten an den Feuerleitstand und später an den Lenkflugkörper weiter. Dies ist insbesondere bei der Einweisung des FK-internen Suchkopfes auf das Ziel mit ihren Koordinaten wichtig. Im Gegensatz zum Überwachungsradar, hat das Feuerleitradar eine wesentlich schmalere und konzentriertere Abstrahlungskeule, sowie eine kürzere Wellenlänge, um eine bessere Zielgenauigkeit zu gewährleisten.
4. Multifunktionsradar – dieses vereint in sich die Funktionen eines Überwachungs- und Feuerleitradars und wird bei modernen Abwehrsystemen eingesetzt [21].
5. Feuerleitstand – in diesem werden Informationen aus der Radaraufklärung ausgewertet, bearbeitet und Entscheidungen zur Abwehroperation getroffen.
6. Startgerät – dieses transportiert die eigentlichen Flugkörper in speziellen Aufbewahrungskanistern und dient als Startplattform.

Neben dem Flugkörper, als dem eigentlichen exekutiven Instrument des Abwehrsystems, müssen in den Auslegungsprozessen weitere Hilfskomponenten wie Stromversorgungseinheiten, interne Antennen- und Kommunikationssysteme, sowie Versorgungseinheiten berücksichtigt werden.

Im Fall eines operationellen Einsatzes mit akuter Bedrohung eines zu schützenden Territoriums, würden Frühwarnsysteme oder Überwachungsradare einen anfliegenden Gefechtskopf detektieren und sein Zielgebiet präzisieren. Anschließend wird die Bedrohungslage anhand mehrerer Faktoren beurteilt:

- Einschätzung der Art des Gefechtskopfes – konventionell, atomar, biologisch, chemisch;

- Art des Zielgebietes – Industriegebiet, Wohngebiet, unbewohntes Terrain (Wüste, Wald, Wasser), etc.

Ausgehend von der Bedrohungslage und daraus vorherberechneter Schäden, wird anhand bereits festgelegter Entscheidungsmuster eine Gegenmaßnahme eingeleitet. Falls der anfliegende Gefechtskopf bspw. konventionell ist, den Abwehrraum durchfliegt und die zu schützende Bereiche nicht treffen wird, wird er nicht abgefangen, da die Konsequenzen als geringfügig eingeschätzt werden. Im Fall einer Abwehrnotwendigkeit muss eine weitere Ermittlung und Beurteilung optimaler Abfangparameter (Höhe, Position) erfolgen, um die Schäden herabfallender Trümmer möglichst gering zu halten. Nachdem die Berechnungen zur Bedrohungslage durchgeführt wurden, wird der Flugbahnverlauf vorprogrammiert und der FK gestartet. Während des Fluges verfolgt das Feuerleitradar die Positionsänderungen des anfliegenden Gefechtskopfes und leitet diese Informationen an den Abwehrflugkörper weiter. Aufgrund der hohen Anfluggeschwindigkeiten und der beschränkten Reichweiten der FK-eigenen Sensoren, ist eine externe Einweisung bis zum Endanflug notwendig.

Einzelne Komponenten des Abwehrsystems und des Flugkörpers müssen hinsichtlich ihrer Leistungseigenschaften aufeinander abgestimmt sein. Als Beispiel kann hier die Interaktion zwischen den Subsystemen beim Einleiten des Endanfluges des FK auf den GK betrachtet werden. Das Feuerleitradar muss den FK in einen vorgegebenen Übergabekorridor bringen, in welchem der FK-eigene Suchkopf die Zielverfolgung übernimmt. Die Dimensionen des Übergabekorridors werden dabei durch die maximal möglichen FK-Bahnänderungen bei einer gegebenen FK-Suchkopfreichweite definiert.

Wie im vorhergehenden Kapitel angesprochen, wird die Entwicklung eines Raketenabwehrsystems von einer Vielzahl von Faktoren beeinflusst und das gewählte Design durch die Anforderungen bestimmt. In dieser Studie wird von einem generischen System ausgegangen, welches die Fähigkeiten eines taktischen Raketenabwehrsystems erfüllen soll. Ebenfalls wird angenommen, dass eine Infrastruktur aus Radaren zur Frühwarnerkennung, Multifunktionsradaren sowie Feuerleitradaren bereits zur Verfügung steht. Die zu schützenden Gebiete befinden sich auf dem Land und entsprechen in etwa der Größe einer Metropolenregion.

2.3.2 Missionsanforderungen an die Flugkörperzelle und das Antriebssystem

Im definierten Verteidigungsszenario wurde der Höhenbereich zwischen 20 und 40 km Höhe, aufgrund der sehr hohen auftretenden aerodynamischen Lasten und der somit sehr hohen potenziellen Manövrierfähigkeit des anfliegenden Gefechtskopfes, als besonders kritisch eingestuft. Aufgrund von operationellen Randbedingungen, bspw. dem Aussetzen von Submunitionen, wird eine Mindestabfanghöhe (*keep-out-altitude*) definiert. Spätestens beim Erreichen dieser Höhe muss der Abfangflugkörper einen Systemzustand erreicht haben, welcher das Einleiten eines Abfangmanövers ermöglicht (Hauptmotor ausgebrannt, ggf. Suchkopfabdeckung abgesprengt, DAC-System eingeschaltet). Als Schutzbereich wird eine kreisförmige Fläche mit einem Durchmesser von 80 bis 100 km für einen auf den PIP bereits ausgerichteten FK angestrebt. Das Abwehrsystem soll auf dem Land eingesetzt werden und mobil sein. Des Weiteren soll der Flugkörper die Dimensionen der bei der Bundeswehr vorhandenen PAC-2 Raketen nicht überschreiten, was Grenzen hinsichtlich seiner Dimensionen setzt [22]. Ein hohes Maß an der zu erreichenden Zuverlässigkeit und Bediensicherheit des Systems muss bereits im Entwurf angestrebt werden.

2.3.3 Ableitung der Leistungsanforderungen an das DAC-System

Die Leistungsanforderungen an das Querschub- und Lageregelungssystem resultieren in erster Linie aus den iterativen Simulationen des Flugkörperverhaltens im Endanflug auf ein zugewiesenes Ziel. Dabei werden wesentlichen Flugkörperparameter wie bspw. die absoluten Manövrierfähigkeiten und das

Zeitverhalten des FKs variiert und in einem vorgegebenen Szenario die resultierende Treffergenauigkeit untersucht.

Die Navigation eines Flugkörpers auf einen bestimmten Punkt erfolgt mit Hilfe vom Lenk- und Regelgesetzen. Das bekannteste und in seiner Grundform am häufigsten verwendete Gesetz für Abfangmanöver stellt die Proportional-Navigation (pN) dar. Die Ursprünge dieser liegen historisch in der Seefahrt, wo Matrosen bei der Annäherung zweier Schiffe aneinander eine Kollision durch die aktive Änderung der Sichtlinie zwischen beiden Wasserfahrzeugen verhindern mussten [23]. Genau die Umkehrung dieses Prinzips, nämlich das Annihilieren der Sichtliniendrehrate zwischen dem Flugkörper und Zielobjekt wird angestrebt, um beide auf einen Kollisionskurs zu bringen. Die Abbildung 2.8 zeigt die wichtigsten Parameter der Navigationsmethode.

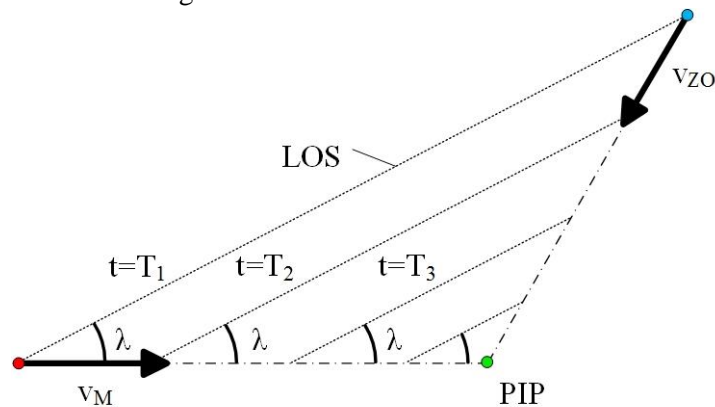


Abbildung 2.8: Veranschaulichung der Proportional-Navigation

Als LOS (*Line of Sight*) wird dabei die Sichtlinie zwischen dem Abfangflugkörper und dem Zielobjekt, mit seinem Geschwindigkeitsvektor v_{ZO} bezeichnet. Um einen Treffer zu erzielen, muss der Winkel λ zwischen dem Geschwindigkeitsvektor des Flugkörpers v_M und der Sichtlinie über die Endanflugphase konstant sein. Somit lautet die Bedingung für die Sichtliniendrehrate $\dot{\lambda} = 0$, bis beide Vehikel sich im vorausberechneten Punkt, dem PIP treffen. In Bezug auf die Regelung des Flugkörpers, bestimmt das pN-Gesetz die zu kommandierende Querbeschleunigung n_c in Abhängigkeit von der Annäherungsgeschwindigkeit beider Vehikel aneinander v_c , der Sichtliniendrehrate $\dot{\lambda}$ und der Navigationskonstante N , [24]:

$$n_c = \dot{\lambda} \cdot v_c \cdot N \quad (1)$$

Um grundsätzliche Aussagen über die Anforderungen an die Manövrierfähigkeiten des Abfangflugkörpers zu treffen, wurde ein vereinfachtes, linearisiertes Treffermodell aufgestellt. Das Hauptaugenmerk des Modells wurde auf die Abschätzung der notwendigen Querbeschleunigungen sowie Reaktionszeiten des FK gesetzt. Für die Betrachtung wird ein zweidimensionaler graphischer Zusammenhang zwischen dem Abfangflugkörper und Zielobjekt verwendet [24], Abbildung 2.9.

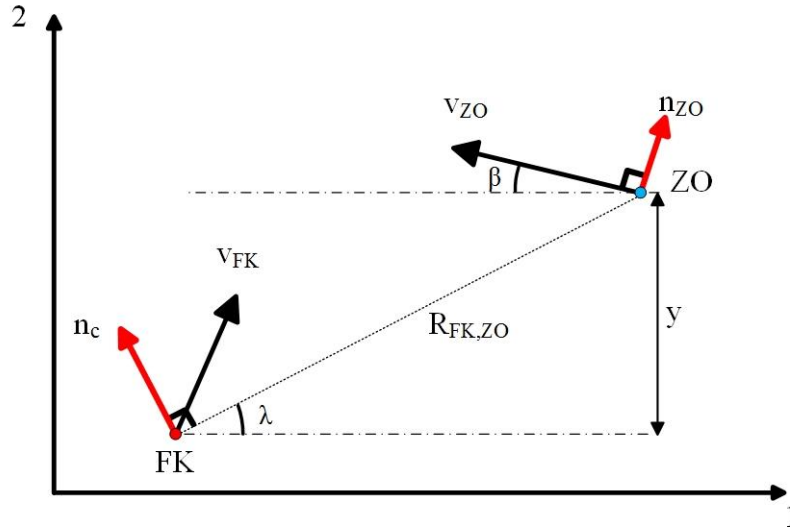


Abbildung 2.9: Vereinfachte Darstellung der Zusammenhänge im Abfangmanöver

Die relative Beschleunigungsdifferenz zwischen dem Abfangflugkörper und dem Zielobjekt kann wie folgt ausgedrückt werden:

$$\ddot{y} = n_{ZO} \cdot \cos \beta - n_{FK} \cdot \cos \lambda \quad (2)$$

Für sehr kleine Sichtlinienwinkel, im Fall einer Verfolgung oder eines Kopf-an-Kopf Zusammenstoßes, können die Kosinus-Anteile vernachlässigt werden, sodass die Gleichung (2) umgeschrieben werden kann:

$$\ddot{y} = n_{ZO} - n_{FK} \quad (3)$$

Mit der gleichen Überlegung kann auch der Sinus-Anteil des Sichtlinienwinkels als Verhältnis zwischen dem sich ändernden Abstand beider Vehikel voneinander $R_{FK,ZO}$ und dem normalen Abstand y vereinfacht werden:

$$\lambda = \frac{y}{R_{FK,ZO}} \quad (4)$$

Der Abstand $R_{FK,ZO}$ ist von der Relativgeschwindigkeit, bzw. Annäherungsgeschwindigkeit v_c des Abfangflugkörpers an das Ziel, und der Flugzeit bis zum Treffer t_F abhängig. Grundsätzlich wird dieser mit dem Zeitvektor definiert:

$$R_{FK,ZO} = v_c \cdot (t_F - t) \quad (5)$$

Mit den Gleichungen (1) bis (5) lässt sich bereits das einfachste Modell eines geschlossenen Regelkreises der Proportionalnavigation erstellen [24]. Durch erweiterte Annahmen zur Dynamik einzelner Subsysteme des Abfangflugkörpers wie verzögerter Reaktionsfähigkeit des Suchkopfes, Filteralgorithmen, Aktuatorzeitkonstanten sowie der Massenträgheit, kommen Verzögerungsglieder hinzu, wodurch die Treffergenauigkeit gesenkt wird. Hier spricht man von Flugregelungs- und Navigationssystemen höherer Ordnung [25]. Die größte Zeitkonstante wird durch die Massenträgheit des Flugkörpers definiert und in der Vorauslegung konservativ mit 300 ms angenommen, was mit Luft-Luft-Flugkörpern vergleichbar ist [26]. Bei einer geringeren Zeitkonstante erhöht sich die Manövrierbarkeit des Flugkörpers, sodass eine höhere Treffergenauigkeit erzielt werden kann.

Mit diesen Vorgaben kann die erforderliche Querschleunigung als Ergebnis einer geforderten Treffergenauigkeit (bei $t = t_F$) ermittelt werden. Im Anhang 2 ist der Simulink-Aufbau des erstellten geschlossenen Regelkreises der Proportional-Navigation abgebildet. Zur Ermittlung der Zielablage wurde die simulierte Bewegung des Zielobjektes aus dem Kapitel 2.1 nachgebildet. Zusätzlich wurden folgende Annahmen getroffen:

- Simulationsdauer des Endanfluges beträgt 4 s;
- Die Annäherungsgeschwindigkeit beider Vehikel liegt bei 2500 m/s, was der Summe der Geschwindigkeiten eines MRBM-Wiedereintrittskörpers und des Interceptors in niedrigen Atmosphärenhöhen entspricht;
- Das Zielobjekt vollführt eine Schwingung um die Null-Lage mit einer Frequenzänderung, beginnend mit 1,5 Hz, wobei sich diese gegen Ende des Laufes auf 2 Hz erhöht. Die Schwingungsamplitude klingt während der Simulation von 3 auf ca. 1,5 m ab, siehe Anhang 3.
- Die Navigationskonstante N wird im Referenzfall mit dem Wert 4 angenommen und in den einzelnen Simulationsläufen jeweils zwischen 3 und 5 variiert. Während eines Rechenlaufes wurde die Navigationskonstante konstant gehalten.
- Die Anfangsdistanz in der Simulation liegt somit bei 10 km.

Als senkrechter Initialversatz des Ziels zum Abfangflugkörper auf der Sichtlinie wird eine Strecke von 100 m angenommen. Bei diesen Voraussetzungen müssen aerodynamische Ruder die angenommene Genauigkeit beim Anflug sicherstellen. Die Zeitkonstanten von Verzögerungsgliedern erster Ordnung, welche die Dynamik der Subsysteme abbilden, sind im Anhang 3 dokumentiert.

Die Abbildung 2.10 zeigt den Verlauf der Zielablage über der Simulationsdauer bei einem manövrierenden Ziel und einer maximalen Querbeschleunigung des Abfangflugkörpers von 50 m/s^2 . Die Zielablage am Ende der Simulation liegt im Bereich von 0,24 m, was mit dem Radius des generischen Gefechtskopfes vergleichbar ist.

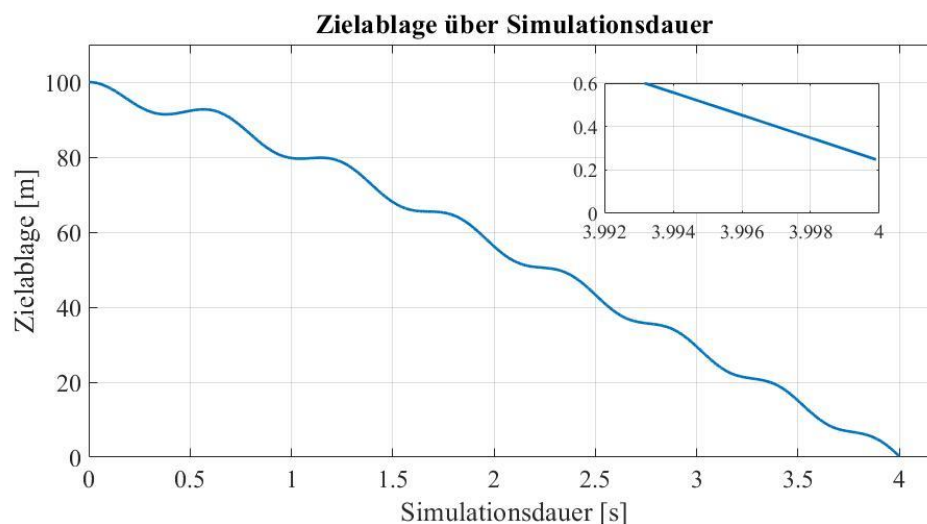


Abbildung 2.10: Verlauf der Zielablage über die Simulationsdauer

Die angeforderten Querbeschleunigungen liegen dabei am Anfang und am Ende der Läufe an der Sättigungsgrenze, was mit dem vereinfachten Modellbau zu erklären ist und nach einem detaillierteren Ausarbeiten vermieden wird. Bei der Untersuchung des vorhandenen Modells wurden insgesamt drei wichtigsten Parameter variiert:

- Navigationskonstante N: Diese wirkt wie eine Signalverstärkung auf die zu korrigierende Abweichung, sodass Querbeschleunigungen mehr oder minder aggressiv angefordert werden. Eine Verringerung des Wertes führt zu einer größeren Zielablage, für $N = 3$ liegt diese bei $0,34 \text{ m}$ und bei $N = 5$ verringert sich diese zu $y = 0,22 \text{ m}$. Eine Erhöhung der Navigationskonstante führt zu einem höheren Treibstoffverbrauch und ist ein Gegenstand der Optimierung während der einzelnen Flugphasen.
- Maximale Querbeschleunigung: Diese wird von mehreren Faktoren wie bspw. dem Flugzustand, der FK-Aerodynamik sowie den reaktiven Querschubtriebwerken beeinflusst. Eine Verringerung der maximalen Werte führt zu Einschränkungen in der Manövrierfähigkeit, sodass die Zielablage erhöht wird. Eine maximale Querbeschleunigung von 40 m/s^2 liefert eine Zielablage von $0,42 \text{ m}$. Eine Erhöhung dieser auf 60 m/s^2 führt zu einer Ablage von $0,13 \text{ m}$.

- Zeitkonstanten einzelner Subsysteme: Diese stehen für die Reaktionsfähigkeit des FK auf eine sich ändernde Zielposition. Die größten Anteile stellen in erster Linie mechanische Trägheitsmassen der Aktuatoren und der Flugkörperzelle mit ca. 320 ms selbst dar. Eine Verringerung der Systemzeitkonstanten um 20% ermöglicht eine schnellere Reaktion auf die sich ändernde Beschleunigungsrichtung des ZO und führt zu einer Zielablage von 0,21 m. Dementsprechend erhöht sich die Zielablage bei Reduktion der Systemdynamik um 20% auf 0,28 m.

Aus der Parametervariation können mehrere Schlussfolgerungen gezogen und Anforderungen an das DAC-System gestellt werden. Die Querschubfähigkeit des Flugkörpers hat den größten Einfluss auf die Treffergenauigkeit und sollte im Bereich von 50 m/s^2 , bzw. 5 g oder höher liegen. Einhergehend sollten die gewählten Zeitkonstanten des Gesamtsystems niedrig sein, was insbesondere eine möglichst geringe Masse des Flugkörpers und kurze Schaltzeiten einzelner Subsysteme erfordert. Dementsprechend wird auch eine geringe Masse des DAC-Systems angestrebt. Die Optimierung der Navigationsalgorithmen hat ebenfalls einen sehr starken Einfluss auf die Dynamik des Flugkörpers im Endanflug und bedarf einer separaten, intensiven Untersuchung, was den Rahmen der vorliegenden Studie sprengen würde.

Neben den Leistungsanforderungen muss das DAC-System weitere funktionale Anforderungen erfüllen [27]:

- Der Betriebsbereich des Aktuators muss den auftretenden Lastbereich mit einem vordefinierten Abstand zu seinen Leistungsgrenzen vollständig abdecken;
- Der Aktuator soll eine hohe Steifigkeit bei kleinen Störfrequenzen im Lastbereich, und zumindest gute Dämpfungseigenschaften bei hohen Störfrequenzen aufweisen, um mögliche Resonanzkopplungen zu vermeiden;
- Die Zuverlässigkeit muss auch nach langer Lagerung gewährleistet werden;
- Dimensionale Parameter wie Masse und Volumen sollen gering sein;
- Die Treibstoffe des DAC-Systems müssen eine hohe Sicherheit im Umgang und Lagerung aufweisen.

3 Grundlagen der Flugkörperauslegung

Neben der Beschreibung der grundlegenden Methoden zur Auslegung von Flugkörpern soll dieses Kapitel Designentscheidungen im Entwurfsprozess aufzeigen und weitere Anforderungen an den Entwurf eines generischen Referenzflugkörpers liefern. Der Referenzflugkörper bildet die Basis für weitere Flugsimulationen.

Die Historie der Flugkörperentwicklung reicht in die Zeiten des Ersten Weltkrieges zurück, in welchen bereits mit einfachsten Systemen versucht wurde, die Präzision einer (Lenk-)Waffe durch den aktiven Eingriff in ihre Flugbahn zu steigern [28]. Die anfänglichen Schwierigkeiten in der Navigation und Regelung von Fluggeräten wurden mit den Fortschritten in der Entwicklung elektronischer Komponenten stetig beseitigt. Gleichzeitig erhöhten sich aber auch die Anforderungen an Abwehrflugkörper, da Militärflugzeuge ihre Manöver- und Geschwindigkeitsfähigkeiten voranbrachten. Mit dem Aufkommen einer Bedrohung durch ballistische Raketen, entstand eine gänzlich neue Klasse technischer Herausforderungen an die Abwehrsysteme potenziell bedrohter Parteien.

Das Design eines Flugabwehrsystems hängt in erster Linie von den gestellten Anforderungen ab, welche sich wiederum aus der Absicht ergeben, bestimmte Abwehrszenarien ausführen zu können. Grundsätzlich ist der Entwicklungsprozess im ersten Ansatz durch Variationen einzelner Systembestandteile und Funktionszuweisungen gekennzeichnet, was im Durchlaufen mehrerer Iterationsschleifen mündet. Die Bewertung der Variationen erfolgt mittels einfacher Simulationen auf Basis von Verhaltensmodellen. Anschließend erfolgt eine Konkretisierung der Spezifikationen einzelner Subsysteme sowie der Schnittstellen zwischen diesen [26].

Nach der Aufstellung der Missions- und Leistungsanforderungen an den Flugkörper wird die gleiche Vorgehensweise, wie beim Ausarbeiten des Referenzentwurfes angewandt. Hierbei werden die aerodynamischen Charakteristiken zusammen mit der Leistungsbilanz des Triebwerks hinsichtlich gewünschter Zielparameter (Dimensionen, Flugweiten, Fluggeschwindigkeiten, Agilität) optimiert. Initiale Subsystemanforderungen, bspw. an den Suchkopf, das Stellsystem, usw. müssen in dieser Phase ebenfalls berücksichtigt werden, da sie einen signifikanten Einfluss bspw. auf den Durchmesser des FK haben.

Bei der Detaillierung des Entwurfs müssen in den nachfolgenden Iterationsschritten die Dimensionen und Anordnungen der Komponenten zusammen mit den entsprechenden Fachabteilungen abgeklärt werden. Als Ergebnis dieser Abstimmungen ergibt sich ein Flugkörperentwurf der in seinen äußeren Dimensionen fix bleibt. Anschließend werden CFD-Rechnungen zur Simulation der FK-Aerodynamik durchgeführt, um die Flugleistungsrechnungen zu präzisieren.

3.1 Auslegung der Flugkörperzelle

Zu den wichtigsten Aspekten in der Auslegung einer Flugkörperzelle gehört die Definition der notwendigen Subsysteme eines Flugkörpers und Festlegung der Flugkörperarchitektur. Die primären Subsysteme ergeben sich in erster Linie aus den funktionalen Missionsanforderungen und müssen im Weiteren durch die Spezifikation des jeweiligen FK-Konzeptes ergänzt werden. Die FK-Architektur hängt ihrerseits vom Abwehrszenario (Startgerät, erforderliche Abfanghöhen, Geschwindigkeiten), sowie den zur Verfügung stehenden Technologien ab.

3.1.1 Subsysteme und Anforderungen

Die Flugkörperzelle beinhaltet alle Subsysteme eines Flugkörpers und definiert sein äußeres Erscheinungsbild, sowie das aerodynamische Verhalten. Zu den wichtigsten Subsystemen eines typischen Raketenabwehr-FK gehören:

- Suchkopf: Seine Funktionen beinhalten die Suche, Erkennung und Verfolgung eines Zielobjekts, sowie die Weitergabe der Information an das GNC-Modul (*Guidance, Navigation*

and Control). Generell können hier mehrere Technologien eingesetzt werden: Infrarotsensoren, Mikrowellen-Radare und LaDAR-Systeme (*Laser detection and ranging*). Infrarotsensoren verfügen über eine Optik, welche ein bestimmtes Sichtfeld auf einen elektronischen Bildsensor projiziert. Radarsuchköpfe hingegen, empfangen eine Signatur des ZO im hochfrequenten Mikrowellen-Bereich. Das Zielobjekt wird dabei entweder von dem Flugkörper selbst aktiv beleuchtet oder reflektiert die einfallende Strahlung von einem bodengebundenen Beleuchtungsradar. Flugkörper, welche in höheren Atmosphärenschichten operieren, setzen vorwiegend reine Infrarotsuchköpfe oder Kombinationen aus IR und Radarsuchköpfen ein [29], [30], [31]. Dualbetrieb-Suchköpfe aus IR- und LaDAR – Subsystemen werden zwar diskutiert, ein operationeller Einsatz ist jedoch noch nicht bekannt [32]. Für IR-Module in dieser Leistungsklasse ist ein zusätzliches Kühlungssystem notwendig.

- Radom: Der Suchkopf wird typischerweise von einem sog. Radom geschützt oder direkt in dieses integriert. Zu den Hauptfunktionen des Radoms gehört die Durchlässigkeit im geforderten Wellenbereich, der Schutz des Suchkopfes vor Umwelt- und Thermalbelastungen, sowie eine Reduktion des aerodynamischen Widerstandes.
- Inertiales Navigationssystem (INS): Dieses System misst die auftretenden Beschleunigungen des Flugkörpers und ermittelt seine Position gegenüber einem Referenz-Koordinatensystem.
- Lenk-, Navigation-, und Regelungssystem (*Guidance, Navigation and Control, GNC*): Zu den Aufgaben des Systems gehört die Informationsverarbeitung der Positionsänderung des Abfangflugkörpers und des Ziels, die Berechnung der Anflugbahn sowie die Regelung des Flugkörpers.
- Kommunikationsantennen und Datenlinks: Für die Einweisung des Flugkörpers auf eine bestimmte Trajektorie durch das Feuerleitradar, sowie für die Kommunikation mit der Bodenstation, werden Datenlinks eingesetzt.
- Energiequelle. Diese wird typischerweise in Form von Thermalbatterien ausgeführt und versorgt alle elektronischen Komponenten (Suchkopf, INS, GNC, Aktuatoren, etc.) mit elektrischer Energie.
- Wirkladung: Wie im Kapitel 2.2 bereits angesprochen, kann neben einer Direkttrefferfähigkeit ein LE eingesetzt werden, um die Überlebenswahrscheinlichkeit des anfliegenden Gefechtskopfes, insbesondere mit Submunitionen, weiter zu verringern.
- Querschub- und Lageregelungssystem (*Divert- and Attitude Control System, DACS*): Dieses System liefert je nach Bedarf einen Querschub für den FK und verändert seine Lage gegenüber dem kinematischen Koordinatensystem. Dieses System ist vor allem in oberen Atmosphärenschichten notwendig, da zusammen mit der Luftdichte die Effektivität aerodynamischer Flächen abnimmt. Der Entwurf von DAC-Systemen steht im Fokus dieser Arbeit und wird im Kapitel 4 näher beschrieben.
- Antriebssystem: Dieses stellt den größten Massenanteil eines FK dar. Es beschleunigt das Gesamtsystem auf eine Design-Geschwindigkeit und ist entscheidend für die Reichweite des Abfangflugkörpers. Militärische Raketenabwehrsysteme verwenden heutzutage ausschließlich Feststoffmotoren, da sie durch ihre hohe Zuverlässigkeit, Wartungsfreiheit, Leistungsdichte sowie permanente Einsatzbereitschaft die gestellten Anforderungen am besten erfüllen. Zur Erhöhung der Manövrierfähigkeit bei einem aktiven Antriebssystem werden teilweise Schubvektorsysteme eingesetzt.
- Stellsystem zur Ansteuerung aerodynamischer Ruder: Direkt nach dem Abgang des FK muss dieser auf die gewünschte Flugbahn gebracht werden. In dichten Atmosphärenschichten zeigen aerodynamische Ruder eine hohe Effektivität, sodass sie hier gegenüber den DAC-Systemen für die Lageregelung bevorzugt werden. Stellsysteme können dabei entweder elektromechanisch, pneumatisch oder hydraulisch angetrieben werden. Insgesamt werden drei Positionen für das Anbringen aerodynamischer Ruder in Betracht gezogen: Im vorderen Bereich des FK – hier spricht man von Canards; in der Mitte, nahe des Schwerpunktes – konventionelle Flügel; sowie hinten – die Fins oder Klappen. Ein agiles Verhalten wird vorzugsweise durch die Positionierung der aerodynamischen Ruder im vorderen und hinteren FK-Bereich erreicht. In größeren Einsatzhöhen, d. h. bei geringen atmosphärischen Drücken ist die aerodynamische Effektivität nicht mehr gegeben, sodass Canards durch DAC-Systeme ersetzt werden.

- Passive aerodynamische Flächen: Um die Reichweiten eines FK in der Atmosphäre zu steigern oder seine aerodynamischen Eigenschaften zu verändern, werden oft zusätzliche aerodynamische Flächen angebracht. Teilweise können diese auch als Kabeldurchführungen für die Energieversorgung und Kommunikation zwischen dem Bordcomputer und Stellsystem fungieren.

In der Phase des Vorentwurfes werden geeignete Annahmen zu den Massen und Volumen einzelner Subsysteme getroffen, um einen Referenzentwurf zu erstellen und mit diesem die ersten Flugleistungsrechnungen durchzuführen. Die aerodynamische Gestaltung der Flugzelle muss dabei in einer engen Abstimmung mit internen Komponenten des FK erfolgen. Insgesamt werden mehrere Anforderungen an den aerodynamischen Entwurf gesetzt [33]:

- Hohe bzw. ausgewogene Auftriebs- und Kontrolleigenschaften des Flugkörpers über einen weiten Geschwindigkeits-, Höhen- und Anstellwinkelbereich;
- Minimierung des Luftwiderstandes unter Berücksichtigung von Anforderungen an die Aufschaltreichweite und daraus resultierenden Suchkopfdimensionen (bspw. Mindestdurchmesser des Objektivs, bzw. Radars für eine vorgegebene Auflösung);
- Kleine Flugkörperzeitkonstante¹ in einem vorgegebenen Stabilitätsbereich, insbesondere im Endanflug, um eine hohe Manövrierfähigkeit des FK zu gewährleisten;
- Hohe Steifigkeit der Flugzelle zur Verringerung der Schwingungsamplitude des FK.

Ebenfalls ist eine geringe Masse des FK im Rahmen der zu erfüllenden Anforderungen vorteilhaft, da sie die Anzahl der FK auf einem gegebenen Transportmittel definiert und somit einen Einfluss auf die Missionsgestaltung, sowie Logistik hat. Zusätzlich zu den direkten Anforderungen müssen dimensionale Randbedingungen des Startgerätes bspw. maximale Höhe, Breite und Tiefe berücksichtigt werden. Die Gestaltung der aerodynamischen Ruder stellt in dem Vorentwurf den größten Freiheitsgrad dar.

3.1.2 Querschub- und Lageregelungssysteme in der Flugkörperarchitektur

Ein Querschub- und Lageregelungssystem wird abhängig von den jeweiligen Anforderungen an die Agilität des Flugkörpers bzw. das Missionsprofil ausgeführt. In der Abbildung 3.1 werden verschiedene Architekturen von Querschub- und Lageregelungssystemen am Beispiel von nicht angetriebenen kinetischen Projektilen dargestellt.

Von einem reinen Lageregelungssystem (*Attitude Control System – ACS*) spricht man dann, wenn die integrierten Triebwerke des Systems in erster Linie zur Erzeugung von Drehmomenten um den Schwerpunkt des Fluggerätes eingesetzt werden – erstes Konzept von links in der Abbildung 3.1. Dabei werden typischerweise sechs kleine Triebwerke verwendet, welche die Drehungen um die Roll-, Nick- und Gierachse ermöglichen und somit die Fluglage ändern. Querschubkräfte, welche beim Nicken und Gieren entstehen, sind im Gegensatz zu erzeugten Drehmomenten vergleichsweise gering. Reine Lageregelungssysteme werden bspw. auf Satelliten verwendet, um ihre Ausrichtung zu ändern oder auch bei Flugkörpern, welche direkt nach dem Abgang von der Startplattform noch bei niedrigen Geschwindigkeiten auf das Ziel ausgerichtet werden.

¹ Als Flugkörperzeitkonstante wird die Dauer zwischen einer Kommandovorgabe an den FK, eine bestimmte Beschleunigung zu erreichen und dem eigentlichen Erreichen von 63% dieser, bezeichnet [26].

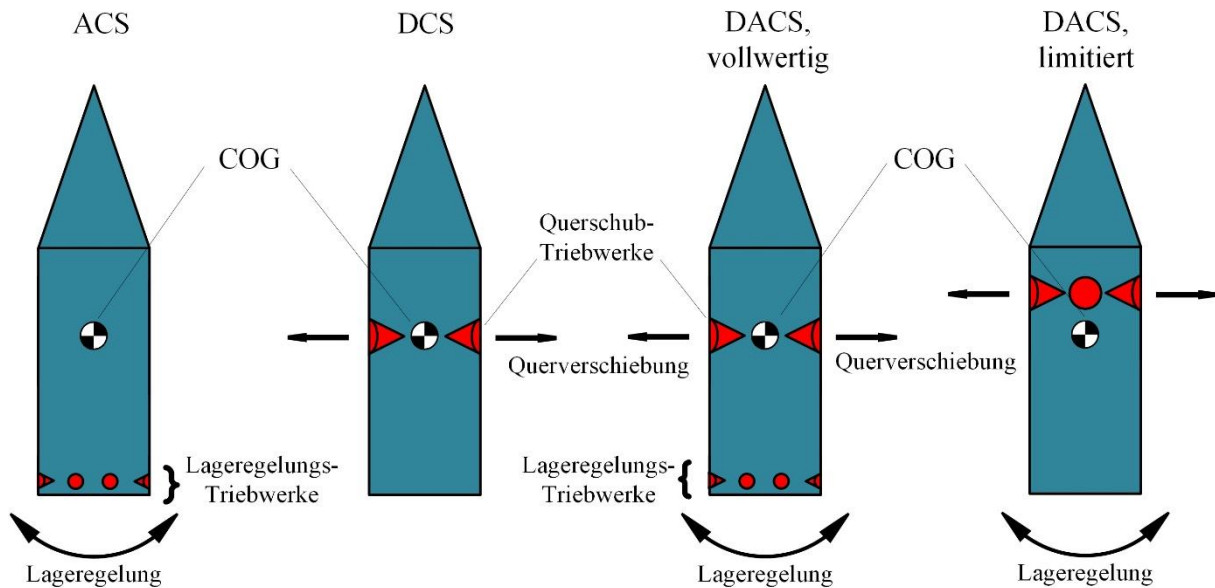


Abbildung 3.1: Mögliche Ausführungen der Querschub- und Lageregelungssysteme

In reinen Querschubsystemen (*Divert Control System* – *DCS*) verläuft die Schubkraft der Triebwerke direkt durch den Schwerpunkt des Flugkörpers – zweites Konzept von links in der Abbildung 3.1. Hier wird lediglich eine Parallelverschiebung des Flugkörpers quer zu seiner initialen kinematischen Bewegungsrichtung eingeleitet. Die Triebwerke müssen dabei die gesamte Trägheitsmasse des Fluggerätes mit der geforderten Dynamik bewegen und werden somit entsprechend leistungsstark ausgeführt. Insbesondere sind sie im endo- und exo-atmosphärischen Bereich notwendig, da hier bei geringen Luftdichten keine signifikanten aerodynamischen Kräfte von der Flugkörperzelle erzeugt werden können.

Sofern ein Fluggerät bei sehr niedrigen dynamischen Drücken operiert, wird der Einsatz von vollwertigen Querschub- und Lageregelungssystemen notwendig, um sowohl das Vehikel mit seinem Suchkopf auf ein Ziel auszurichten, als auch den Flugbahnversatz mit Querschubtriebwerken auszugleichen – drittes Konzept von links in der Abbildung 3.1. Abhängig von der Ausrichtgenauigkeit des Suchkopfes, werden Lageregelungstriebwerke in ihrer Leistungsfähigkeit schwächer, dafür dynamischer, als Querschubtriebwerke ausgeführt.

Eine weitere Möglichkeit zur Bahnänderung stellen Lösungen mit einer kombinierten Funktionalität der *DCS*-Triebwerke dar. Durch eine Positionierung von Querschubtriebwerken im vorderen Bereich des Fluggerätes, außerhalb der Schwerpunktebene, können diese sowohl eine Querverschiebung senkrecht zur initialen Flugbahn, als auch eine Anstellwinkeländerung des Vehikels bewirken. Diese Funktionalität ist insbesondere für Flugkörper im Höhenbereich zwischen 20 und 60 km interessant, da ihre Manövrierfähigkeit durch angreifende aerodynamischer Kräfte unterstützt wird – rechtes Konzept in der Abbildung 3.1. Die Schubkraft der Triebwerke verläuft durch die Längsachse des Fluggerätes, sodass keine Momente in der Rollachse aufgebracht werden können und die Funktionalität des Konzeptes als Lageregelungssystem limitiert wird.

Grundsätzlich gibt es diverse Design- und Integrationsmöglichkeiten von Querschub- und Lageregelungssystemen in die *FK*-Architektur eines taktischen Raketenabwehrsystems. *FK* geringer Reichweiten agieren in dichten Atmosphärenschichten und verändern ihre Flugbahn durch Steuerruder im vorderen und/oder hinteren Bereich der Flugzelle [34] [35], linkes Konzept in der Abbildung 3.2.

Mit steigenden geforderten Reichweiten, Höhen und einem sinkenden Atmosphärendruck, verringert sich die Effektivität der aerodynamischen Steuerung, sodass Canards durch reaktive *DACS*-Systeme ergänzt oder gänzlich ersetzt werden, wie bspw. im *PAC-3* – Flugkörper [36], [37], mittleres Konzept in der Abbildung 3.2. Reine Querversätze ohne Lageänderung können dabei durch die gleichzeitige Ansteuerung von Fins zum Ausgleich induzierter Drehmomente erreicht werden. In höheren Atmosphärenschichten, in welchen keine effektive aerodynamische Steuerung möglich ist, wird zeitgleich mit dem Querschubsystem, der zweite Schubimpuls des Haupttriebwerkes aktiviert. Dadurch

wird der FK in seiner Längsrichtung durch die Strahldämpfung stabilisiert und induzierte Drehmomente verringert. Diese technische Lösung wird aufgrund der zur Verfügung stehenden Freiheitsgrade vor allem in der taktischen Raketenabwehr und der vorliegenden Studie bevorzugt.

Eine Kombination aus Querschub- und Lageregelungstriebwerken findet den Einsatz in Kill-Vehikeln, welche im exo-atmosphärischen Höhenbereichen operieren, rechtens Konzept in der Abbildung 3.2. Für FK der territorialen Raketenabwehr ist eine Separation des KV energetisch sinnvoll, da unter Vakuumbedingungen keine aerodynamischen Kräfte zum Manövrieren zur Verfügung stehen und im Endanflug eine geringere Trägheitsmasse bewegt werden muss. Ein KV verfügt somit über ein vollwertiges Querschub- und Lageregelungssystem, typischerweise mit vier, auf den Schwerpunkt wirkenden Motoren, sowie sechs oder ggf. acht weiteren Lageregelungsmotoren im Heck [38], [39].

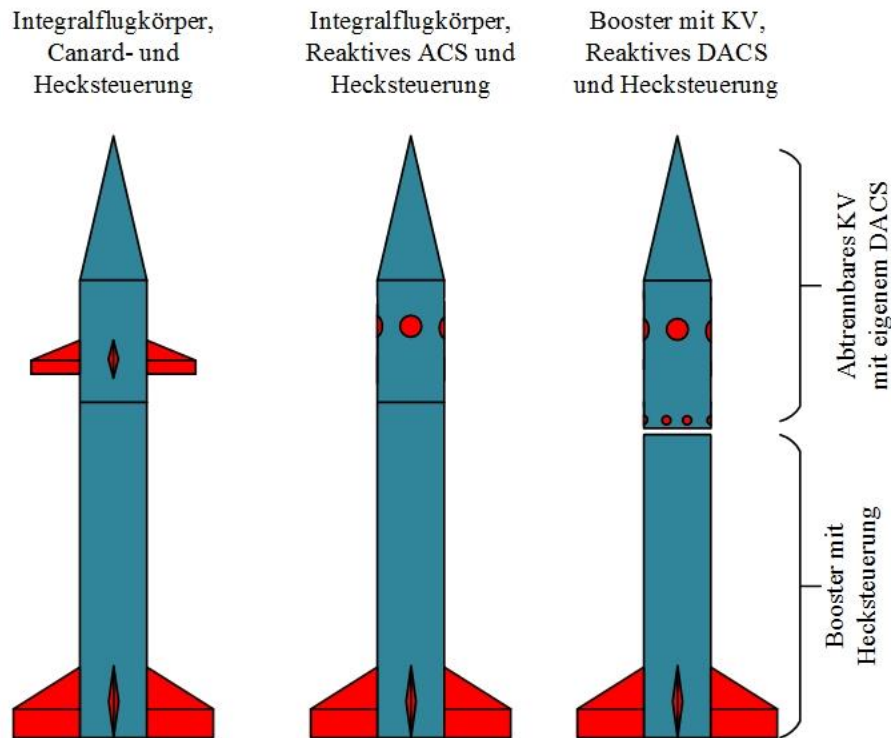


Abbildung 3.2: Typische FK Konzepte für taktische Raketenabwehr

Einen weiteren Einfluss auf die Flugkörperarchitektur hat die Betriebsweise des DAC-Systems. Hier kann zwischen einer kontinuierlichen und diskreten Schuberzeugung unterschieden werden. Im ersten Fall erfolgt die Schubvorgabe proportional in einem bestimmten Wertebereich. Bei der diskreten Arbeitsweise wird ein Querschubimpuls mit konstanter Schubleistung erzeugt. Ein einfaches Konzept diskreter Lageregelung stellt die Verwendung von Feststofftreibsätzen, welche radial in den FK-Rumpf integriert und nach Bedarf gezündet werden, bspw. PAC-3 [36]. Um mehrere Korrekturmanöver durchführen zu können, wird eine Vielzahl von Lageregelungsmotoren (*Attitude Control Motors*) eingesetzt, wobei der gesamte FK dabei rotieren muss, um seine Manövrierfähigkeit durch ausgebrannte Treibsätze nicht einzuschränken.

Ausgehend von den in Kapitel 2.3 definierten Missionsanforderungen, kann bereits im Vorfeld der Entwurf eines einstufigen, achsensymmetrischen Integralflugkörpers mit einem reaktiven, limitierten DACS für primäre Betrachtungen in Erwägung gezogen werden. Da eine Untersuchung von DAC-Systemen im Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit liegt, werden außer Fins keine zusätzlichen aerodynamischen Flächen betrachtet, welche ein Potential zur Anpassung oder Verbesserung der Flugleistungen des FK liefern könnten.

Hinsichtlich des geforderten operationellen Höhenbereiches kann angenommen werden, dass der Korridor zur Übergabe von der Radar-unterstützten zur autonomen Zielverfolgung, vom Abfangflugkörper noch mittels aerodynamischer Ruder angefliegen werden kann. Ein präzises und schnelles Ausgleichen der Zielablage in den letzten Sekunden des Endanfluges (*end game*) soll jedoch

von einem reaktiven System übernommen werden. Die Dauer des Endanfluges variiert dabei in Abhängigkeit von der Annäherungsgeschwindigkeit des Angreifers an den Verteidiger und liegt im Bereich von wenigen Sekunden. Sie beginnt mit der Erfassung des Ziels durch den FK-Sensor und endet mit dem Zusammentreffen beider Objekte.

Basierend auf Erfahrungswerten, wird in der ersten Iteration eine Tabelle mit der Auflistung aller benötigten Komponenten und ihren Dimensionen erstellt. Die Dichten einzelner Subsysteme werden geschätzt oder anhand bereits existierender Prototypen gemittelt. Anschließend wird ein grobes CAD-Massenmodell ausgearbeitet, welches die genauen Schwerpunktkoordinaten und Massenträgheitsmomente des Entwurfes ermittelt. Aus den gewonnenen Daten wird eine Geometrie des Flugkörpers definiert und mit Hilfe von analytischen Aerodynamik-Tools für vorgegebene Flugzustände berechnet. Im Rahmen der Arbeit an FK-Vorentwürfen wird mit einer angepassten Matlab-Routine [40] das Tool Missile Datcom [41] aufgerufen und die aerodynamischen Beiwerte ausgelesen. Anschließend werden diese Stützwerte in Tabellenform (*Lookup-Table*) gespeichert und in die Flugkörpersimulation eingebunden. Abhängig von dem jeweiligen Flugzustand (Fluggeschwindigkeit, Höhe, Anstellwinkel, Schiebewinkel, Ruderausschlag) werden die aerodynamischen Beiwerte in der Simulation aus den Stützwerten der Tabellen linear interpoliert.

3.2 Antriebsauslegung

Wie bereits im Kapitel 3.1.1 angesprochen, werden im Haupttriebwerk ausschließlich Festtreibstoffe betrachtet. Hinsichtlich der Treibstoffwahl in dem DAC-System, besteht hier eine größere Variationsbreite.

Die kurzen Reaktionszeiten des DAC-Systems stellen zusammen mit der entsprechenden Zuverlässigkeit und einer sicheren Bedienbarkeit besondere Herausforderungen an die Treibstoffwahl dar. Hypergole Treibstoffe, welche durch die Eigenschaft einer Selbstentzündung beim Partnerkontakt besonders in der Zuverlässigkeit herausstechen, sind aufgrund der Anforderungen an die sichere Handhabung sowie Lagerung der Systeme nicht in Betracht gezogen worden. Flüssige, hochenergetische Treibstoffe scheidet aufgrund ihrer schlechten Lagerungseigenschaften, bedingt durch bspw. Diffusion (bei Wasserstoff), kryogene Lagerungsbedingungen (flüssiger Sauerstoff, Methan) oder sehr aufwendige Zündsysteme bei sich wiederholenden Impulskommandos, aus. Im Betrieb erfordert der Einsatz von flüssigen Treibstoffen Hochdruckbehälter mit Bedrückungsgas, wodurch die spezifische Leistung eines DAC-Systems besonders bei kurzen Operationszeiten sehr gering ist. Somit kommen in diesem Einsatzspektrum vorwiegend Fest- und Geltriebstoffe in Betracht.

Die direkten Vorteile von Geltriebstoffen gegenüber von Festtreibstoffen liegen in der Regelbarkeit des Triebwerksystems hinsichtlich des Schubes bzw. Massenstroms sowie einer hohen Handhabungssicherheit [42]. Die Schubregelung eines Geltriebwerkes erfordert jedoch ein Bedrückungssystem, welches das Gel aus dem Tank in eine Brennkammer fördert, Abbildung 3.3. Das Bedrückungssystem sowie eine geringere Treibstoffdichte der Gele gegenüber von Feststoffen, macht die ersten jedoch aus System Sicht unattraktiv für kurze Operationsdauern. Im Prüfstandbetrieb haben Geltriebstoffe jedoch signifikante Vorteile, sofern es um Validierung von hardwareabhängigen Leistungsaspekten, Auslegungstools und einer höheren Betriebssicherheit geht.

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde der Einsatz von Festtreibstoffen im generischen Referenzflugkörper für den kurzzeitigen Betrieb (< 6 s) von DAC-Systemen vorgezogen. Für diese sprechen sowohl die Leistungseigenschaften, welche mit Geltriebstoffen vergleichbar sind, als auch gewisse Brennkammerdruck-, bzw. Massenstromregelungsmöglichkeiten. Als besonders vorteilhaft kann jedoch die geringe Komplexität und damit verbundene Gesamtmasse des DAC-Systems angesehen werden.

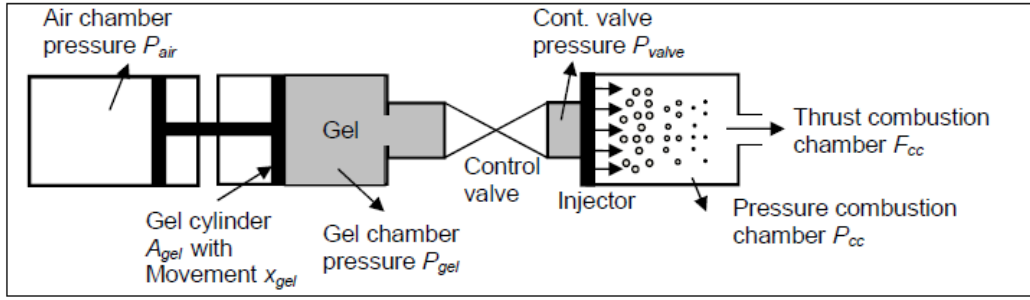


Abbildung 3.3: Typischer Aufbau eines Gel-Triebwerks [42]

3.2.1 Grundlagen der Antriebsauslegung

Die Hauptfunktion eines jeden Raketenantriebes ist es, auf den Flugkörper über eine bestimmte Dauer eine definierte Schubkraft auszuüben, stets mit dem Ziel, einen vorgegebenen Geschwindigkeitsvektor zu erreichen. Die Schubkraft eines Antriebes kann dabei folgend ausgedrückt werden [43]:

$$F_T = \dot{m} \cdot c_e \quad (6)$$

Wobei \dot{m} – den Treibstoffmassenstrom des Triebwerkes und c_e – die effektive Austrittsgeschwindigkeit darstellen. Ein hoher Schub eines Motors lässt sich also durch einen großen Massenstrom, eine hohen Austrittsgeschwindigkeit oder eine Kombination von beiden erreichen. Die Erhöhung des Geschwindigkeitsterms ist hierbei anzustreben, da somit die Start- und Gesamtmasse eines Vehikels kleiner gehalten werden kann. Die effektive Austrittsgeschwindigkeit lässt sich aus den Betrachtungen eines idealisierten thermischen Raketenantriebes herleiten [44], [43], [45]:

$$c_{e,id} = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot \frac{R \cdot T_c}{M} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\right) + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot c^* \cdot \varepsilon} \quad (7)$$

Im ersten Teil der Gleichung (7) dominieren die zustandsspezifischen Parameter der Gase in der Brennkammer. Der zweite Teil wird hingegen von den Thermalzuständen in der Düse und dem Düsenhals beeinflusst. Ausschlaggebend hierfür ist die ideale charakteristische Geschwindigkeit c^* :

$$c_{id}^* = \sqrt{\frac{R \cdot T_c}{M \cdot k} \cdot \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (8)$$

Die charakteristische Geschwindigkeit ist nahezu unabhängig vom Brennkammerdruck, sowie den Triebwerksdimensionen. Sie wird weitestgehend von Verbrennungsprozessen dominiert und stellt somit einen allgemeinen Leistungsparameter von chemischen Raketenantrieben dar. Das Expansionsverhältnis ε ist definiert als das Flächenverhältnis der Düsenendquerschnittsfläche A_e zur Düsenhalsquerschnittsfläche A_{th} :

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_{th}} \quad (9)$$

Eine hohe Verbrennungstemperatur der Treibstoffe, hoher Brennkammerdruck, geringe molare Masse der Gase, sowie ein hohes Expansionsverhältnis bei niedrigen Umgebungsdrücken führen zu hohen Austrittsgeschwindigkeiten eines Raketenantriebes und werden bei der Auswahl der Treibstoffe angestrebt. Zu berücksichtigen sind auch Wirkungsgrade, welche eine signifikante Rolle bei der

Umsetzung der jeweiligen Energien – chemisch – thermisch – kinetisch, haben. Bei der Betrachtung der realen charakteristischen Geschwindigkeit muss der Verbrennungswirkungsgrad berücksichtigt werden:

$$c^* = \eta_{c^*} \cdot c_{id}^* \quad (10)$$

Die reale effektive Austrittsgeschwindigkeit wird ihrerseits durch den Impulswirkungsgrad gemindert:

$$c_e = \eta_{c_e} \cdot c_{e,id} \quad (11)$$

Weiterhin kann die effektive Austrittsgeschwindigkeit c_e mit der Erdbeschleunigung g_0 normiert werden wodurch sich der, für den qualitativen Vergleich gebräuchliche, spezifische Impuls bestimmen lässt:

$$I_{Sp} = \frac{c_e}{g_0} \quad (12)$$

Mit den angeführten Gleichungen lassen sich die ersten Leistungsbetrachtungen bereits durchführen, sodass im Weiteren spezifisch auf die Beschreibung der Feststoffmotoren eingegangen wird.

3.2.2 Grundlagen der Innenballistik von Feststoffmotoren

Wird im Düsenhals der kritische Strömungszustand erreicht, bei welchem die Austrittsgeschwindigkeit der Gasse der Schallgeschwindigkeit entspricht, kann folgender Zusammenhang zum Massenstrom aufgestellt werden [43], [45]:

$$\dot{m}_{th} = \frac{p_c \cdot A_{th}}{c^*} \quad (13)$$

Bei einer generellen Betrachtung der Innenballistik in Feststoffmotoren müssen neben dem Massenstrom \dot{m}_{th} , welcher durch eine kritisch durchströmte Düse geleitet wird, noch zwei weitere Parameter – der Treibstoffmassenfluss und der BK-Speicherterm berücksichtigt werden. Die Verbrennung an der Oberfläche eines Treibsatzes verursacht einen Treibstoffmassenfluss in die Brennkammer \dot{m}_{TS} :

$$\dot{m}_{pr} = A_b(t) \cdot \rho_{TS} \cdot \dot{r} \quad (14)$$

$A_b(t)$ stellt dabei die Verbrennungsoberfläche des Treibsatzes dar, welche sich über die Zeit ändert und einen maßgeblichen Einfluss auf den Schubverlauf des Motors hat. \dot{r} ist die Abbrandgeschwindigkeit des Treibstoffes, sie hängt von herstellungsspezifischen und operationellen Parametern ab. Zu den ersteren gehören: Die Zusammensetzung, das Herstellungsverfahren, Herstellungsmengen, Aushärtungsbedingungen, Korngrößen, Feuchtigkeitsgehalt, usw. Generell ist es sehr schwierig reproduzierbare Leistungseigenschaften eines Treibstoffes im engen Toleranzbereich zu erreichen, weshalb in der Herstellung sehr strikte Vorschriften alle Arbeitsschritte reglementieren. Zu den operationellen Parametern zählen: Der Brennkammerdruck, initiale Treibstofftemperatur, Wärmeleitung im Liner bzw. in strukturellen Komponenten, Beschleunigungen des Motors, sowie Strömungsgeschwindigkeiten der Heißgase in der Brennkammer. Letztere tragen signifikant zum Auftreten von Erosionseffekten bei, treten jedoch hauptsächlich bei Triebwerken mit langen Portdurchmessern auf, in welchen hohe Strömungsgeschwindigkeiten noch in der Brennkammer, vor der Düse, auftreten können. Hier wird der Treibstoff schneller als bei einer regulären Verbrennung abgetragen, was zu einer Verschiebung des Schubprofils führt, und Verbrennungsinstabilitäten verursachen kann. Zusätzlich sinkt der Verbrennungswirkungsgrad, wenn unverbrannte Treibstoffpartikel die Düse verlassen.

Bei der Auslegung und Simulation von Feststofftreibsätzen kann man je nach der Modellierungs- und Rechengenauigkeit drei Verfahren unterscheiden. Der Modellierungsaufwand bezieht sich jeweils

auf die räumliche Zustandsbestimmung der Gase in der Brennkammer. Geht man von einer einheitlichen Druck- und Temperaturverteilung der Heißgase in der gesamten BK aus, spricht man von einer 0D – Betrachtung des Verbrennungsvorganges. In diesem Fall wird der Schubverlauf allein vom Verlauf der Verbrennungsoberfläche des Treibsatzes bestimmt. Dieses Verfahren bietet eine hinreichende Genauigkeit bei der Leistungsabschätzung des Motors in der Vorauslegung, erlaubt jedoch keine Betrachtung von Erosionseffekten. Im Rahmen der Studien [46] und [47] konnten mit diesem Ansatz Abweichungen $< 10\%$ bei dem Druckverlauf zwischen den simulierten und experimentellen Werten erreicht werden.

Eine positionsabhängige Betrachtung der Strömungszustände entlang der Brennkammerlängsachse erfordert einen höheren Modellierungsaufwand, gibt jedoch die Möglichkeit, Erosionseffekte zu simulieren [48]. Hier spricht man von einem 1D-Verfahren, wobei die Brennkammer in Längsrichtung in finite Volumen, bzw. Segmente aufgeteilt wird. Es muss jedoch angemerkt werden, dass der Einsatz des 1D-Verfahrens in der Vorauslegung eine fundierte experimentelle Datenbasis des Treibstoffverhaltens erfordert. Liegt diese nicht vor, wird eine höhere Simulationsgenauigkeit, als in dem 0D-Verfahren nicht erreicht. Typischerweise setzt man dieses Verfahren dann ein, wenn erste erfolgreiche Versuche mit einem Prototypmotor erfolgt sind und ein besseres Verständnis der innenballistischen Vorgänge notwendig ist. Als Hauptziel gilt dabei die Ermittlung operationeller Betriebsbereiche (Änderung des Schubes abhängig von der Treibsatz-Temperatur, Auswirkungen der Düsenablation auf die Leistungsparameter, etc.), sowie die Durchführung gewisser Anpassungen bzw. Optimierungen.

Die maximale Präzision in den innenballistischen Simulationen liefern 3D-Verfahren, bei welchen das freie Brennkammervolumen in finite Volumenelemente aufgeteilt wird und in jedem einzelnen von diesen, Gas- und Strömungszustände berechnet werden. Diese Verfahren nutzt man vorwiegend für die Abschätzung des Betriebsverhaltens bei Produktionsfehlern, bspw. eingeschlossenen Lunkern, Rissen oder Fremdpartikeln aber auch in Flugsimulationen, wo Manöver zu hohen Querschleunigungen und damit auch zu einem unsymmetrischen Abbrand, bzw. Abweichungen im Schubverlauf führen können.

In der vorliegenden Studie wird für die Vorauslegung der Haupttriebwerke des Referenzflugkörpers und des Gasgenerators des DAC-Systems, das 0D-Verfahren als hinreichend genau betrachtet, da hier lediglich eine Leistungsabschätzung durchgeführt wird. Insbesondere können Erosionseffekte im Gasgenerator des DAC-Systems bei kleinen Dimensionen vollständig ausgeschlossen werden, was präzisere Modellierungsverfahren unnötig macht.

Die Abbrandrate eines Treibstoffes lässt sich durch mehrere empirische Verbrennungsgesetze beschreiben, wobei diese von den Autoren anwendungsspezifisch angepasst werden [49], [50], [51], [52], [53]. Für Leistungsbetrachtungen von Feststoffmotoren in der Vorauslegung stellt das vereinfachte Abbrandgesetz (15) einen hinreichenden Kompromiss zwischen der Genauigkeit der Lösung und dem Implementierungs- bzw. Rechenaufwand in der Simulation dar:

$$\dot{r} = a \cdot p_c^n \quad (15)$$

Hier stellt a den temperaturabhängigen Koeffizienten und n – den treibstoffspezifischen Druckexponenten dar.

Beim Aufstellen der Massenstrombilanz in einem Feststoffmotor muss neben dem Düsenhals- und Treibstoffmassenstrom aus der Verbrennung, ein Speicherterm berücksichtigt werden. Dieser spielt besonders bei größeren Motoren, bzw. höheren Drücken eine Rolle, und ist vor allem in transienten Bereichen bspw. in der Brennkammerakustik interessant. Der Speicherterm beschreibt die Massenänderung der Heißgase im freien Brennkammervolumen:

$$\dot{m}_{HG} = \frac{d}{dt}(\rho_c \cdot V_c) = \rho_c \cdot \frac{dV_c}{dt} + V_c \cdot \frac{d\rho_c}{dt} = \rho_c \cdot A_b(t) \cdot \dot{r} + \frac{M_{HG} \cdot V_c}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} \quad (16)$$

Zusammenfassend kann die gesamte Massenstrombilanz somit aufgestellt werden:

$$A_b(t) \cdot \rho_{TS} \cdot \dot{r} = \frac{p_c \cdot A_{th}}{c^*} + \rho_c \cdot A_b(t) \cdot \dot{r} + \frac{M_{HG} \cdot V_c}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} \quad (17)$$

Für die Modellbildung und Simulation ist die Umstellung der Gleichung nach der Druckänderung interessant:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{R \cdot T_c}{M_{HG} \cdot V_c} \cdot \left[A_b(t) \cdot \rho_{TS} \cdot \dot{r} - \frac{p_c \cdot A_{th}}{c^*} - \rho_c \cdot A_b(t) \cdot \dot{r} \right] \quad (18)$$

Neben der druckabhängigen Abbrandrate \dot{r} dominiert die zeitabhängige Geometriefunktion $A_b(t)$ den Schubverlauf eines Motors. Sie beschreibt den zeitlichen Verlauf der Verbrennungsoberfläche und wird bei der Herstellung des Treibsatzes definiert. Die Abbildung 3.4 zeigt typische Schubverläufe wie sie bei verschiedenen Anwendungen (Satellitenträger-Booster, Lenkflugkörper, etc.) angefordert und realisiert werden. Somit lässt sich der Schub eines Raketenmotors mit festen Treibstoffen nicht ohne weiteres steuern, regeln oder abschalten.

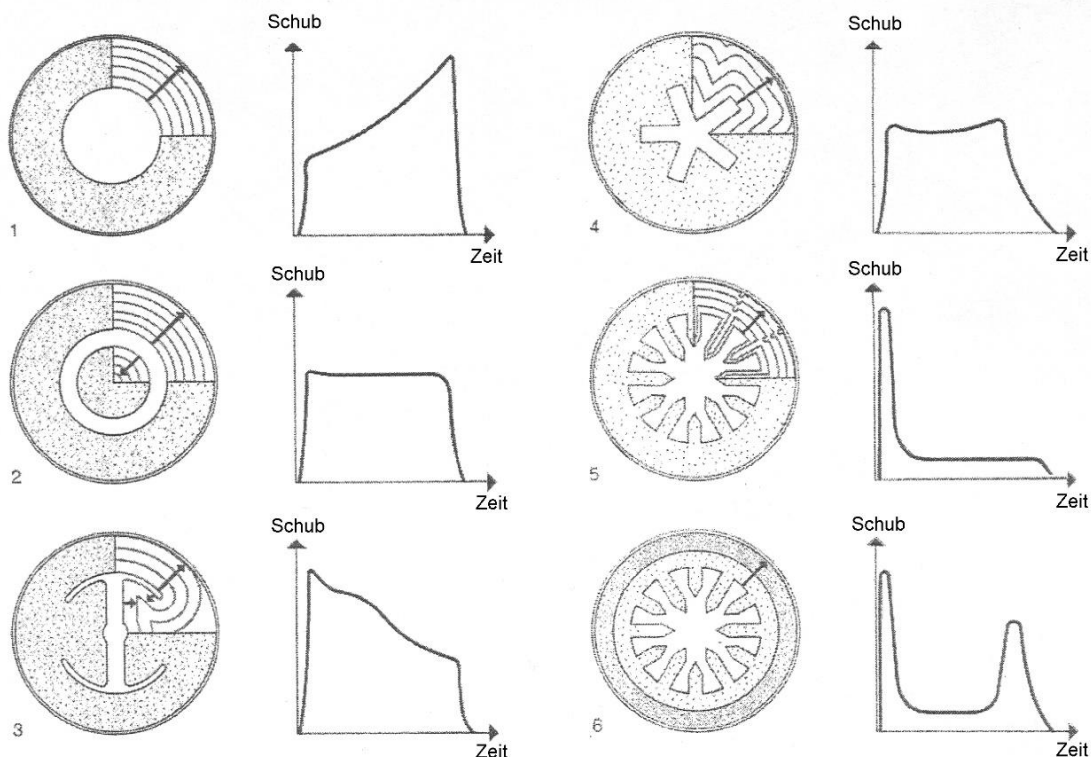


Abbildung 3.4: Schubprofile in Abhängigkeit von der Treibsatzquerschnittsfläche [44]

Für Hauptstufen und Booster in zivilen Raumfahrtsträgern ist eine Schubregelung nur bedingt interessant. Generell besteht die Anforderung an Raumtransportsysteme ihre Nutzlast in einem fest definierten Toleranzfenster des Geschwindigkeitsvektors und -betrags, auf eine bestimmte Trajektorie zu bringen. Diese wird vorzugsweise von flüssigen Antriebssystemen übernommen, da sich diese wesentlich einfacher und präziser in der Treibstoffzufuhr steuern lassen.

Im militärischen Bereich, in welchem die permanente Einsatzbereitschaft und maximale Zuverlässigkeit eine hohe Priorität haben, werden Feststoffantriebe nahezu ausschließlich präferiert. Das Erreichen von Anforderungen an die Präzision einer Trajektorie und Geschwindigkeit bspw. eines ballistischen FK wird durch Schubterminierungsmechanismen erreicht. Mit diesen wird der Antriebsschub beim Erreichen eines gewünschten Flugzustandes neutralisiert.

Die inhärenten Eigenschaften von Feststoffmotoren führen im Betrieb zum Effekt der sog. Strahldämpfung, welche den Flugkörper in seiner Fluglage stabilisiert. Diese beruht auf der Corioliswirkung des Treibstrahls und ist vom Massenstrom und dem Abstand zwischen der Düsenhalsaustrittsfläche und dem FK-Schwerpunkt, bzw. Lauflänge der Heißgasströme abhängig [54]. Im operationellen Betrieb des Feststoffmotors in dichten Atmosphärenschichten kann die Strahldämpfung gegenüber der aerodynamischen Dämpfung vernachlässigt werden [5]. Mit steigender Höhe, gewinnt diese jedoch an Bedeutung und muss in dünnen Atmosphärenschichten unbedingt

berücksichtigt werden. Das Dämpfungsmoment, welches aus der Strahldämpfung resultiert, wirkt dem Nickmoment des Flugkörpers entgegen und kann für die y-Achse folgend angenähert werden [54], [55]:

$$M_{\text{Strahldämpfung},y} = -\dot{m}_{HG} \cdot r_{COG,de}^2 \cdot q \quad (19)$$

Im Gegensatz zu Hauptantrieben, ist die Funktionalität der Regelbarkeit bei feststoffgetriebenen DAC-Systemen immer gefordert. Generell können DAC-Systeme mit einem regelbaren Schub in zwei Kategorien unterteilt werden: Diskrete Ein- / Aus-Systeme, bei welchen das Triebwerk entweder den vollen oder einen minimalen Schub liefern kann, bspw. Patente: [56], [57], [58], oder proportional steuerbare Triebwerke mit der Fähigkeit, einen beliebigen Schub in einem konstruktiv limitierten Wertebereich zu erreichen, bspw. Patente: [59], [60], [61]. An dieser Stelle muss angemerkt werden, dass die angeführten Referenzbeispiele lediglich einen Bruchteil patentierter Lösungen für mögliche Schubregelungssysteme von Feststoffantrieben repräsentieren, obwohl sich die Anwendungen als solche, in keinem Masseneinsatz befinden.

Die Möglichkeiten einer kontinuierlichen Schubregelung können anhand der Betrachtung der Schubgleichung identifiziert werden:

$$F_T = p_c \cdot A_{th} \cdot \frac{c_e}{c^*} \quad (20)$$

Der Druckterm p_c lässt sich bei einer konstanten Düsenhalsquerschnittsfläche und charakteristischen Geschwindigkeit nur durch die vorgegebene Massenstromänderung einstellen, wie es typischerweise bei Flüssigkeitstriebwerken gemacht wird. Dies ist jedoch bei Feststoffantrieben nicht direkt umsetzbar, da sich die Massenstromänderung infolge der kontinuierlichen Verbrennung einstellt. Eine Änderung der charakteristischen und damit einhergehend – der effektiven Austrittsgeschwindigkeit, lässt sich ausschließlich durch die Anpassung des Mischungsverhältnisses durchführen. Dies ist im Gegensatz zu Flüssigkeitstriebwerken ebenfalls nicht möglich, da der Oxidator und Brennstoff bei Feststoffmotoren bereits im Fertigungsprozess vermischt werden. Somit stellt der Eingriff in den Verbrennungsprozess über die Variation der Düsenhalsquerschnittsfläche, die einzige Möglichkeit einer Massenstrom-, bzw. Schubänderung von Feststoffmotoren dar. Dies resultiert in der Notwendigkeit, konstruktive Elemente im Düsenhals des Triebwerkes vorzusehen, um seine Querschnittsfläche nach dem entsprechenden Schubbedarf anpassen zu können.

Der Düsenhals einer Raketenbrennkammer ist aufgrund der vorliegenden Gaszustände sehr hohen Thermallasten ausgesetzt. Für einen operationellen Betrieb besteht somit die Notwendigkeit einer Kühlung, welche abhängig von möglichen und zur Verfügung stehenden Systemlösungen, entweder regenerativ, ablativ oder kapazitiv ausgeführt wird. Im vorliegenden Fall, bei welchem die Betriebsdauer auf wenige Sekunden beschränkt wird, ist eine ablative Kühlung der Komponenten vollkommend ausreichend.

Das Einbringen von zusätzlichen Komponenten in den Düsenhals führt zu einer Störung der Strömungsverhältnisse, welche sich negativ auf den Impulswirkungsgrad äußern. Zusätzlich muss mit Effekten der Strömungsablösung gerechnet werden, welche sich beim Schließen des Düsenhalsquerschnittes ergeben und zu hohen Expansionsverhältnissen führen. Dies wiederum hat einen Einfluss auf den resultierenden Schubbetrag, bzw. -Richtung gedrosselter Triebwerke und muss in detaillierten Simulationen mit einem Fehlerbetrag behaftet werden.

3.2.3 Treibstoffdiskussion

Ähnlich breit wie die Anwendungsvielfalt fester Treibstoffe ist, erstreckt sich auch die Auswahl hinsichtlich ihrer möglichen Zusammensetzungen und Hauptkomponenten. Die Tabelle 3.1 gibt eine kleine Übersicht der am häufigsten eingesetzter Festtreibstoffe [43], [62], [63], [64], [65]:

| Treibstoff | Hauptkomponenten | Dichte ρ [g/mm ³] | I_{sp} [s] ² | Anwendung, Eigenschaften |
|-------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------|---|--|
| Doppelbasige TS | Nitrocellulose, Nitroglyzerin | 1,61 – 1,66 | $\approx 220 – 230$ | SAM, Antipanzer- FK, rauchfrei |
| AP Komposit | Bspw. 88% AP, 12% HTPB | 1,72 – 1,75 | $\approx 240 – 250$ | SAM, Antipanzer- FK, raucharm |
| AP Komposit mit Al | Bspw. 68% AP, 20% Al, 12% HTPB | 1,82 – 1,86 | $\approx 260 – 265$ | AAM, Antischiffs- FK, Taktische und strategische ballistische FK, Booster für Raumträger, stark rauchend |
| HMX (RDX), Komposit | HMX oder RDX- XLDB Binder | 1,75 | $\approx 240 – 255$ | SAM, Antischiffs- FK, raucharm |
| HMX (RDX), Komposit mit Al | HMX+AP+Al mit XLDB Binder | 1,8 – 1,87 | $\approx 265 – 273$ | Oberstufen strategischer ballistischer FK |
| ADN | Bspw. 70% ADN, 30% GAP | 1,61 – 1,78 | $\approx 240 – 270$ theoretisch $\approx 233 –$ praktisch erreicht [62] ³ | Noch in Entwicklung, raucharm |

Tabelle 3.1: Übersicht der am häufigsten eingesetzten Festtreibstoffe

Hinsichtlich der wichtigsten Anforderungen an Treibstoffe in den Haupttriebwerken eines Raketenabwehrflugkörpers, müssen mehrere Aspekte berücksichtigt werden:

- Hohe Leistungsfähigkeit;
- Hohe Verbrennungsstabilität;
- Hohe Sicherheit bei der Lagerung und Handhabung (*Insensitive Munitions*);
- Hohe Resistenz gegenüber Umwelteinflüssen, bzw. lange Aufbewahrungsdauern;
- Geringe Kosten, gute Verfügbarkeit.

Die Signatur der Haupttriebwerke spielt hingegen keine große Rolle, da keine Gefahr einer Positionsbestimmung der Abwehrsysteme besteht. Um mögliche Unfallursachen bspw. durch Brand oder Einschläge von Projektilen zu vermeiden, werden Treibstoffzusätze eingesetzt, welche eine Explosionsgefahr der Feststofftreibsätze verringern [66]. Hinsichtlich der Kosten und der Verfügbarkeit, stehen hier insbesondere Ammoniumperchlorat und HMX / RDX – basierte Komposite mit Zusätzen von Aluminium im Vordergrund.

Vergleichbare Anforderungen werden an Treibstoffe im DAC-System gesetzt. Nichtsdestotrotz müssen diese durch zusätzliche Aspekte, unterscheidend zwischen kontinuierlichen und diskreten DAC-Systemen, ergänzt werden (vgl. Kapitel 3.1.2). Bei diskontinuierlichen Systemen mit Feststoff-Lageregelungsmotoren können die Anforderungen an Treibstoffe folgend zusammengefasst werden:

- Hohe Reproduzierbarkeit und Zuverlässigkeit der Zünder von Treibsätzen;
- Kurze Zündzeiten;
- Sehr schnelle und zuverlässig reproduzierbare Umsetzung der Treibstoffe in der BK.

² I_{sp} angegeben für 1000 psi (≈ 69 bar) Brennkammerdruck, expandierend auf 14,7 psi (≈ 1 bar), theoretische, bzw. ideale Werte

³ Praktisch erreichter I_{sp} bei einem durchschnittlichen Brennkammerdruck von 5,55 MPa (≈ 55 bar), Expansionsverhältnis $\varepsilon = 5$ (unterexpandiert)

Wie bereits angesprochen, setzen diskrete DAC-Systeme eine Rotation des gesamten Flugkörpers oder zumindest des DAC-Systems in der rotationsfreien FK-Zelle voraus. Aufgrund der Rotationsbewegung, muss ein Triebwerksimpuls vergleichsweise kurz wirken, um eine Deviation der gewünschten Schubrichtung gering zu halten. Dies wiederum erfordert eine schnelle Umsetzung der Treibstoffe in der BK und somit einen hohen Druckexponenten, bzw. hohe Brennkammerdrücke. Um hohe Austrittsgeschwindigkeiten der Heißgase zu erreichen, müssen die Verbrennungsgase auf ein bestimmtes Druckniveau entspannt werden, was bei großen Brennkammerdrücken eine lange Expansionsdüse erfordert. Aspekte wie Verbrennungstemperatur, Signatur oder auch Partikelbeladung der Heißgase spielen bei diskreten DAC-Systemen operationell eine vernachlässigbare Rolle.

Komponenten von kontinuierlichen DAC-Systemen haben, bedingt durch ihre Funktionalität, einen intensiven Kontakt mit dem Heißgas, wodurch die Anforderungsschwerpunkte sich in Richtung der Haltbarkeit und Regelbarkeit der TW verschieben. Generell können die Anforderungen an Treibstoffe kontinuierlicher DAC-Systeme spezifiziert werden:

- An die operationelle Dauer angepasste Verbrennungstemperaturen;
- Geringe Partikelbeladung zur Vermeidung von Erosionseffekten;
- Hohe Druckexponenten, sofern eine Drosselbarkeit des Triebwerkes gefordert ist;
- Hohe Verbrennungsstabilität über weite Druckbereiche.

Aufgrund der operationellen Betriebsdauer von wenigen Sekunden sind Thermalbelastungen einzelner Komponenten relativ gering, wodurch diese vorwiegend kapazitiv oder ablativ abgeführt werden. Die Veränderung des kritischen Querschnittes der Düse setzt eine Verschiebung oder Verdrehung mechanischer Bauteile gegeneinander, was eine Dichtung der Schnittstellen erfordert. Eine Partikelbeladung der Abgase durch bspw. Aluminiumoxid führt zu Erosionseffekten an Stellen der Strömungsumlenkung sowie am kritischen Düsenhalsquerschnitt. Dies muss möglichst vermieden werden, sofern eine eindeutige Reproduzierbarkeit des Schubes in Abhängigkeit von der Position einzelner Bauteile zueinander gefordert ist. Durch die Partikelbeladung können sich zusätzlich Ablagerungen auf den Gleitflächen bilden, wodurch sich die mechanischen Reibungskräfte in den Schnittstellen von Komponenten erhöhen. Ähnlich verhält es sich mit einem erhöhten Redoxpotential der Heißgase, was zu einer Reaktion mit den mechanischen Komponenten und somit zu Ablagerungen an, bzw. Beschädigungen der Gleitflächen führen kann.

Eine Drosselbarkeit des Triebwerkes durch das Herabsenken des Brennkammerdruckes und somit auch der Verbrennungsgeschwindigkeit des Treibstoffes ist in den Phasen gewünscht, wo zwar kein Manöverbedarf besteht, jedoch eine Bereitschaft aufrechterhalten werden muss. Eine starke Verringerung des Brennkammerdruckes mit einer Erhöhung der kritischen Düsenhalsquerschnittsfläche erfordert einen hohen Druckexponenten. Damit die Verbrennung trotzdem stabil im gesamten Betriebsbereich erfolgt, muss der Druckexponent im Wertbereich von $0,3 < n < 1$ liegen und eher zum höheren Extremwert tendieren.

3.3 Modellierung und Simulationsumgebung

Im Rahmen dieser Studie wurde ein Simulationsmodell in MATLAB Simulink adaptiert und erweitert, um die Konfigurationen verschiedener Ausführungen von DACS-Subsystemen untersuchen zu können [67]. Anhand des Vergleiches von Flugleistungen unterschiedlich dimensionierter Flugkörperentwürfe, können außerdem Konzepte mit optimalen Eigenschaften ermittelt werden. Da ein Vergleich der erstellten Raketenentwürfe mit realen, sich im Einsatz befindenden Flugkörpern nicht angestrebt ist, werden entsprechende Vereinfachungen in der Modellierung der Umweltbedingungen getroffen.

Die Abbildung 3.5 zeigt im SysML-Format [68] den Aufbau des Simulationsmodells, welches aus mehreren Funktionsblöcken besteht. Initialwerte sowie Simulationsparameter werden in einem separaten MATLAB-Skript vordefiniert und an ein Simulink-Modell übertragen.

Die Aerodynamik des Flugkörpers wird in Form von Interpolationstabellen im Block *Aerodynamics* beschrieben. Abhängig vom Flugzustand werden die aerodynamischen Beiwerte ermittelt und für die Berechnung der Kräfte und Momente weitergegeben.

Da in der FK-Architektur von einer Fin-Steuerung und einem DACS ausgegangen wird, werden Rudermaschinen im Block *Fin Actuators* modelliert, welcher die Ruderkommandos verarbeitet und Ruderausschläge berechnet. Der Funktionsblock *Static Atmosphere* gibt die Parameter der Atmosphäre an die Simulation weiter.

Die zeitabhängigen Masseneigenschaften des Flugkörpers, sowie deren Änderungen werden in dem Block *Missile Mass Properties* hinterlegt. Masseneigenschaften und Schubkräfte, welche im Betrieb des Haupttriebwerkes und des DACS entstehen, werden in dem Block *Propulsion System* abgebildet. Module des Blocks können je nach Bedarf auf die Anzahl der jeweiligen Stufen, bzw. Impulse des Motors angepasst werden. Für die gewählte FK-Architektur wird von mindestens zwei Pulsen des Hauptmotors ausgegangen. Querschubkommandos werden im Funktionsblock *DACS* verarbeitet. Die mathematisch-physikalischen Grundlagen hinter dem Funktionsblock *Propulsion System* wurden weitestgehend im Kapitel 3.2 behandelt, sodass hier auf die Modellierung des Systems nicht weiter eingegangen wird.

Die Kräfte und Momente welche auf den Flugkörper einwirken, sind Eingangsgrößen für den Funktionsblock *Dynamics*, in welchem die Drehraten, Geschwindigkeiten und Beschleunigungen des FK berechnet werden. Diese werden im Block *Kinematics* für die Berechnung der Position, Geschwindigkeit und Bahnwinkel in bestimmten Koordinatensystemen weiterverwendet.

Das Ziel des Modells ist es, das Reaktionsverhalten des FK auf vorgegebene Impulskommandos des DAC-Systems zu untersuchen. Da die Systemantwort im offenen Kreis ausgewertet werden kann, werden im Modell keine Algorithmen zur Flugregelung angewendet.

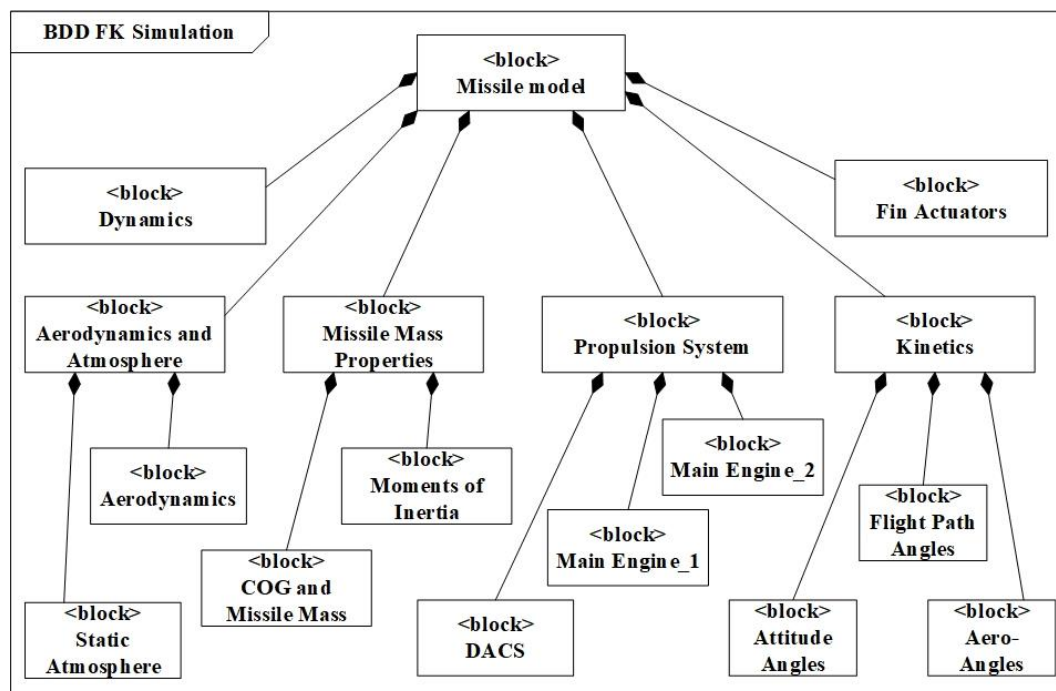


Abbildung 3.5: Blockdefinitionsdiagramm einzelner Funktionsblöcke des Simulationsmodells

3.3.1 Nomenklatur und Koordinatensysteme

Die Systematik der Nomenklatur wird aus [69] übernommen. Für die Durchführung der Flugleistungsrechnungen wird von einer flachen, nicht rotierenden Erde unter Berücksichtigung einer konstanten Erdbeschleunigung ausgegangen. Dies erlaubt es kinematische Anteile aus der Transportrate (Drehgeschwindigkeit $\vec{\omega}^{E0}$ des NED-Koordinatensystems um das ECEF-Koordinatensystem), Coriolis-

Beschleunigung sowie Zentrifugalbeschleunigung der rotierenden Erde zu vernachlässigen. Zusätzlich wird von einer ruhenden Atmosphäre ausgegangen. Da eine Gegenüberstellung der entworfenen Flugkörperentwürfe mit vorhandenen Raketen nicht Vordergrund steht, sind die getroffenen Annahmen an den primären Simulationszweck – Vergleich unterschiedlicher DAC-Systeme untereinander und Auswahl eines Konzeptes mit optimalen Flugleistungen, angepasst.

Das inertielle Koordinatensystem in welchem die Positionen des Flugkörpers ermittelt werden, hat den Index **I**.

| | |
|--------------------|---------|
| Ursprung | [0,0,0] |
| Translation | [-] |
| Rotation | [-] |

Tabelle 3.2: Eigenschaften des I-Systems

Die Lage und Orientierung des FK wird im NED System abgebildet [69], Index **O**:

| | |
|---------------------------------|--------------------------------------|
| Ursprung | Referenzpunkt des FK |
| Translation | Mit dem Referenzpunkt des FK |
| Rotation | $\vec{\omega}^{IO} = [0,0,0]$ |
| x_O – Achse | Zeigt zum geographischen Nordpol |
| y_O – Achse | Zeigt nach Osten |
| z_O – Achse | Zeigt nach unten, zum Erdmittelpunkt |

Tabelle 3.3: Eigenschaften des O-Systems

Schübe des Antriebssystems sowie aerodynamische Kräfte werden im körperfesten Koordinatensystem ermittelt, Index **B**:

| | |
|---------------------------------|---|
| Ursprung | Referenzpunkt des FK |
| Translation | Mit dem Referenzpunkt des FK |
| Rotation | Mit dem FK |
| x_B – Achse | Zeigt auf die Nase des FK |
| y_B – Achse | Zeigt auf den rechte Flügelseite des FK |
| z_B – Achse | Zeigt nach unten, zum Erdmittelpunkt und bildet ein orthogonales System mit x_B und y_B |

Tabelle 3.4: Eigenschaften des B-Systems

Die Lage des FK im System **B** wird gegenüber des Systems **O** durch Eulerwinkel beschrieben und im Funktionsblock *Kinematics* berechnet:

| | |
|---|----------|
| Azimutwinkel (zwischen den x - Achsen) | Ψ |
| Nickwinkel (zwischen den y - Achsen) | Θ |
| Hängewinkel (zwischen den z - Achsen) | Φ |

Tabelle 3.5: Eulerwinkel zwischen dem körperfesten System B und dem NED System

Im Anhang 4, sind Winkelzusammenhänge zwischen dem körperfesten System B und dem NED-System abgebildet [69]. Zur Transformation der Zustandsangaben im dreidimensionalen Raum vom Koordinatensystem NED nach B wird die Transformationsmatrix M_{BO} verwendet:

$$M_{BO} = \begin{pmatrix} \cos\Psi \cdot \cos\Theta & \sin\Psi \cdot \cos\Theta & -\sin\Theta \\ \cos\Psi \cdot \sin\Theta \cdot \sin\Phi - \sin\Psi \cdot \cos\Phi & \sin\Psi \cdot \sin\Theta \cdot \sin\Phi + \cos\Psi \cdot \cos\Phi & \cos\Theta \cdot \sin\Phi \\ \cos\Psi \cdot \sin\Theta \cdot \cos\Phi + \sin\Psi \cdot \sin\Phi & \sin\Psi \cdot \sin\Theta \cdot \cos\Phi - \cos\Psi \cdot \sin\Phi & \cos\Theta \cdot \cos\Phi \end{pmatrix}$$

Die Angabe der Lagewinkel Ψ, Θ und Φ in den Extremstellungen bei bspw. $\pm 90^\circ$ führt zu Singularitäten in den Transformationsmatrizen, wodurch Zustandsänderungen unter Umständen falsch gelöst werden. Um dies zu vermeiden, werden Quaternionen eingeführt, sodass drei Winkel zur Definition der Rotationsachse und ein Winkel zur Definition des Rotationswinkels um diese Rotationsachse verwendet werden [70]:

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \cdot \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}_B \cdot \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}_B \quad (21)$$

Die Verknüpfung der Eulerwinkel mit den Quaternionen ergibt:

$$\begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Phi}{2} + \sin \frac{\Psi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \sin \frac{\Phi}{2} \\ \cos \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \sin \frac{\Phi}{2} + \sin \frac{\Psi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Phi}{2} \\ \cos \frac{\Psi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Phi}{2} + \sin \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \sin \frac{\Phi}{2} \\ \sin \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Phi}{2} + \cos \frac{\Psi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Phi}{2} \end{pmatrix} \quad (22)$$

Die Transformationsmatrix M_{BO} wird weiter umgeformt zu:

$$M_{BO} = \begin{pmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 \cdot q_2 + q_0 \cdot q_3) & 2(q_1 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_2) \\ 2(q_1 \cdot q_2 - q_0 \cdot q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1) \\ 2(q_0 \cdot q_2 + q_1 \cdot q_3) & 2(q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{pmatrix} \quad (23)$$

Die Ermittlung der Eulerwinkel aus Quaternionen lässt sich über folgende Vorschrift durchführen:

$$\Phi = \tan^{-1} \cdot \frac{2(q_1 \cdot q_2 + q_0 \cdot q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \quad (24)$$

$$\Theta = \sin^{-1} \cdot (-2(q_1 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_2)) \quad (25)$$

$$\Psi = \tan^{-1} \cdot \frac{2(q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \quad (26)$$

Neben der Bestimmung von Eulerwinkeln müssen für die Berechnung aerodynamischer Lasten der Anstellwinkel und der Schiebewinkel des Flugkörpers ermittelt werden. Wie bereits oben erwähnt, genügt die für die Ermittlung einer Konfiguration mit optimalen Flugleistungsrechnungen die Annahme einer windstillen Atmosphäre. Eine Implementierung des Windmodells Mit den Komponenten des

Geschwindigkeitsvektors $(\vec{v}_K^G)_B^{IB} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}_B$ und der Absolutgeschwindigkeit $v_{abs} = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$

berechnet sich der Anstellwinkel zu:

$$\alpha_A = \text{atan} \frac{w}{u} \quad (27)$$

Und der Schiebewinkel:

$$\beta_A = \text{asin} \frac{v}{v_{abs}} \quad (28)$$

Für weiterführende Auswertungen werden im Funktionsblock *Kinematics* zusätzlich der Bahn-Azimutwinkel χ_K und Steigwinkel γ_K ermittelt:

$$\chi_K = \arctan\left(\frac{v}{u}\right) \quad (29)$$

$$\gamma_K = \frac{w}{v_{abs}} \quad (30)$$

3.3.2 Funktionsblock Dynamics

Wie bereits angesprochen, werden in diesem Funktionsblock die Beschleunigungen, Geschwindigkeiten und Drehratenänderungen aus den auf den FK einwirkenden Kräften und Momenten ermittelt. Die schwerpunktbezogene kinematische Geschwindigkeitsänderung im **B**-System gegenüber dem Inertialsystem kann unter den getroffenen Annahmen wie folgt ausgedrückt werden [70]:

$$\left(\dot{\vec{v}}_K^G\right)_B^{IB} = \frac{\sum(\vec{F}_{Ges}^G)_B}{m} + M_{BO} \cdot (\vec{g}^G)_O^{OB} - (\vec{\omega}_K^{OB})_B \times \left(\vec{v}_K^G\right)_B^I \quad (31)$$

Der Term \vec{F}_{Ges}^G steht für die Kräfte aus dem Antriebssystem und der Aerodynamik und wirkt jeweils auf den Schwerpunkt des FK. Er setzt sich aus folgenden Anteilen zusammen:

$$\sum(\vec{F}_{Ges}^G)_B = (\vec{F}_{Antrieb}^G)_B + (\vec{F}_{DACS}^G)_B + (\vec{F}_{Aero}^G)_B \quad (32)$$

Die Erdbeschleunigung \vec{g}^G , welche auf den Flugkörper wirkt, muss mit der Transformationsmatrix M_{BO} in das körperfeste Koordinatensystem überführt werden. Das Kreuzprodukt der beiden letzten Terme der Gleichung (31) berechnet die auftretenden Beschleunigungen aus den Translations- und Rotationszuständen des FK gegenüber dem NED System für $\vec{\omega}_K^{OB}$ und gegenüber dem Inertialsystem für $\left(\vec{v}_K^G\right)_B^I$, dargestellt im körperfesten Koordinatensystem.

Die Drehratenänderungen lassen sich aus der Drallerhaltung herleiten und können folgend beschrieben werden [70]:

$$\left(\dot{\vec{\omega}}^{OB}\right)_B^B = (I^G)_{BB}^{-1} \cdot \left\{ \sum(\vec{M}_{Ges}^G)_B - \left(\frac{d}{dt}\right)^B (I^G)_{BB} \cdot (\vec{\omega}^{OB})_B - (\vec{\omega}^{OB})_B \times (I^G)_{BB} \cdot (\vec{\omega}^{OB})_B \right\} \quad (33)$$

Der Term \vec{M}_{Ges}^G gibt die Summe aller angreifenden Momente aus dem DACS sowie der Aerodynamik wieder. Es wird angenommen, dass der Schub des Hauptmotors Parallel zur x-Achse (Längsachse) des Flugkörpers wirkt und seine Richtung durch den Schwerpunkt verläuft, sodass keine Antriebsinduzierte-Momenten erzeugt werden. Die Momente aus dem DAC-System und der Aerodynamik werden dabei auf den Schwerpunkt bezogen und können ausgeschrieben werden:

$$\sum(\vec{M}_{Ges}^G)_B = (\vec{M}_{DACS}^G)_B + (\vec{M}_{Aero}^G)_B \quad (34)$$

Für die weitere Verarbeitung der Geschwindigkeits- und Drehratenänderungen werden diese integriert und an den kinematischen Funktionsblock weitergegeben. Die Berechnung der aktuellen Massen sowie der Massenträgheitsmomente erfolgt im Block *Missile Mass Properties*. Die Ermittlung des Schwerpunktes erfolgt mit dem Bezug auf die Nasenspitze des FK, unter Berücksichtigung aller internen Komponentenmassen [71]:

$$(\vec{x}_{CG,Ges}^G)_B = \frac{\sum x_{i,SubSys} \cdot m_{i,SubSys}}{\sum m_{i,SubSys}} \quad (35)$$

Die Massenträgheitsmomente des FK setzen sich zusammen aus der Summe der Massenträgheitsmomente einzelner Komponente bezogen auf den Gesamtschwerpunkt des FK, unter Berücksichtigung des Satzes von Steiner [72]. Das Massenträgheitsmoment um die y-Achse berechnet sich somit zu:

$$(I_{YY}^G)_{BB\ FK} = \sum ((I_{YY}^S)_{S\ SubSys} + r_S^2 \cdot m_{SubSys}) \quad (36)$$

Der Term r_S gibt dabei den Abstand zwischen den Gesamtschwerpunkt des FK und dem Schwerpunkt einzelner Subsysteme wieder. Da von einer Achsensymmetrie des FK ausgegangen wird, ist $I_{YY}^G = I_{ZZ}^G$. Die Deviationsmomente $I_{XY}^G = I_{YZ}^G = I_{YX}^G$ treten in diesem Fall nicht auf und werden zu Null gesetzt.

3.3.3 Funktionsblock *Aerodynamics*

In diesem Funktionsblock werden die aerodynamischen Beiwerte des FK abhängig vom aktuellen Flugzustand ermittelt und die Kräfte und Momente berechnet. Wie bereits angesprochen, werden die aerodynamischen Beiwerte im Vorfeld mit dem Programm Missile DATCOM [41] ermittelt und in Form von Interpolationstabellen in die Simulation eingebunden. Stützwerte zwischen welchen interpoliert wird sind:

- Anstellwinkel α_A
- Schiebewinkel β_A
- Ruderwinkel ξ, η, ζ
- Machzahl M
- Geopotentielle Höhe h
- Drehraten p, q, r
- Tatsächliche aerodynamische Geschwindigkeit v_{TAS}

Eine weitere Unterscheidung wird in den Beiwerten zwischen dem angetriebenen und nicht angetriebenen FK gemacht. Die aerodynamischen Kräfte, welche auf eine Flugzelle einwirken, können im körperfesten System wie folgt ausgedrückt werden [70]:

$$(\vec{F}_A^A)_B = \begin{pmatrix} X_A^A \\ Y_A^A \\ Z_A^A \end{pmatrix}_B = \bar{q} \cdot S_{ref} \cdot \begin{pmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \end{pmatrix} \quad (37)$$

Der dynamische Druck \bar{q} hängt dabei von der aerodynamischen Geschwindigkeit und der Dichte des Mediums ab und wird allgemein definiert als:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_A^A)^2 \quad (38)$$

Da die aerodynamischen Beiwerte unter Vorgabe der Referenzgrößen (FK-Querschnittsfläche und FK-Durchmesser) von Missile DATCOM dimensionslos berechnet werden, müssen diese in (37) in Form der Referenzfläche S_{ref} berücksichtigt werden. Die Ermittlung der aerodynamischen Momente erfolgt vergleichbar, wobei hier die zusätzliche Referenzgröße d_{ref} als FK-Durchmesser berücksichtigt wird:

$$(\vec{M}_A^A)_B = \begin{pmatrix} L_A^A \\ M_A^A \\ N_A^A \end{pmatrix}_B = \bar{q} \cdot S_{ref} \cdot d_{ref} \cdot \begin{pmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{pmatrix} \quad (39)$$

Die Abhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte vom jeweiligen Flugzustand wird durch geeignete Terme von zustandsabhängigen Derivativa dargestellt [40]. Der Widerstandsbeiwert setzt sich bspw. aus mehreren Anteilen zusammen:

$$C_X = C_{X0}(M, \alpha, \beta) + C_{Xbase}(M, \alpha, \beta, f(F_{Schub})) + C_{Xp}(M, \alpha, \beta, p) \\ + C_{Xq}(M, \alpha, \beta, q) + C_{Xr}(M, \alpha, \beta, r) \\ + \sum_{n=1}^4 C_{XFin(n)}(M, \alpha, \beta, \varphi_{Fin(n)}) \quad (40)$$

C_{X0} ist dabei der Widerstandsbeiwert der Flugzelle ohne Berücksichtigung von Steuerrudern oder sonstigen aerodynamischer Komponenten. Der Anteil C_{Xbase} entspricht dem Basiswiderstand des Rumpfs und wird nur im Fall des ausgeschalteten Triebwerkes dem Gesamtwiderstandsbeiwert aufgeschlagen. Die Drehratenderivativa C_{Xp} , C_{Xq} und C_{Xr} geben die Widerstandsanteile während einer FK-Drehung um die Roll-, Nick und die Gierachse wieder. Das Derivativ $C_{XFin(n)}$ berücksichtigt Widerstandsanteile, welche durch die einzelnen Fins, abhängig von ihrer Stellung, verursacht werden. Der Anhang 5 gibt die implementierte Vorschrift zur Berechnung aller aerodynamischem Kräfte- und Momentenbeiwerte wieder. Die Berechnungssystematik weiterer aerodynamischen Beiwerte aus den Derivativa ist der von C_X analog.

Während des Manöverfluges mit einem angeschalteten DAC-System werden Heißgase seitlich an der Flugkörperzelle ausgestoßen. Diese stören die Umströmung des FK, was in den vorliegenden Aerodynamikmodellen nicht berücksichtigt wird. Die Interaktion zwischen der ungestörten Umströmung und den ausgestoßenen Heißgasen führt zu einer Veränderung von angreifenden aerodynamischen Kräften, abhängig von diversen Parametern des Flugzustandes, der FK-Aerodynamik und den Heißgaseigenschaften des DAC-Systems [73], [74].

Präzise Aussagen zum Flugkörperverhalten erfordern eine genaue Modellierung auftretender Effekte, insbesondere für die Ermittlung von Stabilitätsgrenzen, Erstellung von Flugreglern, sowie Trefferrechnungen im Endanflug. Eine gründliche Untersuchung der Strömungsinteraktion mit anschließender Anpassung äußerer FK-Komponenten, welche der Strömung ausgesetzt sind, erfolgt mit rechenintensiven CFD-Verfahren und setzt dabei einen sog. *Design Freeze* von internen Subsystemen voraus, d. h. der interne Aufbau und damit Massen- und Schwerpunktslagen des Flugkörpers dürfen sich nicht verändern. Da in der vorliegenden Studie lediglich die erste Entwurfsphase des FK betrachtet wird ohne dabei eine aerodynamische Optimierung der FK-Zelle durchzuführen, werden Strömungsphänomene aus der Interaktion zwischen dem DACS und der FK-Zelle vernachlässigt.

Die Simulationsumgebung nutzt ein *U.S. Standard Atmosphere 1976* – Atmosphärenmodell [75] in einem Höhenbereich zwischen 0 und 86 km. Standardeinstellungen für die Ermittlung der aerodynamischen Werte des FK sind in der Tabelle 3.6 abgebildet.

| Parameter | Wertebereich |
|--------------------------------------|-----------------------------|
| Anstellwinkel α_A | -45° bis $+45^\circ$ |
| Schiebewinkel β_A | -45° bis $+45^\circ$ |
| Machzahl M | 0,5 bis 5 |
| Höhenbereich h | 500 bis 80.000 [m] |
| Ruderauslenkungen ξ, η, ζ | -45° bis $+45^\circ$ |

Tabelle 3.6: Erlaubte Wertebereiche zur Ermittlung aerodynamischer Beiwerte

Die angegebenen Werte liegen oberhalb des physikalischen Grenzbereiches, ab welchem Strömungsablösungen an der FK-Zelle und Steuerrudern auftreten. Da dieser Grenzbereich lediglich durch CFD-Simulationen oder Windkanalversuche zu ermitteln ist, wird der zu untersuchende Bereich auf maximal 25° eingegrenzt. Das kurzzeitige Verletzen des Grenzbereiches im Endanflug kann jedoch toleriert werden, da hier das richtige physikalische Gesamtverhalten nur geringfügig verletzt wird.

3.4 Referenzstudie eines generischen Flugkörpers

Im Rahmen dieser Arbeit wurde eine Flugkörperstudie mit Variation des FK-Durchmessers durchgeführt, um den Einfluss dieses Parameters auf die Flugleistungen zu ermitteln. Für weitere Untersuchungen am DAC-System wird der Entwurf mit den besten Flugleistungen ausgewählt.

3.4.1 Entwurf des Antriebssystems und der Flugkörperzelle

Basierend auf den getroffenen Annahmen und Vorüberlegungen wurde eine Studie zur Ermittlung der Flugleistungen eines generischen Flugkörpers durchgeführt. Als dimensionale Rahmenbedingungen werden der Baufaktor und die Länge festgelegt. Der Baufaktor eines FK ist definiert als das Massenverhältnis des FK im ausgebrannten zum Initialzustand vor dem Triebwerksstart (41):

$$m_{Baufaktor} = \frac{m_{leer}}{m_0} \quad (41)$$

FK gleicher Reichweitenklasse, vergleichbarer Einsatzgebiete und Funktionalität weisen ähnliche Werte ihrer Baufaktoren auf und können somit als Referenzgrößen für Neuentwicklungen angenommen werden. Als ein FK vergleichbarer Leistungsklasse kann der PAC-3 mit einem Baufaktor von 0,49 [37], [76], angenommen werden. Die Gesamtlänge des FK wird mit max. 5 m angenommen, was auch mit den Dimensionen des FK PAC-2 der Bundeswehr vergleichbar ist [22] und somit keine signifikante Änderungen in der Einsatzlogistik (Verlegbarkeit, Dimensionen und Kapazitäten der Transportfahrzeuge) mit sich bringen sollte.

Im Rahmen der Studie wurden drei FK Zellen mit einer Gesamtlänge von 5 m und konstanten Durchmessern von 280 mm, 300 mm und 320 mm entworfen, siehe Abbildung 3.6. Die Nasengeometrie wurde durch eine Ogive angenähert. Ihre Länge variiert in Abhängigkeit vom Durchmesser geringfügig. Ebenfalls wurden in den Entwürfen gleiche Baufaktoren, Treibstoffe und Austrittsdrücke in den jeweiligen Schubphasen angestrebt. Für das DAC-System wurde im kleinsten Entwurf eine Segmentlänge von 450 mm vorgesehen. Aufgrund einer größer einzuschätzenden Gefahr durch konventionelle und atomare GK, wird von einer notwendigen Direkttreffer-Fähigkeit bei maximalen Reichweiten ausgegangen. Somit wird in den FK-Entwürfen auf das Vorhandensein einer Wirkladung zu Gunsten höherer Treibstoffmassen verzichtet.

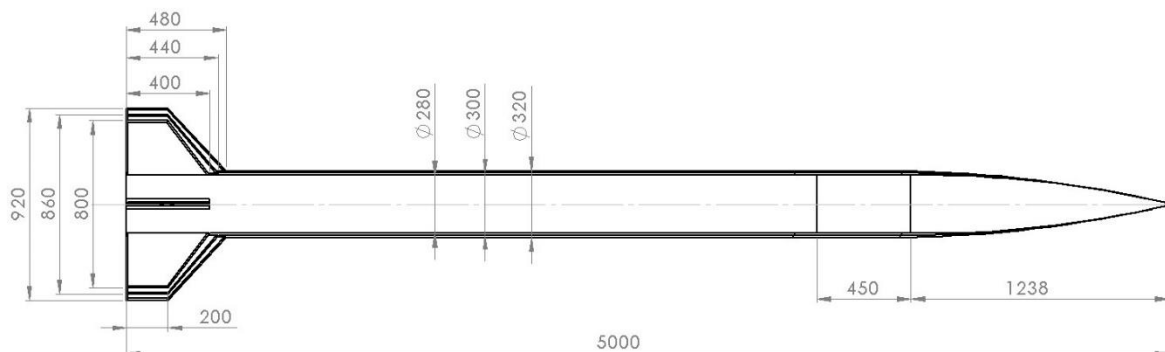


Abbildung 3.6: Dimensionen der untersuchten FK-Zellen

Im Anhang 6 ist die Massen- und Volumenbilanz des generischen Flugkörpers mit 280 mm Außendurchmesser mit allen berücksichtigten Subsystemen dargestellt. Gleiche Tabellen wurden auch für die FK mit 300 mm und 320 mm Außendurchmesser erstellt, wobei die Massen entwurfsabhängiger Subsysteme (Triebwerk, DAC-System, Struktur) hochskaliert wurden.

Die Dimensionen der Steuerruder wurden so gewählt, dass alle FK im gesamten Flugbereich stabil sind. Die statische Stabilitätsbedingung wird durch einen negativen Gradienten des Momentenbeiwertes C_m über alle Anstellwinkel, sowie Flugeschwindigkeiten definiert [26]. Die Abbildung 3.7 zeigt den Verlauf des Momentenbeiwertes C_m über α und M des generischen FK mit 300 mm Außendurchmesser. Die Stabilität sinkt mit höheren Geschwindigkeiten, jedoch ohne eine Vorzeichenänderung des Gradienten. Im Anhang 7 sind die Verläufe der Momentenbeiwerte C_m der generischen Flugkörperstudien für Kaliber 280 und 320 mm dargestellt. Die Unterschiede zwischen den einzelnen Entwürfen sind vergleichsweise gering, da neben dem FK-Durchmesser auch die Spannweiten der Steuerruder skaliert wurden.

Wie bereits angesprochen, finden die ausströmenden Heißgase des DAC-Systems im vorderen Bereich der Flugzelle keine Berücksichtigung in der Aerodynamik des FK. Diese führen zu einer Störung der FK-Umströmung, Bildung von Verdichtungsstößen, Änderung der Druckverhältnisse an aerodynamischen Steuerflächen im Flugkörperheck und Induktion von Störmomenten.

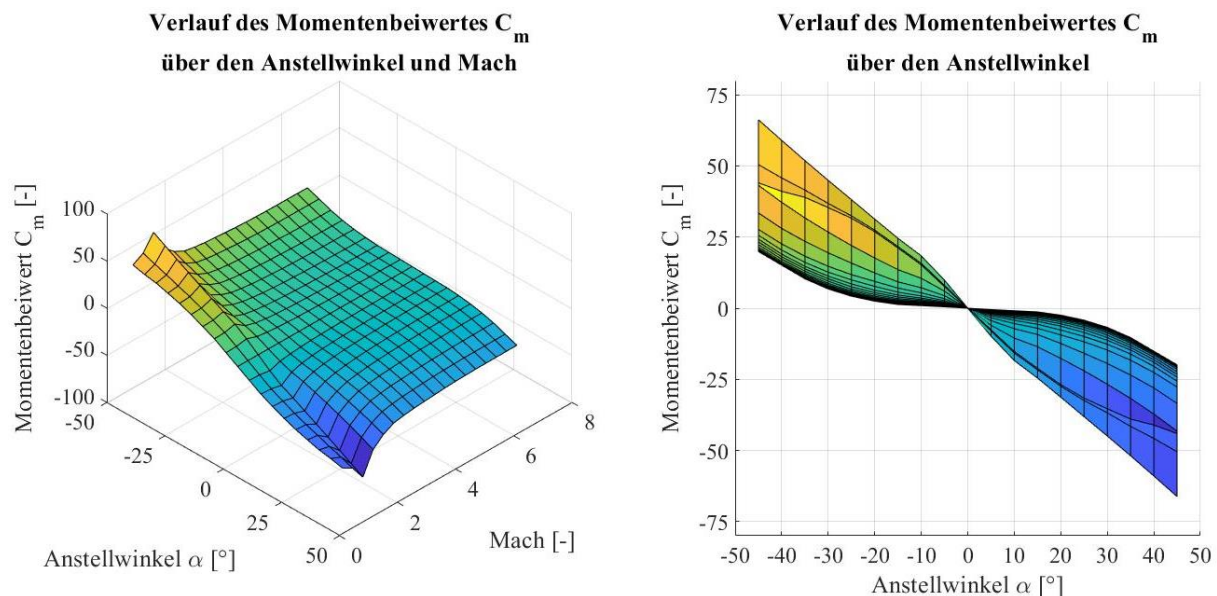


Abbildung 3.7: Momentenbeiwert C_m über Anstellwinkel und Machzahl ($\phi = 300$ mm)

Als Antrieb des FK wurde ein Doppelpulsmotor angenommen [77], wobei der erste Puls sich in zwei Phasen – Boost- und Marschflugphase aufteilt. Konstruktiv erfolgt dies durch die Gestaltung der TS-Oberflächen, wobei in der ersten Phase von einem Sternbrenner und in der zweiten – bspw. von einem Stirnbrenner ausgegangen wird. Nach dem Ausbrennen des ersten Pulses, folgt eine nicht angetriebene Marschflugphase des FK. Energieaufwendige Korrekturmanöver in der Endanflugphase können mit dem zweiten Impuls unterstützt und somit die Treffergenauigkeit, sowie die Flugleistungen gesteigert werden [78].

Das Aktivieren des zweiten Triebwerksimpulses sowie des DAC-Systems ist vom Abstand und der Annäherungsgeschwindigkeit des FK an das ZO abhängig. Das DAC-System liegt konstruktionsbedingt zwischen dem Schwerpunkt und der Nasenspitze des Flugkörpers. Beim Aktivieren des Systems wird eine Schubkraft erzeugt, welche sowohl zu einem Lageänderungs-Impuls, als auch einer Querverschiebung des Flugkörpers gegenüber seiner ursprünglichen Trajektorie führt. Eine verstärkte Wirkung der Querverschiebung lässt sich durch die zeitgleiche Aktivierung des zweiten Pulses und des DAC-Systems erreichen [79]. Zur besseren Anschaulichkeit können vier mögliche Flugkörperzustände zeitlich sequenziell betrachtet werden:

| Zeitpunkt | Masse und Zustand zum jeweiligen Zeitpunkt |
|------------------|---|
| T0 | m_0 – Startmasse des Flugkörpers |
| T1 | m_1 – Masse des Flugkörpers direkt nach dem Ausbrennen des ersten Treibsatzimpulses und vor dem Starten des zweiten Treibsatzimpulses |
| T2 | m_2 – Masse des Flugkörpers direkt nach dem Ausbrennen des zweiten Treibsatzimpulses und vor dem Start des DAC-Systems |
| T3 | m_e – Brennschlussmasse / Leermasse des Flugkörpers nach dem Ausbrennen des DAC-Systems |

Tabelle 3.7: Flugkörpermasse an den jeweiligen zeitlichen Zuständen des Antriebssystems

Die Dimensionen der FK-Zelle erlauben eine Unterbringung des Hauptmotors mit einer Gesamtlänge von ca. 2520 mm bis 2606 mm, abhängig vom Kaliber, siehe Anhang 8. Zu den Komponenten des Hauptmotors gehören zwei Treibsatzimpulse, Installationsvolumen für die einzelnen Zünder, eine Nachbrennkammer, sowie ein Gasleitrohr. Es wird angenommen, dass das Brennkammergehäuse aus Stahl ist und eine Wandstärke von 2 mm hat. Der Treibstoff wird vom Brennkammergehäuse mit einer inerten, reinen HTPB-Schicht von 3 mm thermal isoliert.

Hinsichtlich der gesetzten Anforderungen, werden in der vorliegenden Studie Treibstoffe auf Basis von Ammoniumperchlorat und HTPB mit Zusatz von Aluminium in den Haupttriebwerken betrachtet. Der Anhang 9 zeigt ein mit CEA [80] simuliertes Verhalten der charakteristischen Geschwindigkeit von AP/HTPB/Al-Treibstoffen bei Variation von Massenanteilen der Brennstoffe. In den Simulationsrandbedingungen wurde ein Brennkammerdruck von 70 bar angenommen. Die charakteristische Geschwindigkeit wird als Bewertungsparameter für die Leistungsfähigkeit des Treibstoffes verwendet. Der Mischungsbereich hat ein flaches Optimum von c^* im Bereich von ca. 1582 – 1584 m/s. Als Treibstoff des Hauptmotors wird eine Mischung aus 70-Masse-% Ammoniumperchlorat, 14-Masse-% HTPB und 16-Masse-% Aluminium betrachtet. Im Anhang 10 ist die Abhängigkeit der charakteristischen Geschwindigkeit vom Brennkammerdruck für die gewählte Treibstoffmischung abgebildet. In dieser Zusammensetzung wurden keine Zusätze wie Katalysatoren, Härter oder Weichmacher berücksichtigt, da sie zwar einen großen Einfluss auf die Verbrennungskoeffizienten [43], dafür aber eine geringe Auswirkung auf die Leistungsparameter des Treibstoffes vorweisen. Neben primären Aufgaben im Aushärtungsprozess, werden Zusätze auch zur Anpassung der Koeffizienten des Abbrandgesetzes verwendet, um das Verhalten der Innenballistik für den jeweils geforderten Flugzustand zu optimieren.

Für die Simulationen der kontinuierlichen DAC-Systeme wurde eine Mischung mit 86-Masse-% Ammoniumperchlorat und 14-Masse-% HTPB angenommen. Die erreichbare Verbrennungstemperatur und Leistungsfähigkeit liegen erwartungsgemäß niedriger, als bei Treibstoffen mit Aluminium-Anteilen. Nichtsdestotrotz wird hier eine partikel-arme Verbrennung angestrebt, um Erosionseffekte in den Zuleitungen und Düsen zu minimieren, bzw. die Thermalbelastungen der DACS-Komponenten gering zu halten.

Für die Ermittlung der Triebwerksparameter wurde ein Simulationstool adaptiert, welches im Rahmen einer Studie zur Untersuchung von Feststofftreibsätzen entwickelt wurde [47]. Sowohl für den ersten, als auch für den zweiten Impuls wurde die gleiche Querschnittsgeometrie mit neutralen Winkeln angenommen, siehe Abbildung 3.8. Diese ermöglichen einen konstanten Abbrandflächenverlauf über eine lange operationelle Dauer des Treibsatzes.

Da die Flugkörperstudie von einem Integralflugkörper mit einer einzigen Antriebsstufe ausgeht, wird eine einzige Düse für den Betrieb des Feststoffmotors bei verschiedenen Brennkammerdrücken eingesetzt. Durch die sich ändernde Flughöhe variiert zusätzlich der Umgebungsdruck, was zu einem Betrieb der Düse unter suboptimalen Bedingungen führt (über- oder unterexpandierte Düse [43]). Eine Minimierung der Verluste und eine hohe Antriebseffizienz des FK ist jedoch für hohe Flugleistungen essentiell. Konstruktiv steht eine aktive Veränderung der Düsendimensionen im Flug sehr hohen Herausforderungen entgegen, weshalb eine Anpassung der Abbrandkoeffizienten der Treibsätze zur Optimierung der Triebwerksleistung vorgezogen wird. Die Ermittlung des Designoptimums für die Wahl des Düsenhalsdurchmessers sowie des Entspannungsverhältnisses erfordert ein iteratives

Vorgehen, wobei in der vorliegenden Studie folgende Annahmen und Randbedingungen getroffen werden:

- Einsatz von gleichen Treibstoffen mit geringfügigen Anpassungen der Abbrandkoeffizienten in beiden Triebwerksimpulsen, bspw. durch den Einsatz unterschiedlicher AP-Korngrößen [43], [81];
- Der Austrittsdruck während aller Schubphasen und Impulse soll im Bereich des Umgebungsdruckes der aktuellen Flughöhe bei einem Abgangswinkel von 70° zur Horizontalen liegen;
- Das Entspannungsverhältnis wird bei einer vorgegebenen Düsenhalsquerschnittsfläche grundsätzlich durch den jeweiligen FK-Durchmesser beschränkt;
- Die Brenndauer des zweiten Impulses gibt den zeitlichen Rahmen für die operationelle Betriebsdauer des DAC-Systems vor und liegt im Bereich der Endanflugdauer des FK auf das Ziel (< 5 s) [79].

Als Ergebnis der obigen Annahmen und mittels iterativer Simulationsläufe wurde ein Düsenhalsdurchmesser von 90 mm gewählt. Die Niveaus der Brennkammerdrücke wurden zwischen ca. 55 bar für den ersten und 18 bar für den zweiten Puls eingestellt. Während der iterativen Dimensionierung der Boost-Sustain Phasen des ersten Impulses, wurden maximale Flugleistungen (erreichbare Flughöhe, Brennschlussgeschwindigkeiten) bei gleichen Anteilen der Geschwindigkeitsgewinne in der jeweiligen Phase erreicht. Mit dieser Randbedingung konnten die Treibstoff-Massenanteile in beiden Phasen ermittelt werden, siehe Abbildung 3.8. Die gesamte Antriebsdauer des ersten Impulses beläuft sich somit auf ca. 10,7 s mit einer Treibstoffmasse von 216,4 kg. Der Schub des zweiten Impulses trägt hingegen nur geringfügig zum Geschwindigkeitsaufbau bei, wobei seine Wirkdauer sich auf ca. 4 s beschränkt.

Bei der Bestimmung der charakteristischen Geschwindigkeit in der Triebwerksmodellierung wurden Verbrennungswirkungsgrade von $\eta_{c^*} = 0,95$ angenommen. Die Berücksichtigung des Impulswirkungsgrades der effektiven Austrittsgeschwindigkeit erfolgt erst in der Flugsimulation, da hier der Triebwerksschub zusätzlich mit dem Umgebungsdruck der Atmosphäre korrigiert werden kann. Der Impulswirkungsgrad wird zu $\eta_{ce} = 0,95$ angenommen.

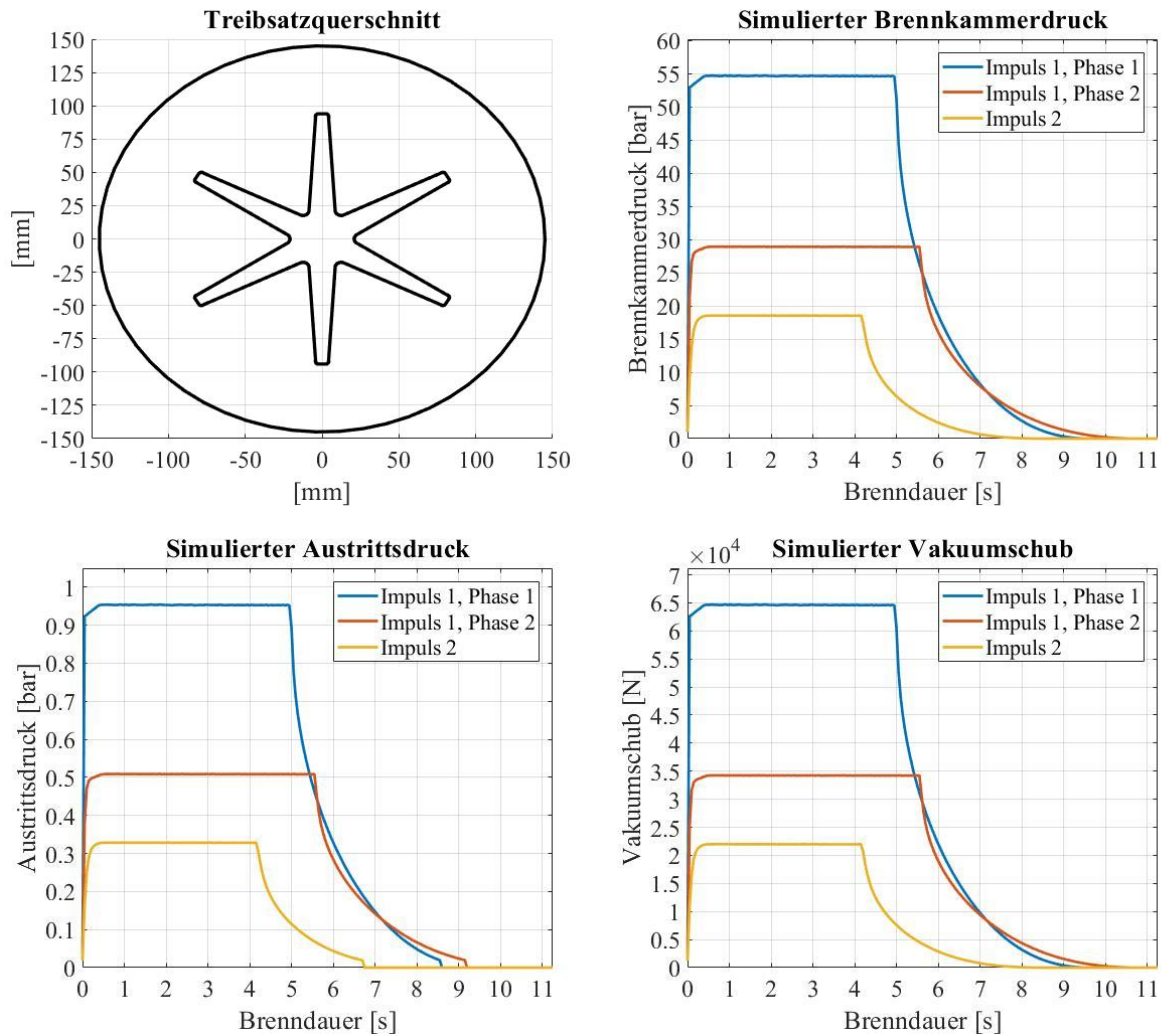


Abbildung 3.8: Leistungssparmeterverläufe des Haupttriebwerkes ($\varnothing = 300 \text{ mm}$)

Die Leistungsparameter des Triebwerkes sind in Tabelle 3.8, getrennt in die jeweiligen Impulse und Phasen, aufgelistet. Der Füllungsgrad des Treibstoffes in der Brennkammer liegt bei beiden Impulsen bei ca. 89,5%. Im Anhang 11 sind die Triebwerksparameter für die Entwürfe der generischen Flugkörperstudien für die Kaliber 280 und 320 mm zusammengefasst.

| Triebwerksparameter | Impuls 1, Phase 1 | Impuls 1, Phase 2 | Impuls 2 |
|--|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| Außendurchmesser [mm] | 145 | 145 | 145 |
| Länge [mm] | 1259 | 742 | 357 |
| Treibsatzmasse [kg] | 136,1 | 80,3 | 38,6 |
| Druckexponent n | 0,284 | 0,289 | 0,318 |
| Temperaturrexponent a | 0,125e-3 | 0,125e-3 | 0,125e-3 |
| Brennkammerdruck p_{MEOP} [bar] | 54,6 | 28,9 | 18,5 |
| Düsenenddruck p_e [bar] | 0,95 | 0,51 | 0,33 |
| Düsenhalsdurchmesser [mm] | 90 | 90 | 90 |
| Entspannungsverhältnis ε [–] | 9,68 | 9,68 | 9,68 |
| Ideale Austrittsgeschwindigkeit für Vakuum $c_{e,vac}$ [m/s] | 2790,6 | 2785 | 2780 |
| Idealer, maximaler Vakuumschub $F_{HM,V,max}$ [N] | 64.650 | 34.425 | 22.000 |
| Operationelle Brenndauer t_b [s] ($F_{HM,V} > 0.1 \cdot F_{HM,V,max}$) | 4,95 | 5,45 | 4,0 |
| Gesamtimpuls I_{ges} [kNs] | 378,4 | 223,2 | 107,2 |

Tabelle 3.8: Zusammenfassung der Leistungsparameter des generischen FK-Motors ($\varnothing = 300 \text{ mm}$)

Zusammen mit den vorgeschlagenen Dimensionen der Flugkörperzellen sowie iterativ angepassten Treibsatzgrößen können vollständige Massenbilanzen erstellt werden. Die Tabelle 3.9 fasst die Masseneigenschaften, sowie die Schwerpunktpositionen bezogen auf die Spitze des FK-Entwurfes mit einem Außendurchmesser von 300 mm zusammen. Im Anhang 12 sind entsprechende Masseneigenschaften der Flugkörperstudien für die Kaliber von 280 und 320 mm vorgestellt. Die Gesamtmassen der einzelnen Entwürfe steigen gleichmäßig von 433,6 kg bei 280 mm Außendurchmesser, über 491,6 kg bei 300 mm, bis 545,3 kg bei 320 mm an. Die einzelnen Baufaktoren liegen bei 0,48 mit einer Abweichung von max. 0,12% zueinander.

| Masseneigenschaften | T0 | T1 | T2 | T3 |
|---|--------|--------|--------|--------|
| FK Masse [kg] | 491,6 | 275,5 | 236,5 | 206,4 |
| Massenträgheitsmoment I_{XX} , [kg · m ²] bezogen auf den COG | 7,9 | 4,99 | 4,5 | 4,1 |
| Massenträgheitsmomente $I_{YY} = I_{ZZ}$, [kg · m ²], bezogen auf den COG | 810,7 | 653,9 | 643,3 | 616,1 |
| Schwerpunktposition (relativ zur Raketenspitze) [mm] | 2810,5 | 2457,7 | 2535,1 | 2663,5 |

Tabelle 3.9: Masseneigenschaften des generischen FK-Entwurfes ($\phi = 300$ mm)

In Abbildung 3.9 sind Dimensionen des Entwurfes mit 300 mm Außendurchmesser dargestellt. Die Schwerpunktpositionen des FK zu den jeweiligen Zeitpunkten des Motorabbrandes sind in grauer Schriftfarbe mit „COG T“ gekennzeichnet.

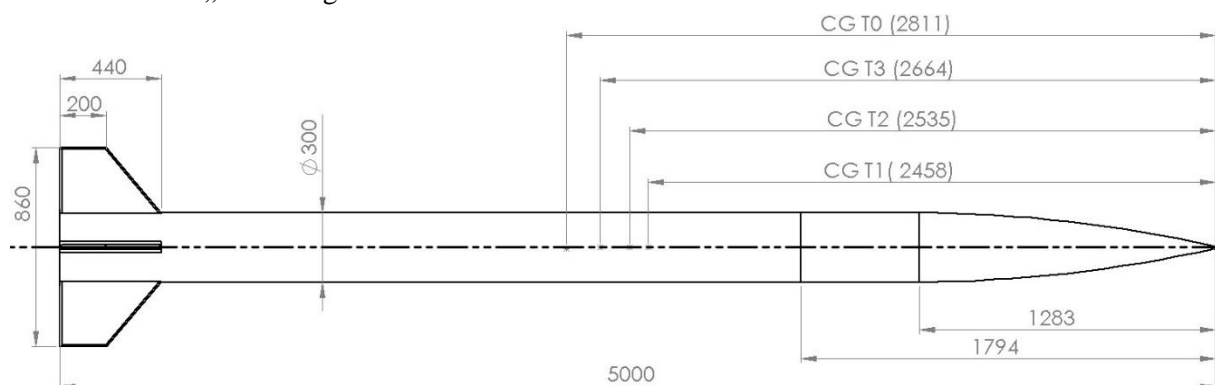


Abbildung 3.9: Dimensionen des generischen FK Entwurfes ($\phi = 300$ mm)

Die größte Positionsverschiebung des Schwerpunktes resultiert aus dem Treibstoffverbrauch während der Verbrennung des Treibsatzes des ersten Impulses. Der Schwerpunkt wandert dabei zur Spitze des Flugkörpers hin. Anschließend verlagert sich dieser beim Abbrennen des zweiten Treibsatzes zurück nach hinten, von der Flugkörperspitze weg. Der Anhang 13 zeigt die Schwerpunktpositionen der generischen Flugkörperstudien für die Kaliber 280 und 320 mm.

3.4.2 Ballistische Flugleistungsrechnungen

Das Ziel der Flugleistungsrechnungen bei den drei vorgestellten Entwürfen liegt in der Abschätzung eines möglichen Designoptimums hinsichtlich des L/D-Verhältnisses, sowie der generellen Massendimensionierung einzelner Subsysteme. Die Ermittlung von Flugleistungen erfolgt dabei im Rahmen von Simulationen wobei die generischen FK-Entwürfe mit den definierten aerodynamischen- und Triebwerksparametern bei unterschiedlichen Abgangswinkeln gestartet werden. Nach dem Ausbrennen des ersten Impulses geht der Flugkörper in einen nicht angetriebenen ballistischen Flug über. Die Abbildung 3.10 zeigt die Zusammenfassung der Flugleistungen für den Außendurchmesser von 300 mm. Ergebnisse aus den Flugsimulationen mit 280 und 320 mm Kalibern sind im Anhang 14 dargestellt. Es wird angenommen, dass der späteste Zeitpunkt für die Zündung des zweiten

Treibsatzimpuls im Scheitelpunkt der ballistischen Parabel liegt. In der Simulation mit einem Abgangswinkel von 85° wird dieser nach 120 s Flugdauer erreicht (Bereich zwischen den zwei vertikalen Linien in der Abbildung 3.10). Der früheste Zeitpunkt für die Zündung des zweiten Triebwerksimpulses liegt nach dem vollständigen Ausbrennen der zweiten Phase des ersten Motorimpulses, also nach einer Flugdauer von 14,5 s.

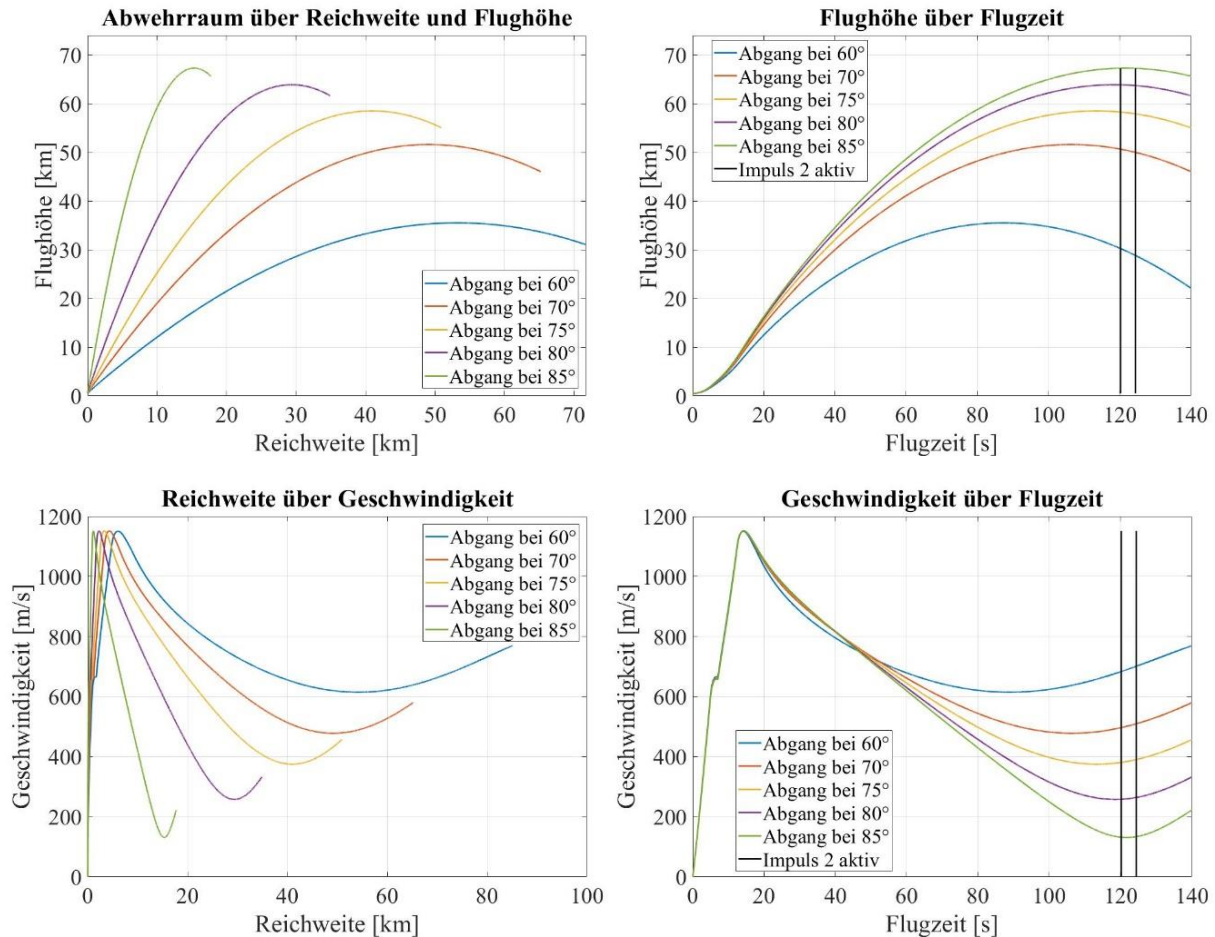


Abbildung 3.10: Flugleistungen des generischen Flugkörpers mit 300 mm Außendurchmesser

Aus den Simulationen wird deutlich, dass die gewählten Dimensionen der Flugkörperentwürfe den Anforderungsbereich an seiner unteren Grenze erfüllen und lediglich geringfügige Unterschiede hinsichtlich ihrer Flugleistungen aufweisen. Die Abweichungen in Brennschlussgeschwindigkeit sowie Flughöhen liegen im einstelligen Prozentbereich, was deutlich höher ist, als die Abweichungen in den Baufaktoren einzelner Entwürfe. Die vergleichbaren Flugleistungen bei sehr unterschiedlichen Treibstoff- und Flugkörpermassen können durch die Kompensation des höheren aerodynamischen Widerstandes bei steigenden Durchmessern, mit einer größeren Treibstoffmasse, bzw. höherem Schub des Antriebssystems erklärt werden. Abweichende Flugleistungen sind lediglich bei einer grundsätzlichen Änderung des Antriebskonzeptes zu erwarten.

Der Entwurf mit 300 mm Außendurchmesser weist trotzdem etwas höhere Flugleistungen in seiner Gipfelhöhe und der Brennschlussgeschwindigkeit auf. Die maximal erreichbaren Höhen liegen im Bereich von ca. 66 km bei einer Reichweite von ca. 15 km, wobei hier die Fluggeschwindigkeit ihr Minimum erreicht. Die Brennschlussgeschwindigkeit des ersten Impulses liegt bei ca. 1150 m/s, was ca. 3,8 Mach entspricht. Diese wird nach ca. 14,5 s in relativ niedrigen Höhen von ca. 10 km erreicht. Das Zünden des zweiten Impulses erbringt einen weiteren Geschwindigkeitsgewinn von ca. 400 m/s.

Die Scheitelpunkte der ballistischen Parabeln bei einem Abgang mit 70° liegen bei allen Entwürfen im Bereich von ca. 50 km Höhe und 50 km horizontaler Flugweite. Die Fluggeschwindigkeiten erreichen dabei ihr Minimum mit ca. 478 m/s, bzw. 1,45 Mach. Dieser Wertebereich kann nur als Reichweite

bezeichnet werden, sofern die Abfangbedingungen (bspw. Schnittwinkel der Ziel- und Abfangtrajektorie, Anfluggeschwindigkeiten) eine genügend geringe Überlebenswahrscheinlichkeit des Wiedereintrittskörpers bewirken.

Obwohl die ermittelten Leistungswerte einzelner Entwürfe im ähnlichen Wertebereich liegen, schneidet der FK mit 300 mm Kaliber im Vergleich geringfügig besser ab, sodass dieser als Referenzentwurf für weitere Betrachtungen des DAC-Systems angesehen wird. Die geringen Leistungsunterschiede stellen einen Designfreiheitsgrad im Flugkörperentwurf dar, sofern ein detailliertes Ausarbeiten einzelner Subsysteme eine Änderung des FK-Durchmessers notwendig macht. Grundsätzlich sollten jedoch Flugkörperentwürfe mit niedrigeren Brennschlussmassen priorisiert werden, da sie eine direkte Auswirkung auf die Leistungsfähigkeit des DAC-Systems, bzw. Manövrierfähigkeit haben.

4 Entwurfsmethoden und Simulation von DACS-Triebwerken mit Festtreibstoffen

In den vorhergehenden Kapiteln wurden Anforderungen und funktionale Randbedingungen an das DAC-System des generischen Flugkörpers definiert. Diese können folgend zusammengefasst werden:

- Querschleunigungen von mindestens 50 m/s^2 , bzw. 5 g bezogen auf das FK-Gewicht zum Zeitpunkt des DACS-Betriebes müssen erbracht werden;
- Die operationelle Betriebsdauer soll im Bereich von ca. 4 – 5 s liegen;
- Die Dimensionen des Systems sollen einen Durchmesser von 300 mm und eine Länge von ca. 510 mm nicht überschreiten;
- Die Gesamtmasse des DAC-Systems soll 60 kg nicht überschreiten;
- Die Aktionszeit der Aktuatoren soll möglichst kurz sein;
- Das System muss mit Festtreibstoffen betrieben werden.

Für den Entwurf des DAC-Systems bei einem FK-Trockengewicht von 206 kg bedeutet die geforderte Querschubfähigkeit von 5 g einen Gesamtschub von ca. 10,1 kN. Grundsätzlich kommen mehrere Konzepte der DAC-Systeme zur Erfüllung der gestellten Anforderungen in Frage. Im Weiteren werden mehrere Ansätze technischer Lösungen diskutiert und für die Weiterverfolgung ausgewählt. Insbesondere wird zwischen kontinuierlichen und diskreten, bzw. diskontinuierlichen DAC-Systemen unterschieden. Anschließend werden im Rahmen der Studie, Systemantworten des offenen Kreises der Aktuatoren betrachtet, um Kurzzeit-Reaktionen des Flugkörpers zu untersuchen.

4.1 Diskontinuierliche Feststoff-DAC-Systeme

Querschub- und Lageregelungssysteme mit einer kurzzeitig gerichteten Impulswirkung, ohne einer Möglichkeit zur Einstellung des Schubniveaus, werden als diskontinuierliche DAC-Systeme bezeichnet. Das prominenteste Beispiel stellen die Feststoff-Lageregelungsmotoren (*Attitude Control Motors*). Diese bestehen lediglich aus einem Zünder, dem Treibsatz und der Düse. Nach der Zündung erzeugen sie einen sehr kurzen jedoch starken Impuls und induzieren somit Kräfte auf die Flugkörperzelle. Auf eine Vorgabe des Autopiloten wird im Flug die Zündung eines oder mehrerer ACMs initiiert und dadurch Drehmoment am Flugkörper erzeugt. Dieses führt zu einem aerodynamischen Anstellwinkel bzw. Kräften an der FK-Zelle, welche wiederum eine Kursänderung einleiten. Ein Anwendungsbeispiel dieser Technologie stellt der PAC-3 Flugkörper [36] des Flugabwehrsystems PATRIOT dar [21]. Hinweise auf den Einsatz dieser Technologie finden sich aber auch in den Flugkörpern 9M96E und 9M96E2 des Flugabwehrsystems Almaz-Antey 40R6 / S-400 Triumpf [82]. Diskontinuierliche ACM-Triebwerke haben keine beweglichen mechanischen Komponenten. Die daraus resultierende Einfachheit und hohe Zuverlässigkeit zeichnet sie im Vergleich zu kontinuierlichen Lösungen aus.

Wie bereits angesprochen, besteht die Notwendigkeit in der Rotation des gesamten Flugkörpers oder des ACS-Systems um seine Längsachse, sofern die Bahnkorrektur im Endanflug allein mit dem reaktiven Lageregelungssystem aus ACM-Treibsätzen durchgeführt wird. Zusätzlich wird eine Vielzahl an Treibsätzen benötigt, wie es beim PAC-3 mit 180 ACMs der Fall ist, sofern mehrere Flugbahnkorrekturen eingeleitet werden. Wird hingegen lediglich eine geringe (einstellige) Anzahl an Bahnkorrekturen kurz vor der Kollision des Abfangflugkörpers mit dem ZO benötigt, um die Zielablage zu reduzieren, reicht auch eine kleinere Anzahl der ACMs aus. Hier besteht auch keine Notwendigkeit den FK um die Längsachse zu rollen, um stets Treibsätze in der geforderten Wirkrichtung zur Verfügung zu haben. Dies trifft mutmaßlich auf die Funktionalität der 9M96E und 9M96E2 Flugkörper zu.

Das Design von ACM-Treibsätzen ist von der Dimensionierung maximaler Schubkräfte, Anzahl der Steuerimpulse, der erforderlichen Rollrate des Flugkörpers und insbesondere von dem vorhandenen Bauvolumen abhängig. Zusätzlich müssen in der Aktivierungslogik des ACS Unterschiede in den zu erzeugenden Drehmomenten berücksichtigt werden, da einzelne Treibsatzringe verschiedene Abstände zum Gesamtschwerpunkt des Flugkörpers haben. Als Alternative zur ACM-Technologie kann das

Prinzip der Düsenhalsquerschnittsänderung verwendet werden [38], [83]. Dabei erfolgt die Verbrennung der Treibstoffe in einer einzelnen Brennkammer, wobei Heißgase auf die jeweiligen Düsen (typischerweise vier) verteilt werden. Der engste Querschnitt wird nach Bedarf von einer Düsennadel geöffnet oder geschlossen und dadurch Schub erzeugt. Da für eine Querschubsteuerung bspw. vier Düsen in einer Ebene angeordnet werden, können ihre Dimensionen größer gewählt und somit höhere Schubkräfte erreicht werden.

4.1.1 Existierende Designstudien und operationelle Systeme

Da es bei derartigen Systemen um militärische Geräte handelt, unterliegt deren genaue Spezifizierung gesetzlichen Geheimhaltungsvorschriften, was einen präzisen Umriss des aktuellen Standes schwer abschätzbar macht. Nichtsdestotrotz können anhand publizierter Dokumente einige Aussagen zum Design der Systeme getroffen werden. Die Abbildung 4.1 ist eine Schnittdarstellung des ACS-Systems und eines einzelnen ACM-Treibsatzes des PAC-3 Flugkörpers [36]. Laut Angaben liegt der Gesamtimpuls eines Motors bei 51,15 Ns, liefert einen Schub von 6000 N und hat eine Treibstoffmasse von ca. 28 g [37]. Dies entspricht einer Betriebsdauer von 8,5 ms, was für den gesamten Zünd- und Verbrennungsprozess sehr kurz ist und an die Treibstoffe hinsichtlich der Abbrandgeschwindigkeit, sowie Brennkammerdrücke, sehr hohe Anforderungen stellt. Bei der Annahme einer konstanten Schubwirkung, ergibt sich ein Massenstrom von ca. 3,3 kg/s und eine effektive Austrittsgeschwindigkeit c_e von ca. 1827 m/s, was für Feststoffe relativ niedrig, jedoch für kleine Expansionsverhältnisse, wie im vorliegenden Fall, plausibel ist. Vergleichbare Daten zu den ACM-Treibsätzen des S-400 Systems liegen leider nicht vor, bzw. konnten im Rahmen der Rechercharbeiten nicht gefunden werden, sodass hier eine Gegenüberstellung beider Systeme nicht möglich ist.

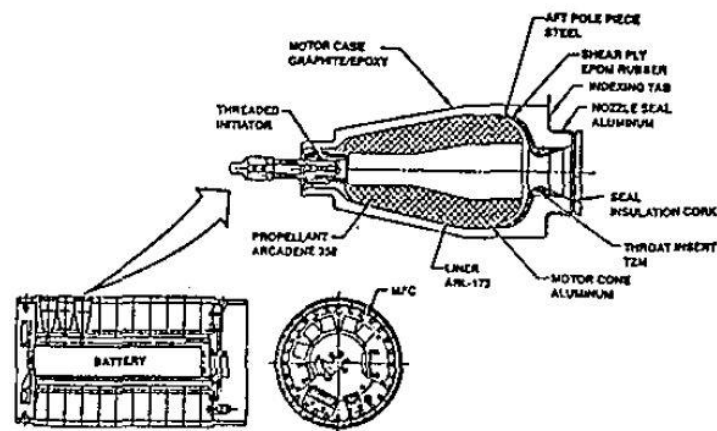


Abbildung 4.1: Schnitt durch einen ERINT-1 (PAC-3) ACM Treibsatz [36]

Die Entwicklung von DACS-Technologien mit veränderlichen Düsenhalsquerschnitten wurde in erster Linie für den Einsatz in Kill Vehikeln territorialer und strategischer Raketenabwehr vorangetrieben [84]. Aufgrund höherer Annäherungsgeschwindigkeiten bei gleichbleibenden Zielablage wurde hier die Regelbarkeit der Schubimpulsdauer in Vordergrund gestellt. Die Abbildung 4.2 zeigt das Funktionsschema eines solchen Motors.

Die Heißgase strömen aus einer seitlich angebrachten Zuleitung in ein Plenum, in welchem sich eine axial bewegliche Düsennadel befindet. Die Spitze der Nadel ragt in den konvergenten Teil der Düse hinein, in welchem der statische Druck sich mit steigender Strömungsgeschwindigkeit verringert. In der Rückwand der Düsennadel sind Öffnungen vorhanden, welche das Gas aus dem Plenum hinter die Nadel führen und damit auf die gesamte Fläche den Brennkammerdruck ausüben ($P_1 = P_2$). Durch das Kräfteungleichgewicht wird die Nadel unter diesen Bedingungen immer in die geschlossene Position gedrückt, sodass der engste Düsenhalsquerschnitt blockiert wird. Mit der Einführung eines Ablassventils

(Pilot Valve) in der hinteren Kammer können Heißgase aus dieser abgelassen werden, wodurch der Druck an der Rückwand gesenkt wird ($P_1 > P_2$) und die Nadel öffnet.

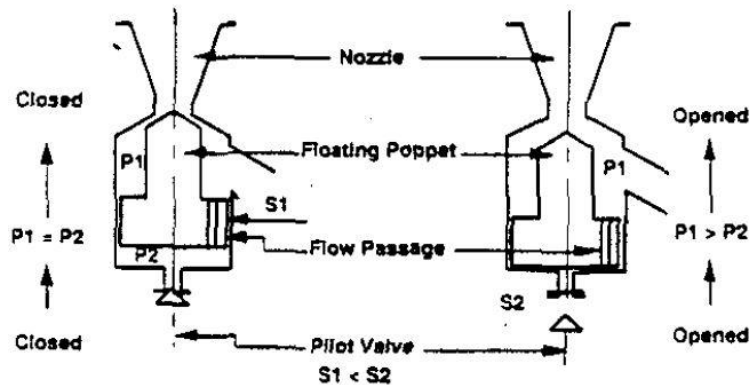


Abbildung 4.2: Funktionsschema eines diskreten Querschubmotors [38]

Neben vorgestellten Lösungen sind diverse weitere Möglichkeiten zur Ausführung diskontinuierlicher DAC-Systeme vorhanden. Sehr kurze Zeitkonstanten werden bspw. bei Lösungen mit einem rotierenden Schließer des Düsenhalses erreicht, bei welchem keine Druckkräfte auf die Aktuatorkomponenten wirken, sondern mechanisch auf die Lager umgeleitet werden. Beim Bedarf sehr niedriger Schübe und kurzer Stellzeiten, was häufig bei KV-Lageregelungssystemen zutrifft, können alternative Technologien zum Verschließen des Düsenhalsquerschnittes eingesetzt werden. Als Funktionsbeispiel können *Rapid Reaction Valves* [85] angeführt werden, bei welchen eine Metallkugel den Durchflusskanal blockiert und mittels einer elektromagnetischen Kraft, aus ihrer Ruhelage zum Öffnen des Strömungskanals ausgelenkt werden kann.

4.1.2 System- und Simulationseigenschaften

Die geringe technische Komplexität und einhergehende Zuverlässigkeit der ACM-Technologie macht diese insbesondere für taktische Raketenabwehrsysteme interessant, vor allem, wenn kleinere Zielablagen im Endanflug korrigiert werden müssen. Die Systemauslegung und der Betrieb von ACM-Treibsätzen unterliegt jedoch folgenden Randbedingungen:

- Der Impuls eines einzelnen Triebwerkes muss auf die Rotationsgeschwindigkeit des FK angepasst sein, um neben dem gewünschten Richtungsimpuls keine Störimpulse zu erzeugen;
- Die Zündung der Treibsätze muss deterministisch, zuverlässig und schnell erfolgen. Abhängig von der elektrischen Zündleistung, kann dies leistungsfähige Batterien erfordern.
- Die vollständige Umsetzung des Treibstoffes in einer sehr kurzen Zeit erfordert hohe Verbrennungsgeschwindigkeiten und somit Brennkammerdrücke, bzw. große Verbrennungsoberflächen.
- Der Schub einzelner Treibsätze ist durch die kleinen konstruktiven Dimensionen und Randbedingungen sehr beschränkt.
- Eine hohe Effizienz der Lageregelungsmotoren erfordert eine an den Umgebungsdruck angepasste Düse, deren Länge jedoch durch das Kaliber des Flugkörpers limitiert wird.
- Der Baufaktor des ACS Systems ist durch die große Anzahl einzelner Zünder, Treibsätze und Brennkammern relativ niedrig, sodass die Technologie nur bis zu einer bestimmten Dimension sinnvoll zu verfolgen ist.
- Durch die Rotationsbewegung des Flugkörpers oder des ACS-Systems, wird der Aufwand und die Komplexität zur Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte erhöht, insbesondere durch die Interaktion ausströmender Gase mit der Flugkörperzelle. Eine Vorauslegung mit analytischen oder semi-empirischen Tools kann somit fehlerbehaftet sein. Von Beginn an sollen vorzugsweise CFD-Methoden angewandt werden, um mögliche Interaktionseffekte aufzudecken und eine Grundlage für die Erstellung von Simulationsmodellen zu legen.

- Ein weiterer Nachteil aller diskret arbeitenden Lageregelungssysteme ist die Unfähigkeit einen ausgetrimmten Flugzustand des Flugkörpers zu erreichen, was die Flugregelung eines solchen Systems schwierig macht.

Im Fall einer Treibsatzwandstärke von 5 mm und einer geforderten Aktionszeit des Triebwerkes von ≤ 10 ms, ist eine Verbrennungsgeschwindigkeit von 500 mm/s notwendig. Dieser Wert liegt deutlich über den typischen Verbrennungsgeschwindigkeiten von ca. 1,5 – 80 mm/s bei gängigen Feststofftreibstoffen [43] und stellt gewisse Herausforderungen an die Treibstoffherstellung dar.

Die Verhaltenssimulationen der Lageregelungsmotoren erfolgen analog zu der von Haupttriebwerken, vgl. Kapitel 3.2.2. Neben der Modellierung der Innenballistik muss zusätzlich eine Logik implementiert werden, mit welcher die Kommandos auf konventionelle Reglerkanäle in der Nick- und Gierebene im nichtrotierenden, körperfesten System auf das ACS richtig übertragen werden. In der FK-Flugsimulation müssen außerdem die Änderungen der Masse und der Massenträgheitsmomente des ACS-Systems berücksichtigt werden.

4.2 Kontinuierliche DACS Systeme

Hohe Präzision beim Endanflug erfordert gute Regelungsmöglichkeiten der Schubkräfte in sehr kleinen Zeitskalen. Hierbei stellen die äußeren Dimensionen und konstruktive Integrationsbedingungen der Flugkörperzelle die Rahmenbedingungen für die Leistungsfähigkeit des DAC-Systems dar.

Neben einer Anwendung im Bereich der Raketenabwehr, wird diese Technologie auch in den Schleudersitzen von Kampfflugzeugen eingesetzt [86]. Im Fall eines Rettungsmanövers aus einem trudelnden Flugzeug in Bodennähe wird der Pilot mithilfe eines DAC-Systems im Schleudersitz kontrolliert in einen sicheren Flugraum katapultiert.

4.2.1 Designstudien

Die Technologien zur Änderung der Düsenhalsquerschnittsflächen wurden bereits in den Anfängen der Entwicklung von Raumfahrtantrieben untersucht und patentiert, bspw.: [87], [88]. Die Hauptintention dieser Überlegungen ist die Sicherstellung reproduzierbarer Flugleistungen durch die Regelung Brennkammerdruckes, bzw. der temperaturabhängigen Verbrennungsgeschwindigkeit der Treibstoffe.

Grundsätzlich gibt es mehrere konstruktive Möglichkeiten, den Düsenhalsquerschnitt kontinuierlich anzupassen. Eine von diesen stellt die Ausführung einer im Querschnitt rechteckigen Düsengeometrie dar, bei welcher die Halsfläche mit zwei Exzentern variiert werden kann – Abbildung 4.3.

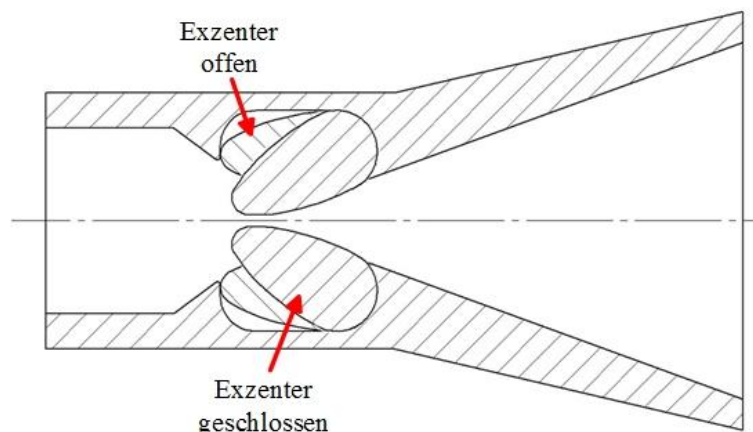


Abbildung 4.3: Schema einer rechteckigen Düse mit variablen Halsquerschnitt

Hier müssen zwei gegenüberliegende Exzenter miteinander mechanisch verbunden und simultan bewegt werden, um symmetrische Strömungsverhältnisse im Expansionsteil zu ermöglichen. Problematisch können sich jedoch Thermallasten auswirken, da eine Kühlung der Exzenter schwer zu realisieren ist, sodass man auf ablativ Kühlungsmethoden zurückgreifen würde. Als weitere negative Effekte können Spaltströmungen und einseitige Druckbelastungen in Erscheinung treten. Die auftretenden Drehmomente an den Exzenter, welche aus der einseitigen Druckbelastung resultieren, können nur mechanisch kompensiert werden und erfordern leistungsfähige Aktuatoren. Die rechteckige Form des Plenums führt zu notwendigen Versteifungen in den Ecken und größeren Dimensionen des Düsenaustrittsquerschnittes im Vergleich zu einer achsensymmetrischen Ausführung. Aufgrund ihrer nachteiligen Eigenschaften werden Triebwerke in dieser konstruktiven Ausführung nicht gebaut.

Weitaus mehr verbreitet, ist die Technologie mit einer achsensymmetrischen Düsennadel, vergleichbar mit den vorgestellten diskontinuierlichen Systemen im Kapitel 4.1.1. Die Nadel wird dabei mithilfe eines Aktuators und ggf. eines Getriebes entlang der Symmetrieachse bewegt, Abbildung 4.4. Alternativ kann das Gehäuse gegenüber einer fixierten Nadel bewegt werden. Beim Erreichen einer geforderten Position, wird durch die Geometrie der Nadel und des Gehäuses ein gewünschter Düsenhalsquerschnitt definiert.

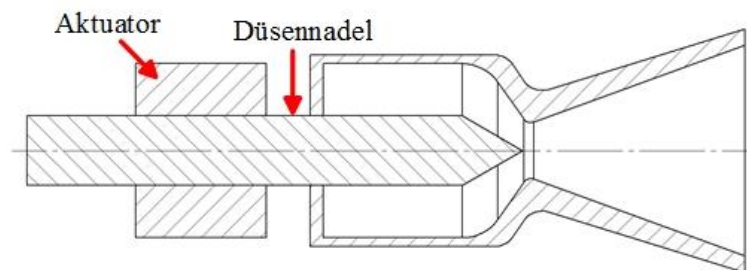


Abbildung 4.4: Schema einer achsensymmetrischen Düse mit einer Düsennadel

Diese Art der Ausführung erlaubt eine symmetrische Umströmung der Düsennadel. Weitere konstruktive Anpassungen ermöglichen einen partiellen Kräfteausgleich der Nadellast [61]. Dieser ist insbesondere für den DAC-Aktuator vorteilhaft, da lediglich die Massenträgheit der Nadel überwunden werden muss.

Das Schubverhalten ist nahezu direkt proportional zum Öffnungsquerschnitt des Düsenhalses. Aus regelungstechnischen Gründen ist ein lineares Verhalten des Schubes gegenüber der Nadelposition erwünscht. Dieses wird durch die Querschnittsform der Nadelspitze definiert wobei eine konkave Geometrie vorgesehen werden muss.

Alternative Ausführungen der Düse-Nadel-Konstruktion stellen Expansion-Deflection-, Entwürfe dar, welche höhere Expansionsverhältnisse auf kürzeren Abmessungen ermöglichen [86], [89]. Hier muss jedoch mit Strömungsablösungen an der Düsennadel gerechnet werden, welche zu unregelmäßigen Nadelbelastungen führen. Dies wiederum erfordert ein aktives Ausregeln der Störbelastungen durch den Aktuator.

Aufgrund einer kompakteren Bauweise hinsichtlich der Düsenlänge, achsensymmetrischer Strömungsvorgänge und potenzieller Kräftekompensation, wird in weiteren Betrachtungen die klassische, achsensymmetrische Ausführung der Düse-Nadel-Konfiguration bevorzugt.

Ein DAC-System erfordert für die Flugbahnkorrektur mindestens vier in einer Ebene angeordneter Schubdüsen, wie in Abbildung 4.5 angedeutet. Zusammen mit den Anforderungen an den Schub sowie funktionalen Eigenschaften des DAC-Systems, können in dieser Abbildung konstruktive Einschränkungen in der Dimensionierung einzelner Triebwerke verdeutlicht werden. Dabei werden folgenden Randbedingungen und Annahmen getroffen:

- Der Düsendifferenzwinkel soll möglichst groß sein, jedoch 50° nicht überschreiten;
- Der Düsenschnitt wird durch den vorgegebenen Schub bei einem iterativ zu ermittelnden Expansionsverhältnis definiert;
- Um Strömungsverluste in den Heißgasleitungen gering zu halten, muss der Querschnitt des Heißgaszulaufs in das Plenum größer als der maximale Düsenschnitt dimensioniert werden;
- Die letzte Einschränkung bezieht sich auf einen sehr geringen Stellweg der Nadel sowie die Dimensionierung, bzw. Anordnung der Aktuatoren.

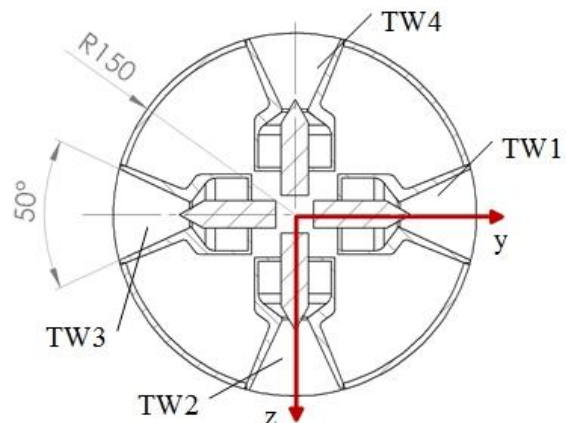


Abbildung 4.5: Querschnitt durch eine generische Anordnung von DACS-Triebwerken

Besonders die knappen Platzverhältnisse für die Unterbringung der Aktuatoren erfordern hohe Leistungsdichten derselben und stellen konstruktive Herausforderungen an das Design von DAC-Systemen dar. Das in Abbildung 4.5 dargestellte Anordnungsschema der Triebwerke hat den Vorteil, dass die gesamte Düsenschnittsfläche durch die separate Verschiebung einzelner Nadeln variabel ist. Der Brennkammerdruck kann somit durch das Erhöhen einzelner Querschnittsflächen verringert werden, sodass die Verbrennungsgeschwindigkeit des Treibstoffes gesenkt wird. In den Phasen, bei welchen kein Schub erforderlich ist, kann durch die separate Ansteuerung einzelner Triebwerke der Treibstoffverbrauch gesenkt werden.

Eine Alternative zu vier separat agierenden Triebwerken, stellt das Konzept mit der Kopplung entgegengesetzter Düsennadeln [90]. Beim Schließen einer Düse wird gleichzeitig die gegenüberliegende vollständig geöffnet, Abbildung 4.6. Dabei muss die mechanische Kopplung so ausgeführt werden, dass die Komponenten in der Längs-, bzw. Symmetrieachse nicht miteinander kollidieren. Andernfalls müssen die Schubdüsen in unterschiedlichen Ebenen angeordnet werden.

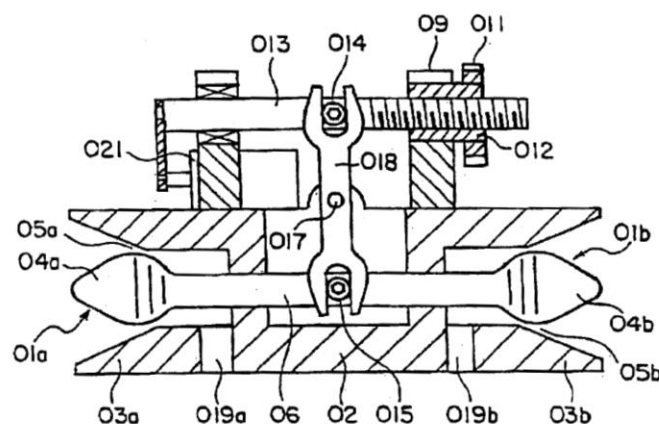


Abbildung 4.6: DACS Design mit einem gekoppelten Düsenpaar [90]

Dieses Konzept hat den Vorteil, dass lediglich zwei statt vier Aktuatoren, wie im entkoppelten System für die Triebwerkssteuerung notwendig sind. Ohne zusätzliche mechanischen Vorrichtungen bleibt während des Betriebes die gesamte Düsenschnittsfläche und mit ihr der

Brennkammerdruck sowie dadurch auch der Massenstrom konstant. Grundsätzlich hat der Entwurf mit gekoppelten Düsennadeln zwei große Nachteile hinsichtlich des Treibstoffverbrauches:

1. Wird der Schub entlang einer Triebwerksachse dominierend in eine Richtung gefordert, muss der Schubanteil des entgegengesetzten Motors stets kompensiert werden;
2. Die Treibstoffmassenströme aus den Triebwerken, welche senkrecht zur relevanten Schubrichtung angeordnet sind, können nicht gedrosselt werden.

Wird im entkoppelten System bspw. der maximale Schubbetrag in die y -Richtung angefordert (TW1 in der Abbildung 4.5), werden die Düsenhalsquerschnitte des entgegengesetzten und der an Schubrichtung nicht beteiligten Triebwerke – TW3, TW2 und TW4 blockiert. Dadurch wird der Großteil des Massenstroms durch das Triebwerk TW1 geleitet. Im gekoppelten System hingegen, kann der Heißgasmassenstrom in der an Schubrichtung unbeteiligten Achse nicht reduziert werden, weshalb hier der Treibstoffverbrauch höher liegt.

Für eine gegebene Treibsatzgeometrie einer einzigen Brennkammer wurden im Vorentwurf mehrere Betriebsmoden simuliert – siehe Abbildung 4.7. Im Anhang 15 sind Parameter und Randbedingungen für die Innenballistik-Simulationen generischer DAC-Systeme mit gekoppelten und entkoppelten Düsennadeln zusammengefasst. In beiden Simulationsfällen wird von gleichen Treibsatzparametern ausgegangen, wobei die Gesamtmasse des Treibstoffes mit 37 kg angenommen wird. Zusätzlich wird die Bedingung definiert, dass die Düsenhalsquerschnittsflächen einzelner Triebwerke zwischen 100% und 10% des Maximalwertes variiert werden können. Die Triebwerke der einzelnen Systeme werden jeweils aus einer gemeinsamen Brennkammer mit Heißgas gespeist. Die Fälle I und II geben dabei die Konfigurationen der Düsenhalsquerschnittsflächen eines entkoppelten Systems wieder, wobei der Schub einmal parallel zur y -Achse (Längsachse der TW1 und TW2 – Fall I und III) und einmal mit einem Winkel von 45° zu beiden Triebwerkslängsachsen aufgebaut wird (Fall II).

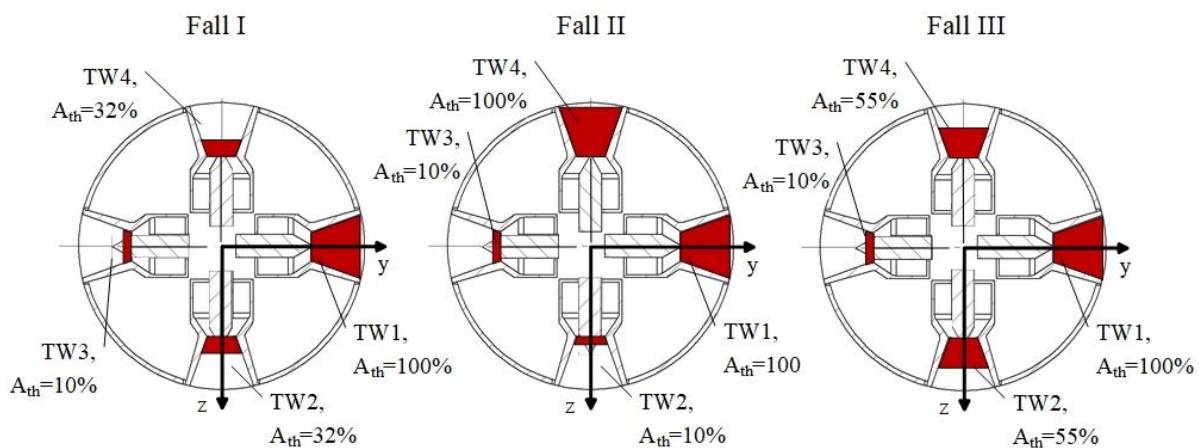


Abbildung 4.7: Düsenhalsquerschnittsflächen für verschiedene Schubvektoren

Die Düsenhalsquerschnittsflächen in einem gekoppelten Nadelsystem sind sowohl mit dem Fall II für 45° als auch dem Fall III für achsparallele Schubrichtung repräsentiert. Da die Düsenhalsquerschnittsfläche zwischen 10% und 100% variiert, ergibt sich ein Mittelwert von 55% für beide Triebwerke einer nicht aktiven Triebwerksachse (TW2 und TW4 im Fall III), wodurch sich der Schub der beiden Triebwerke kompensiert.

Das linke Diagramm in der Abbildung 4.8 zeigt die resultierenden Brennkammerdrücke für die Simulation des entkoppelten Nadelsystems, bzw. des ersten Betriebsfalls aus der Abbildung 4.7. Das rechte Diagramm der Abbildung 4.8 repräsentiert sowohl das Schub- und Druckverhalten eines entkoppelten, als auch eines gekoppelten Nadelsystems mit einem um 45° gedrehten Schubvektor. Der Druckverlauf stimmt hier jedoch nicht nur für den angeführten, sondern für alle Betriebspunkte des gekoppelten Systems, da sich der Summenwert aller Düsenhalsquerschnittsflächen nicht ändert.

Im linken Diagramm (Fall I) liegt der Gesamtschub bei ca. 10 kN, wobei dieser lediglich vom TW1 mit zusätzlicher Kompensation des entgegengewirkenden Schubes aus TW3 aufgebracht werden muss.

Der Schubanteil in der y-Achse fällt mit dem Gesamtschub zusammen, sodass der erste im Diagramm überdeckt wird. Schubkräfte aus TW2 und TW4 haben gleiche Beträge und gleichen sich aufgrund ihrer entgegengesetzten Richtungen aus, sodass keine Schubresultierende entsteht. Die Querschnittsflächen des TW2 und TW4 wurden iterativ auf 32% angepasst, damit ein resultierender Gesamtschub von 10 kN in der y-Achse erbracht wird. Beim weiteren Verschließen von TW2 und TW4 erhöht sich der Brennkammerdruck und somit auch der resultierende Schub in der y-Achse, wobei die Brenndauer sinkt.

Im rechten Diagramm der Abbildung 4.8 sind die Schubanteile in y- und z-Richtung gleich und fallen zusammen. Aufgrund einer größeren Düsenhalsquerschnittsfläche verringert sich der Brennkammerdruck, wobei die Brenndauer im Vergleich zum Fall I geringfügig steigt.

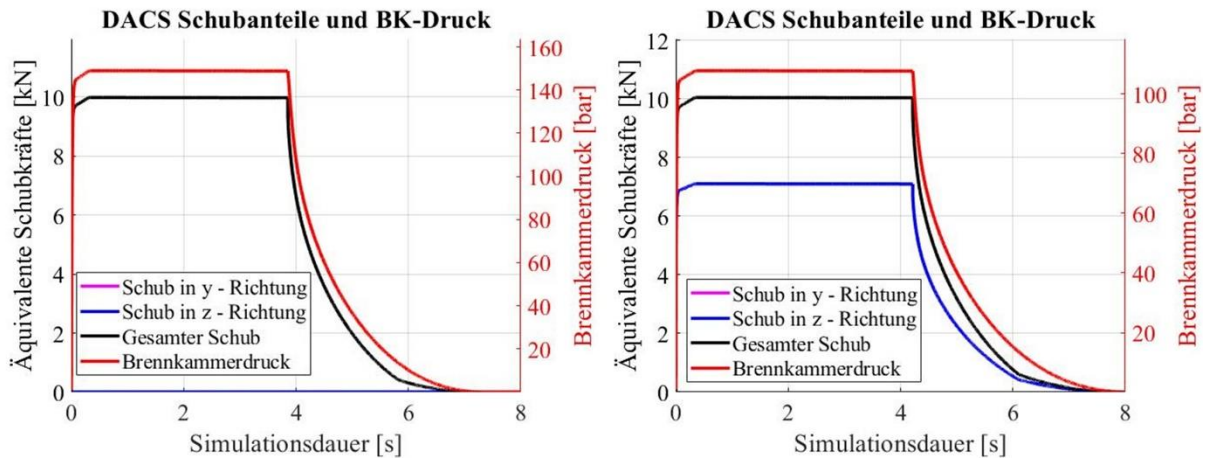


Abbildung 4.8: Schub- und Druckverläufe für den I. und II. simulierten Fall

In Tabelle 4.1 sind Ergebnisse aus verschiedenen Simulationsläufen sowohl des entkoppelten, als auch gekoppelten Nadelsystems zusammengefasst. Deutlich zu sehen ist das von den Nadelstellungen, unabhängige Verhalten des Brennkammerdrucks im System mit gekoppelten Nadeln (Fall II, III und V).

| Simulationsfall | Gesamtschub [kN] | BK-Druck [bar] | Brenndauer [s] |
|---|---------------------|-------------------|-------------------|
| Fall I, entkoppelte Nadeln, Schub parallel zur y-Achse, $A_{th,1} = 100\%$; $A_{th,2} = 32\%$; $A_{th,3} = 10\%$; $A_{th,4} = 32\%$; | 9,98 | 148,9 | 3,86 |
| Fall II, Schub mit 45° Neigung zu den Triebwerksachsen, entkoppelte und gekoppelte Systeme identisch, $A_{th,1} = 100\%$; $A_{th,2} = 10\%$; $A_{th,3} = 10\%$; $A_{th,4} = 100\%$; | 10,05 | 107,8 | 4,22 |
| Fall III, Schub parallel zur y-Achse, gekoppelte Nadeln, $A_{th,1} = 100\%$; $A_{th,2} = 55\%$; $A_{th,3} = 10\%$; $A_{th,4} = 55\%$; | 7,1 | 107,8 | 4,22 |
| Fall IV, Leerlauf, Schub minimal, entkoppelte Nadeln, $A_{th,1} = 100\%$; $A_{th,2} = 100\%$; $A_{th,3} = 100\%$; $A_{th,4} = 100\%$; | 0 | 47,13 | 5,31 |
| Fall V, Leerlauf, Schub minimal, gekoppelte Nadeln, $A_{th,1} = 55\%$; $A_{th,2} = 55\%$; $A_{th,3} = 55\%$; $A_{th,4} = 55\%$; | 0 | 107,8 | 4,22 |

Tabelle 4.1: Zusammenfassung der Leistungsparameter bei verschiedenen Konfigurationen der Düsenhalsquerschnittsflächen für gekoppelte und entkoppelte Nadelausführungen

Die gesamte Betriebsdauer mit einer konstanten Abbrandfläche liegt bei ca. 4,22 s, wobei ein Maximalschub von 7,1 kN in der y-, bzw. z-Achse des gekoppelten Nadelsystems erbracht werden kann.

Mit einer Verdrehung von 45° zu den Symmetrieachsen kann ein Schub von max. 10,05 kN erreicht werden.

Das System mit entkoppeltem Nadelverhalten zeigt eine deutlich höhere Flexibilität in den Leistungsparametern. Im Leerlauf, bei welchem kein Schub angefordert wird (Fall IV), liegt die maximale Betriebsdauer bei 5,31 s, was einer Steigerung von 25,8% gegenüber dem System mit gekoppelten Nadeln entspricht (Fall V). Obwohl sich beide Systeme beim Erbringen des Schubes mit einer 45° Verdrehung zu den Triebwerksachsen gleich verhalten, kann das System mit entkoppelten Nadeln einen höheren Gesamtschub in triebwerksp parallelen Achsen erbringen. Bei einem vorgegebenen Referenzschub von ca. 10 kN ist der erforderliche Brennkammerdruck höher, als im gekoppelten System, wodurch sich auch die gesamte Brenndauer geringfügig auf 3,86 s reduziert. Diese verringert sich weiter, sofern höhere Schübe parallel zu den Triebwerk längsachsen angefordert werden. Zusammenfassend kann gesagt werden, dass eine unabhängige Bewegungsmöglichkeit einzelner Nadeln Vorteile in der Missionsgestaltung mit sich bringt, jedoch auch zwei Aktuatoren mehr benötigt, als dies bei einer gekoppelten Nadelausführung der Fall ist.

4.2.2 Aktuatortechnologien

Hinsichtlich der Systemanforderungen gehören die Aktuatoren zu kritischen Komponenten in der Gestaltung der Querschub- und Lageregelungssysteme. Grundsätzlich kommen elektromechanische (DC-Motor mit Spindel) sowie pneumatische und hydraulische Aktuatoren in Betracht. Die Abbildung 4.9 zeigt zum Vergleich die typischen Leistungsparameter verschiedener Aktuatorssysteme [91].

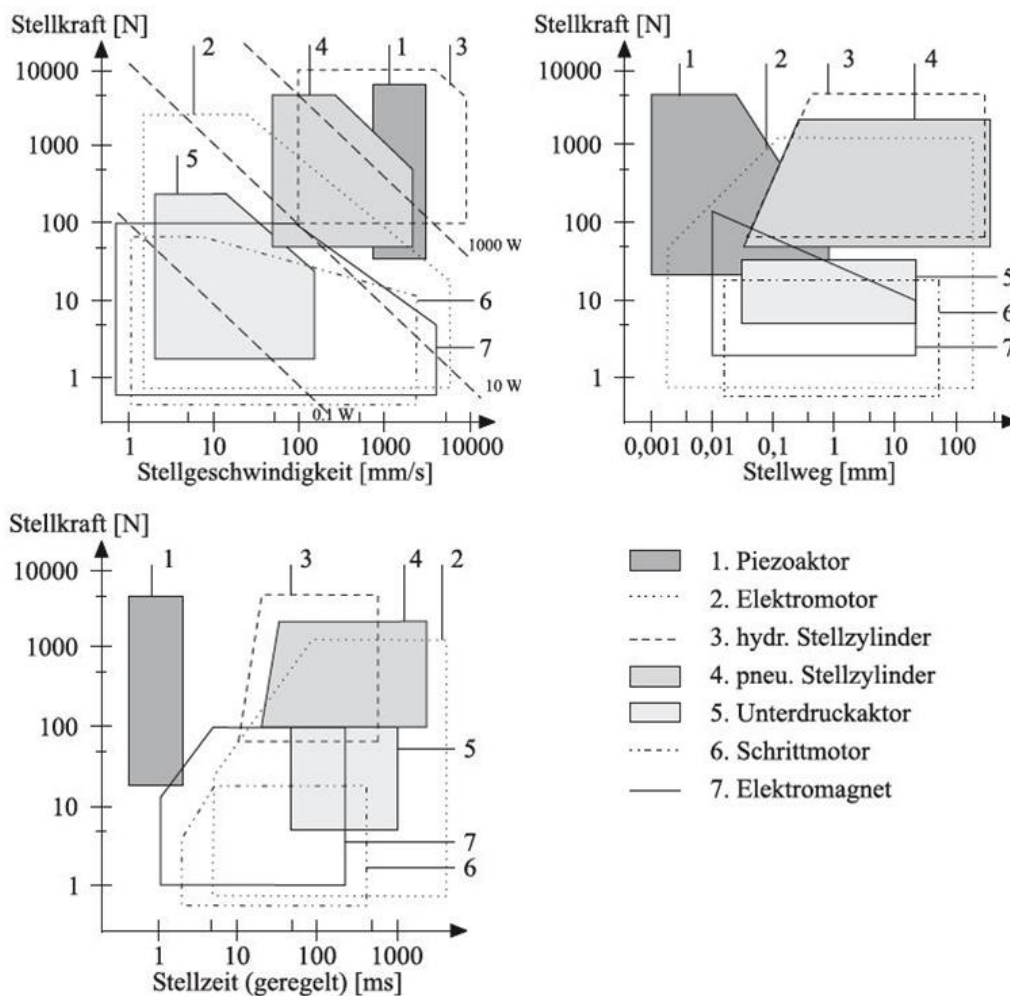


Abbildung 4.9: Typische Leistungsparameter wichtiger Aktuatortechnologien [91]

Die Bewegung von Steuerrudern in kleineren Flugkörpern wird vorwiegend durch elektromechanische Aktoren aus folgenden Gründen bewerkstelligt [91]:

- Verfügbarkeit und leichte dezentrale Verteilung elektrischer Energie;
- Hoher Wirkungsgrad, gute Wandlungs- und Übertragungsfähigkeit, hohe Flexibilität;
- Einfache Steuerung der Energieströme mit relativ kostengünstigen Halbleiterbauelementen;
- Hohe Zuverlässigkeit, Alterungsbeständigkeit und weitgehend temperaturbeständiges Verhalten.

Einschränkend für den Einsatz von elektromechanischen Antrieben sind hohe Stellkräfte und extreme Umweltbedingungen. Ebenfalls gehört die niedrige Leistungsdichte zu den Nachteilen der Technologie, was besonders bei kleinen Bauvolumen eine signifikante Rolle spielt.

Zu Antriebstechnologien mit höheren Leistungsdichten und einem schnelleren Reaktionsverhalten als bei Elektromotoren, gehören pneumatische Aktuatoren. Diese kennzeichnen sich insbesondere durch ihren robusten Aufbau, einen zuverlässigen und sicheren Betrieb sowie niedrige Kosten aus [91].

Grundsätzlich lassen sich mit pneumatischen Antrieben höhere Stellkräfte schneller erbringen, als bei elektromechanischen Aktuatoren, was sie für den Einsatz in DAC-Systemen interessant macht. Nichtsdestotrotz stellt eine starke Abhängigkeit pneumatischer Systeme von Reibungseffekten eine große Herausforderung dar [92], [93].

Noch größere Stellkräfte mit hoher Geschwindigkeit und Präzision lassen sich durch hydraulische Aktoren bewältigen. Diese erfordern wiederum ein zusätzliches Arbeitsfluid, welches an Bord gespeichert und nach Bedarf wiederaufbereitet werden muss.

Unberücksichtigt werden in dieser Arbeit pseudo-hydraulische Antriebssysteme, zusammen mit einem möglichen Einsatz von Geltreibstoffen als Arbeitsmedium im hydraulischen System. Dies wäre insbesondere bei der Verwendung von Geltreibstoffen zur Querschub- und Lageregelung sinnvoll, da sie bereits im Speichertank unter Hochdruck stehen und nach einem Betrieb im Aktuator weiter in die Brennkammer eingespritzt werden können.

4.3 Definition des Referenz-DAC-Systems

Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Referenz-DAC-System auf Basis der, im Kapitel 2.3.3 erstellten Anforderungen entworfen und simuliert. Dieses ist, mit gewissen Unterschieden vergleichbar zu dem, bei der MBDA GmbH entwickelten und getesteten Heißgas-Demonstrator. Anhand normierter Auswertungen der erreichten Leistungsparameter des Heißgas-Demonstrators werden die verwendeten Auslegungstools und Designmethoden validiert.

Ein breiteres Verständnis soll zusätzlich die Untersuchung von zwei unterschiedlichen Aktuatortechnologien liefern. Im Referenz-DAC-System wird dabei von einem elektromechanischen Aktuator ausgegangen. In einem weiteren Kaltgas-Demonstrator werden pneumatische Aktuatortechnologien sowohl theoretisch, als auch experimentell untersucht. Als Grundlage für diese, wird ein unterskaliertes Triebwerk gebaut und mit Stickstoff getestet. Die Dimensionen und Randparameter des Kaltgas-Demonstrators werden im Kapitel 5.1 näher erläutert.

Für die Betrachtung des Heißgas-Referenzentwurfs mit einem elektromechanischen Stellantrieb werden die gleichen Annahmen, wie bereits im Anhang 15 erwähnt und im Rahmen von Designstudien im Kapitel 4.2.1 diskutiert, getroffen. Die wichtigsten Randparameter können folgend zusammengefasst werden:

- Vier separate, elektromechanisch angesteuerte DAC-Triebwerke;
- Maximalschub von 10,05 kN bei einem Richtungsvektor mit 45° Versatz zu den Triebwerkslängsachsen und 107,8 bar Brennkammerdruck;
- Maximalschub von > 10 kN parallel zu den Triebwerkslängsachsen bei einem Brennkammerdruck von 148,9 bar;
- Brenndauer von ca. 3,86 s bei einem maximalen Schub von 10 kN;
- Treibsatzmasse von 37 kg (Gesamtflugkörpermasse: 498,6 kg).

Die hier definierte Treibsatzmasse des Querschub- und Lageregelungssystems liegt 7 kg oberhalb der im Kapitel 3.4.1, bzw. Tabelle 3.9 angenommenen, ist jedoch notwendig, um die angestrebten Schubanforderungen zu erreichen. Die Massen Anpassung des DAC-Systems hat jedoch einen geringfügigen Einfluss auf die Flugleistungen, da bezogen auf die Gesamtflugkörpermasse sich eine relative Änderung von 1,4 % ergibt.

4.3.1 Kräfteermittlung und Verhalten der Innenballistik auf Druckregelung

Die Auslegung von Aktuatoren erfordert eine präzise Kenntnis der Lasten, welche im Betrieb auf die Düsenadel einwirken. Hierbei dominieren Kräfte aus dem statischen Druck auf die Nadeloberfläche gegenüber den dynamischen Lasten infolge von Systembeschleunigungen des Flugkörpers, inkl. Trägheitskräften und Vibrationen. Abbildung 4.10 zeigt schematisch die Druckverhältnisse an der Düsenadel im Betrieb. Im Plenum, kurz hinter dem Heißgaszulauf stellt sich ein Druck p_c ein, welcher unter Vernachlässigung von Strömungsverlusten in den Zuläufen, mit dem Brennkammerdruck gleichzusetzen ist. Entlang der Längsausdehnung der Nadelspitze, erhöht sich die Strömungsgeschwindigkeit der Heißgase mit gleichzeitiger Verringerung des statischen Druckanteils p_e , welcher ausschlaggebend für die Berechnung der Lasten auf die Nadel ist.

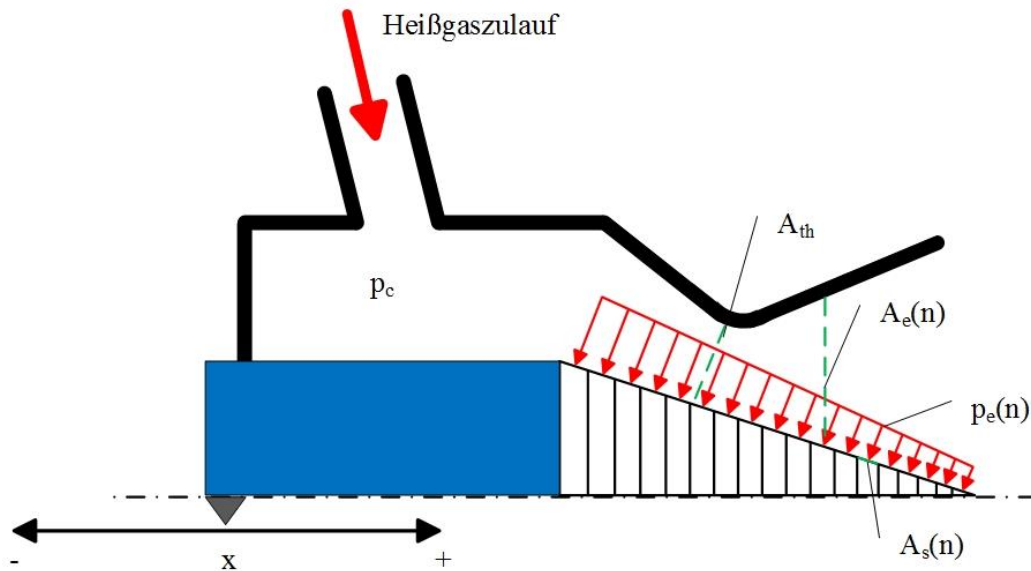


Abbildung 4.10: Schema der Nadelbelastung durch Druckkräfte

Im Rahmen der Studie [94] wurde ein analytisches Verfahren entwickelt, welches die Drucklasten auf die Nadel sowie den Schub eines Triebwerkes in Abhängigkeit von der Nadelposition berechnet. Im ersten Schritt werden hierbei Randbedingungen wie Geometrie, der initiale Gaszustand, Anzahl der Segmente des konischen Nadelteiles, sowie die Positionen der Nadel angegeben. Anschließend wird für eine vorgegebene Nadelposition die engste Querschnittsfläche $A_{th}(x)$ ermittelt. Ausgehend von dieser, werden die Querschnittsflächen $A_e(x, n)$ sowie die dazugehörigen Expansionsverhältnisse $\varepsilon(x, n)$ im konvergenten und divergenten Teil der Nadelspitze an den jeweiligen Segmenten berechnet. Iterativ wird im Folgenden der statische Druck $p_e(x, n)$ an jedem der n -Segmente ermittelt [44], [45]:

$$\varepsilon(x, n) = \left(\frac{p_c}{p_e(x, n)} \right)^{\frac{1}{k}} \cdot \left(\frac{\sqrt{\frac{k-1}{2} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_e(x, n)}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}}}} \right) \quad (42)$$

Für Fälle, bei welchen sich die Heißgaseigenschaften im Betrieb ändern, bspw. durch eine Brennkammerdruckänderung, kann die Software CEA [80] zur Bestimmung von statischen Drücken abhängig vom Expansionsverhältnis herangezogen werden. Da von der Software zusätzlich Werte für die charakteristische- und Austrittsgeschwindigkeit ermittelt werden, ist eine Erhöhung der Simulationsgenauigkeit zu erwarten.

Die gesamte Druckkraft auf die Nadel ergibt sich aus der Summe aller Drucklasten auf die einzelnen Flächensegmente zu:

$$F_L(x) = \sum_1^n p_e(x, n) \cdot A_S(n) \quad (43)$$

Die Änderung der Düsenhalsquerschnittsfläche erfordert eine positionsabhängige Berechnung der effektiven Austrittsgeschwindigkeit und anschließend des Schubes:

$$c_e(x) = \eta_{c_e} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot \frac{R \cdot T_c}{M_m} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_e(x)}{p_c} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \right)} + \frac{p_e(x) - p_a}{p_c} \cdot c^* \cdot \varepsilon(x) \right) \quad (44)$$

Der Schub in der aktuellen Stellung ermittelt sich zu:

$$F_T(x) = p_c \cdot A_{th}(x) \cdot \frac{c_e(x)}{c^*} \quad (45)$$

Da das vorgestellte analytische Verfahren relativ leicht implementiert werden kann, eignet es sich für eine erste grobe Leistungs- und Lastabschätzung von konischen Nadelgeometrien mit Kegeldüsen. Insbesondere sind bei dieser Methode die kurzen Rechenzeiten vorteilhaft, was dem Einsatz in der Vorauslegung mit diversen Iterationsschritten zugutekommt. Erst nach der erfolgten vereinfachten analytischen Leistungsabschätzung des Triebwerkes und der Aktuatoren werden in den nächsten Iterationen CFD-Rechnungen zur Präzisierung der Ergebnisse durchgeführt.

Für die Ermittlung der auftretenden Lasten werden die Triebwerksdimensionen des Referenzfalles mit entkoppelten Nadeln genauer betrachtet, siehe Anhang 15. Hierbei wird angenommen, dass die Düsenadel bei einem maximalen Brennkammerdruck von 148,9 bar, vgl. Tabelle 4.1, von einer Extremposition in die andere verfahren wird. Die Referenzgeometrie der Düse ist in der Abbildung 4.11 vorgestellt und die Leistungen entsprechen den in der Abbildung 4.8 präsentierten Werten.

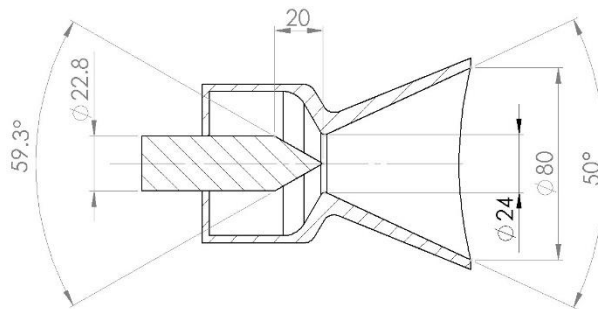


Abbildung 4.11: Schnitt durch die Referenzdüse eines entkoppelten Systems

Die Dimensionen des Konvergenzwinkels der Nadel sowie des Divergenzwinkels der Düse wurden im ersten Entwurf relativ groß gewählt, um eine möglichst kurze Längsausdehnung des Triebwerkes zu gewährleisten und somit eine Unterbringung aller vier Module in einer FK-Ebene zu ermöglichen. In nachfolgenden Detailierungsschritten ist die Profilierung des Expansionsteils der Düse notwendig, um strömungsgünstigere Verhältnisse und dadurch höhere Schübe zu erreichen.

Die Abbildung 4.12 zeigt die Kräftebilanz des Triebwerkes bei einem konstanten Brennkammerdruck von 148,9 bar. Bei einem vollständig freien Düsenhalsquerschnitt wird ein Schub von ca. 11,1 kN erreicht. Die maximale Nadellast wird bei vollständig eingefahrener Nadel erreicht und

liegt bei ca. 6,7 kN. Die rot eingezeichnete Linie stellt die maximale Last dar, welche sich aus der Druckwirkung des Brennkammerdrucks auf den Nadelquerschnitt ergibt. Der gekrümmte Verlauf der Schubkurve geht auf den quadratischen Zusammenhang zwischen der Düsenadelposition und dem effektiven Düsenhalsquerschnitt zurück. Dabei ist anzumerken, dass sich eine Linearisierung des Lastverlaufes durch eine konkave Ausführung der Nadelspitze bewerkstelligen lässt.

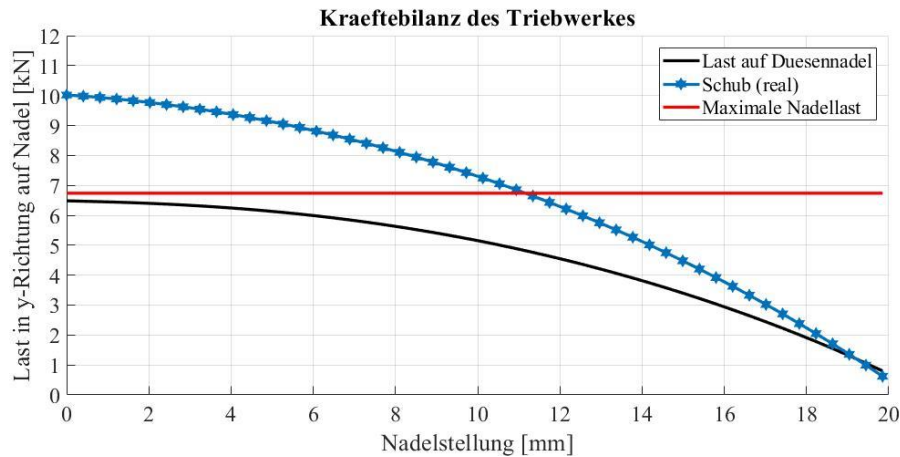


Abbildung 4.12: Simulationsergebnisse wirkender Kräfte auf die Düsenadel im Referenzfall

Der abgebildete Lastverlauf der Düsenadel entspricht dem Betriebsfall, in welchem auf Kommando eine Umkehr der Schubrichtung (bspw. von der positiven zur negativen y-Richtung) in kürzester Zeit durchgeführt werden muss. Der Brennkammerdruck darf dabei durch die nicht beteiligten Triebwerke senkrecht zur aktiven Schubachse nicht gesenkt werden. Die minimale Düsenhalsquerschnittsfläche von 10% des maximalen Wertes wird bei einer Nadelstellung von ca. 18,8 mm erreicht.

Nicht zu vernachlässigen ist der Schubanteil des komplementären, gegenüberliegenden Triebwerkes, welcher sogar im vollständig gedrosselten Zustand ca. 1 kN beträgt. Die Schubresultierende im körperfesten System setzt sich aus den Kräftebeiträgen des offenen und gedrosselten Triebwerkes zusammen. Der Schub eines Triebwerkes mit offener Düse ist aufgrund hoher Düsenaustrittsdrücke gut berechenbar. Die gedrosselten Triebwerke haben hingegen sehr hohe Expansionsverhältnisse und somit geringe Austrittsdrücke, siehe Anhang 16. Bei hohen Atmosphärendrücken kann dies zu Strömungsablösungen der Heißgase an der Düseninnenwand führen, wodurch der theoretisch ermittelte Schubbetrag des gedrosselten Triebwerkes von dem real zu erzeugenden Schub hochdynamisch abweichen kann. Eine zuverlässige Prädiktion des Gesamtschubverhaltens wird somit erschwert und stellt Herausforderungen an das Regelungssystem dar. Im Fall, bei welchem Strömungsablösungen auch an der Spitze der Düsenadel auftreten, werden oszillierende Lasten auf den Aktuator des Triebwerkes übertragen. Dies muss ebenfalls in der Aktuator-Regelung berücksichtigt werden, sofern die Lasten nicht über Reibungseffekte gemindert werden.

Neben den Schubanteilen gedrosselter Triebwerke muss zusätzlich der Radialschnitt bei der Integration in die FK-Zelle berücksichtigt werden – Abbildung 4.13. Dieser entsteht durch die Überschneidung der Flugkörperaußenhaut mit der DACS-Düse. Die Länge der Düse L_1 in

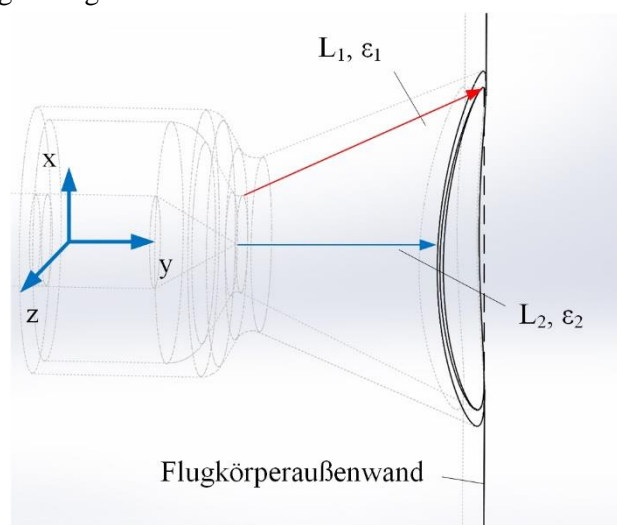


Abbildung 4.13: Integrierte Düse in die Flugkörper-Außenhaut

der xy-Ebene, wird nicht von der FK-Außenwand eingeschränkt und entspricht der Auslegungslänge. In der yz-Ebene ist die Düsenlänge L_2 durch den Konturschnitt kürzer, sodass hier ein kleineres Expansionsverhältnis ε_2 erreicht wird.

Eine weitere Fragestellung bei der Betrachtung der dynamischen Regelung des Brennkammerdruckes bezieht sich auf seine zeitliche Entwicklung beim Drosseln und Hochfahren des Triebwerkes. Dies ist für die Treibstoffeinsparung in Flugphasen interessant, in welchen keine Kurskorrekturen notwendig sind. Mit dem vorhandenen Innenballistik-Modell wurden Simulationen mit einem infinitesimal kurzen Öffnen und Schließen der Düsenhalsquerschnittsfläche durchgeführt (Aktuator hat keine Totzeiten). Dabei wurde ein periodisches Pulssignal zur Schuberzeugung des ersten Triebwerkes verwendet, vgl. Abbildung 4.7, Fall I. Die Abbildung 4.14 zeigt das dynamische Druck- und Schubverhalten des DAC-Systems beim periodischen Drosseln auf Leerlauf und anschließendem Hochfahren auf den maximalen Schub eines einzelnen Triebwerkes. Der Schub in y-Richtung überlagert sich hier mit dem Gesamtschub, wobei der resultierende Schub in z-Richtung stets bei null liegt.

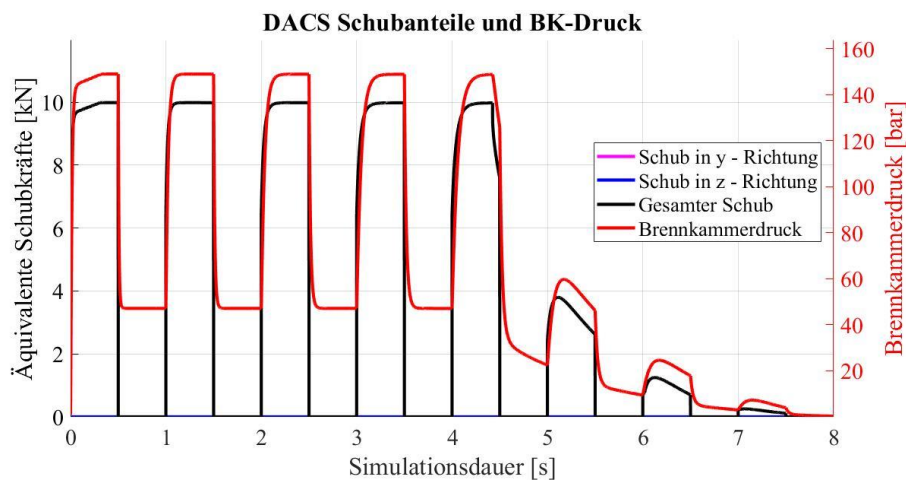


Abbildung 4.14: Simuliertes dynamisches Druck- und Schubverhalten für infinitesimal kurzes Öffnen und Schließen der Düsenhalsquerschnittsflächen

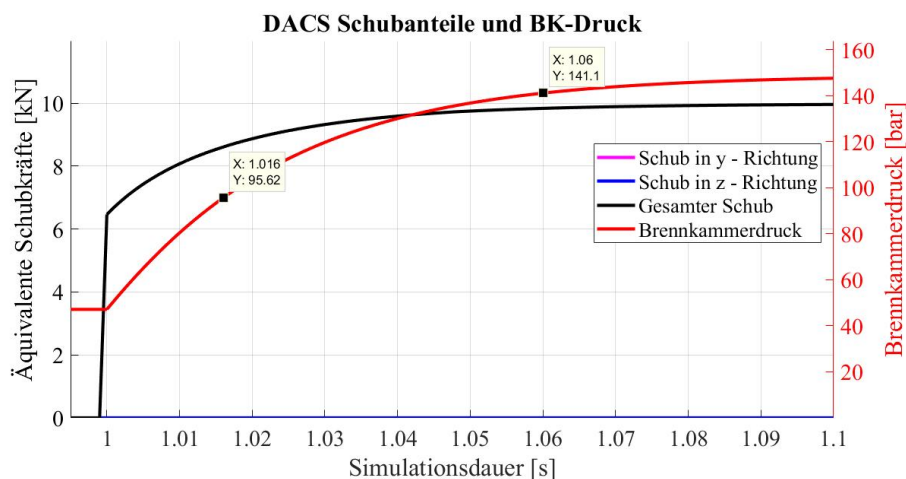


Abbildung 4.15: Ausschnitt des simulierten dynamischen Druck- und Schubverhaltens im Intervall zwischen 1.0 und 1.1 s

Die Simulationen zeigen, dass der Druck bei gewählten dimensional Randbedingungen unabhängig vom gewählten numerischen Löser, vom gedrosselten Zustand auf ca. 63% des operationellen Druckes innerhalb von ca. 16 ms ansteigt, siehe Abbildung 4.15. 95% des operationellen Druckes werden dabei erst nach ca. 60 ms erreicht. Der resultierende Schub steigt hingegen am Anfang wesentlich schneller an, als der Druck. Dies ist mit der direkten Abhängigkeit vom Aktuatorverhalten zu begründen, bei welchem ein Großteil der schubbildenden Heißgasmassenströme umgelenkt wird

noch bevor der Brennkammerdruck ansteigt und der operationelle Schub erreicht werden kann. 31 ms nach dem Schließen der Düsenhalsquerschnittsflächen liefert das DAC-System 95% des operationellen Schubes wobei der sich der Auslegungswert erst mit dem vollständigen Erreichen des maximalen Druckes einstellt.

Das dynamische Verhalten der Innenballistik muss im Regelungsentwurf des DAC-Systems und des FK berücksichtigt werden, da der zeitliche Rahmen dieser Vorgänge einen großen Anteil an der gesamten Flugkörperzeitkonstante darstellt. Insbesondere die endliche Schallgeschwindigkeit in der Brennkammer, sowie die eigentliche Aktuatordynamik führen hier zu einer Erhöhung der Zeitkonstante.

4.3.2 Elektromechanische Aktuatoren

Aus der Abschätzung der Nadellasten im Kapitel 4.3.1 kann die notwendige Leistungsfähigkeit, ein optimales Übersetzungsverhältnis sowie die Dimensionen eines elektromechanischen Stellantriebes unter vorgegebenen Randbedingungen ermittelt werden. Anhang 17 zeigt den typischen iterativen Auslegungsprozess eines elektromechanischen Aktuators.

Für den ersten Vorentwurf kann die Nadelbewegung als eine gleichmäßig beschleunigte Verschiebung angenommen werden wobei nach dem Erreichen einer Maximalgeschwindigkeit die Nadel wieder verzögert werden muss. Die notwendige mechanische Leistung kann dabei durch die Betrachtung der wirkenden Kräfte bestimmt werden:

$$P_{mech,Nadel} = F_{Last}(x) \cdot v_{Nadel}(t) \quad (46)$$

Der Geschwindigkeitsverlauf der Nadel $v_{Nadel}(t)$ ergibt sich aus der Vorgabe an die Stelldauer der Nadel. Alternativ kann die mechanische Leistung durch die Aufstellung der Momentenbilanz an einem kinematischen Schema der Düsennadel ermittelt werden:

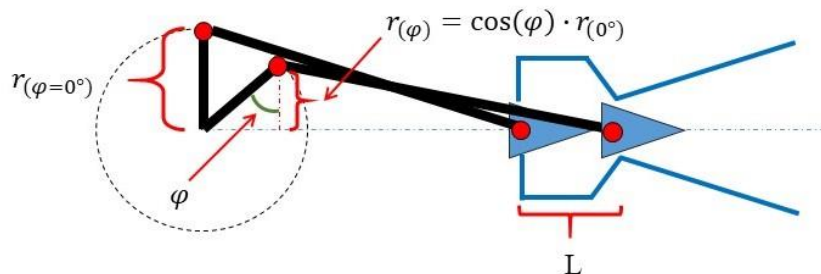


Abbildung 4.16: Kinematisches Schema der Nadelbewegung

Dabei wird die Nadel durch einen rotierenden Hebelarm mit einem Radius r in Bewegung gesetzt. Die Nadellast erzeugt ein Lastmoment M_{Last} , welches vom Drehwinkel des Hebels abhängig ist. Mit ω_{Hebel} als Drehgeschwindigkeit des Hebelarmes, bestimmt sich die mechanische Leistung zu:

$$P_{mech,Nadel} = M_{Last}(\varphi) \cdot \omega_{Hebel}(t) \quad (47)$$

Unter Annahme eines linearen Verlaufes der Nadellast und den getroffenen Randbedingungen einer gleichmäßig beschleunigten und verzögerten Bewegung, sowie einer Vorgabe der zeitlichen Dauer des Prozesses, können die Bewegungsgleichungen der Nadel aufgestellt werden. Im Vorentwurf wird eine Stelldauer der Nadel von 45 ms angenommen und in nachfolgenden Simulationen variiert, um die Sensibilität der Leistungseigenschaften des Motors zu untersuchen. Abbildung 4.17 zeigt die Bewegungszustände der Nadel, welche bei der vorgegebenen Dynamik erreicht werden müssen. Es wird angenommen, dass die Nadelbeschleunigung infinitesimal schnell aufgebracht werden kann, bis eine Höchstgeschwindigkeit erreicht und wieder abgebaut wird.

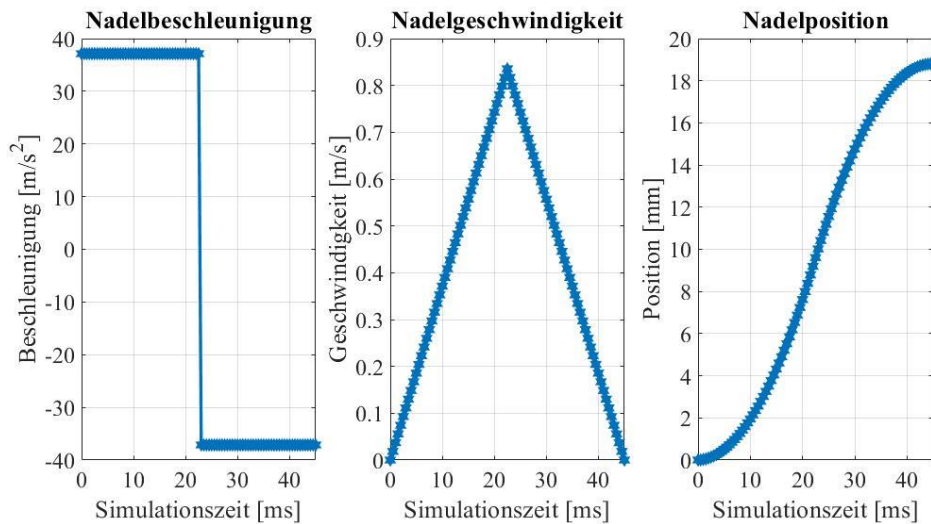


Abbildung 4.17: Kinematische Zustände der Düsennadel im Referenzfall

Für die Betrachtung der notwendigen Drehmomente des Motors, muss der Bereich der Auslenkungswinkel φ_{min} und φ_{max} definiert werden. Hier ist es sinnvoll, den winkelabhängigen Lastradius $r_{(\varphi)}$ klein zu halten, damit das resultierende Lastmoment auf den Hebel minimiert wird ($\varphi = 0^\circ$ liegt in der Senkrechten zur Bewegungsrichtung der Düsennadel). Somit erscheinen Hebelwinkel im Bereich von ca. 90° interessant, da der resultierende Lastradius minimiert wird. Bei einer genaueren Betrachtung wird jedoch deutlich, dass in diesem Auslenkungsbereich sehr hohe Drehbeschleunigungen und –winkel des Hebels erforderlich sind, um die geforderte Nadeldynamik zu realisieren. Dies wiederum erhöht die dynamische Belastung des Antriebes signifikant. Somit wird in der ersten Iteration die Anfangsauslenkung mit $\varphi_0 = 45^\circ$ definiert.

Der Hebelradius wurde als doppelte Länge des Nadelweges definiert: $r_{Hebelarm} = 37,6 \text{ mm}$. Im Anhang 18 sind die Winkelbeschleunigungen, -geschwindigkeiten und -positionen des Hebelarmes im Referenz-DACS zusammengefasst.

Der Verlauf der erforderlichen mechanischen Leistung für die Nadelbewegung ist in Abbildung 4.18 dargestellt. Allein für die Überwindung der statischen Drucklast werden kurzzeitig ca. 3 kW benötigt. Neben diesem idealisierten Leistungsbedarf müssen zusätzlich solche Faktoren wie Reibung in Form von Wirkungsgraden sowie Massenträgheiten der Antriebskomponenten und des Getriebes berücksichtigt werden.

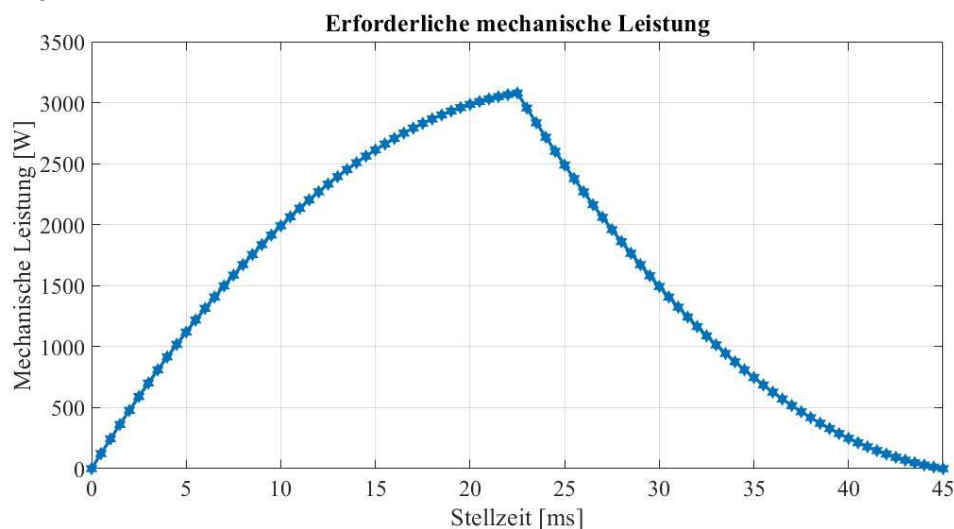


Abbildung 4.18: Erforderliche mechanische Leistung für die Nadelbewegung

Das erforderliche Motordrehmoment lässt sich aus der Aufstellung des Drehimpulssatzes auf der Antriebs- und Abtriebsseite der Anordnung ermitteln [91]. Zur Vereinfachung wird dabei angenommen,

dass die mechanischen Komponenten starr sind, sodass Terme der Torsionssteifigkeit und -dämpfung nicht berücksichtigt werden. Die gesamten Abtriebsmomente setzen sich zusammen aus den statischen und dynamischen Lastmomenten. Die Letzteren berücksichtigen Trägheitsmassen, welche mit der entsprechenden Drehbeschleunigung des Motors bewegt werden müssen. Mit der Winkelbeschleunigung des Motors $\ddot{\varphi}_{Motor}(t) = \ddot{\varphi}_{Hebel}(t) \cdot i$ ergibt sich das dynamische Lastmoment der Abtriebsseite bezogen auf die Antriebsseite, unter Berücksichtigung des Übersetzungsverhältnisses i zu:

$$M_{Abtr,dyn}(t) = \frac{I_{Getr,Abtr} \cdot \ddot{\varphi}_{Hebel}(t) \cdot i}{i^2} \quad (48)$$

Das Massenträgheitsmoment $I_{Getr,Abtr}$ repräsentiert alle zu bewegenden Massen auf der Abtriebsseite. Zusammen mit dem statischen Lastmoment:

$$M_{Abtr,stat}(\varphi) = \frac{F_{Last}(x) \cdot r_{Hebelarm}(\varphi)}{i} \quad (49)$$

Ergibt sich die gesamte Momentenlast:

$$M_{Abtr,ges}(t) = \frac{M_{Abtr,stat} + M_{Abtr,dyn}}{\eta_{Getriebe}} \quad (50)$$

Die erforderlichen Antriebsmomente berücksichtigen alle rotierenden Trägheitsmassen des Motors und des Getriebes:

$$M_{Antr,dyn}(t) = (I_{Getr,Antr} + I_{Rotor}) \cdot \ddot{\varphi}_{Hebel}(t) \cdot i \quad (51)$$

Die notwendige Drehzahl des Motors, bei welcher das Drehmoment aufgebracht werden muss, ergibt sich zu:

$$\omega_{Motor}(t) = \omega_{Hebel}(t) \cdot i \quad (52)$$

Das gesamte notwendige Drehmoment des Motors lässt sich als Summe aller Antriebs- und Abtriebsmomente beschreiben:

$$M_{Mot,notw} = M_{Antr,dyn} + M_{Abtr,ges} \quad (53)$$

Aus der theoretischen Betrachtung der Zusammenhänge wird deutlich, dass das Übersetzungsverhältnis i insbesondere bei der Ermittlung dynamischer Abtriebsmomente einen signifikanten Einfluss hat, ebenso wie der Getriebewirkungsgrad $\eta_{Getriebe}$.

Die weitere Ermittlung der Motordimensionen stellt einen iterativen Prozess dar und erfordert Annahmen zu den einzelnen Massenträgheitsmomenten der Komponenten. Zusätzlich muss die Vorauswahl des Motors auf Basis der notwendigen mechanischen Leistung für die Nadelbewegung mit Berücksichtigung des anzunehmenden Wirkungsgrades des Getriebes erfolgen. Dies wiederum ist auf Basis der angegebenen Leistungsparameter in typischen Produktdatenblättern nur bedingt möglich, da sich die operationellen Betriebsbedingungen eines Elektromotors im DACS deutlich von konventionell anzunehmenden bspw. in einem Aufzug, unterscheiden. Aufgrund der Forderung nach einer geringen Systemmasse und maximaler Leistungsdichte in sehr kurzen Zeitspannen, können elektrische Antriebe mit höheren Spannungen betrieben werden, als dies in einem Dauerbetrieb möglich wäre. Die Betriebsdauern des Motors bei Spannungen oberhalb der zugelassenen, müssen dabei entweder beim jeweiligen Hersteller angefragt, oder in eigenen Laboren getestet werden. Im Rahmen des Projektes wurden Motoren der Firma *Kollmorgen* [95] näher in Betracht gezogen, da hier bereits Erfahrungen mit den entsprechenden Produkten vorlagen und die Antriebe kurzzeitig mit Betriebsspannungen von > 200 V beaufschlagt wurden. Hinsichtlich der Massenträgheitsmomente einzelner Komponenten auf der

Antriebs- und Abtriebsseite werden diese im Vorentwurf angenommen und in Verhältnis zur Massenträgheit des Rotors gesetzt:

$$I_{Getr,Abtr} = 2 \cdot I_{Rotor}$$

$$I_{Getr,Antr} = \frac{1}{2} \cdot I_{Rotor}$$

Nach einigen Iterationen wurde das Modell *Kollmorgen RBE(H) 03011* für weitere Untersuchungen ausgewählt. Zusammen mit den getroffenen Annahmen kann in den nachfolgenden Simulationen das optimale Übersetzungsverhältnis für das Getriebe ermittelt werden. Die Tabelle 4.2 fasst die Simulationsrandparameter zusammen.

| Parameter, Annahmen | Wert | Dimension |
|--|--------|------------------------|
| Verfahrweg der Nadel L : | 18,8 | [mm] |
| Vorgegebene Verfahrdauer t_{VF} : | 45 | [ms] |
| Maximale Nadellast F_{max} bei $x_{Nadel} = 0$ mm: | 6700 | [N] |
| Minimale Nadellast F_{min} bei $x_{Nadel} = 18,8$ mm: | 670 | [N] |
| Anfangsauslenkung des Hebels φ_0 : | 45 | [°] |
| Hebelradius r_{Hebel} : | 37,6 | [mm] |
| Verfahrdauer t_{sim} : | 45 | [ms] |
| Rotorträgheitsmoment I_{Rotor} : | 4,8e-4 | [kg · m ²] |
| Maximales Drehmoment M_{max} : | 32,2 | [Nm] |
| Maximaler Motorstrom I_{max} : | 53,9 | [A] |
| Maximale Spannung der Stromquelle U_{max} : | 200 | [V] |
| Massenträgheitsmomente der Abtriebsseite $I_{Getr,Abtr}$: | 9,6e-4 | [kg · m ²] |
| Massenträgheitsmomente der Antriebsseite $I_{Getr,Antr}$: | 2,4e-4 | [kg · m ²] |
| Wirkungsgrad des Getriebes auf der Abtriebsseite $\eta_{Getriebe}$: | 0,8 | [-] |

Tabelle 4.2: Randbedingungen der Simulation des elektromechanischen Antriebes

In der Abbildung 4.19 sind die notwendigen Drehmomenten über die Simulationsdauer bei Variation des Übersetzungsverhältnisses dargestellt. Der Vorzeichenwechsel notwendiger Antriebsdrehmomente bei 22,5 ms resultiert aus der Umkehr der Beschleunigungsrichtung der Nadel, welche zuerst beschleunigt und anschließend verzögert werden muss – linkes Diagramm in der Abbildung 4.17. Ein kleines Übersetzungsverhältnis führt zu hohen notwendigen Motordrehmomenten, da statische Lastmomente kaum vermindert weitergegeben werden. Mit steigendem Übersetzungsverhältnis verringern sich die notwendigen Drehmomente, bis ein Minimum erreicht wird. Dabei steigt jedoch die Drehzahl des Motors, wodurch sich die dynamischen Anteile der aufzubringenden Momente erhöhen. Bei optimal gewähltem Übersetzungsverhältnisses, liegen die Anteile statischer und dynamischer Drehmomente im Gleichgewicht.

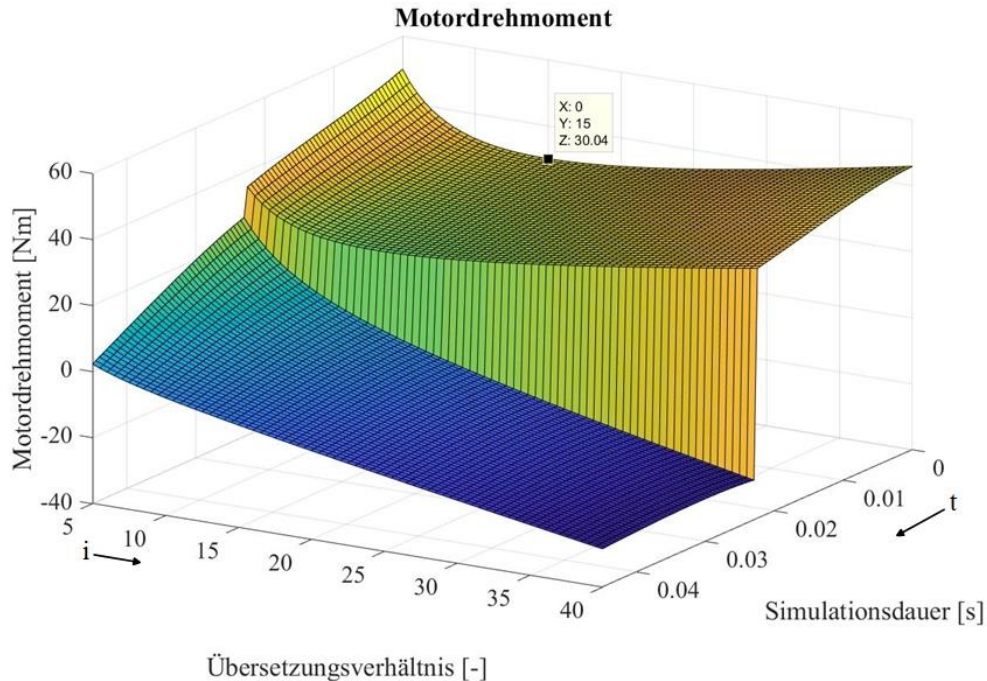


Abbildung 4.19: Notwendige Antriebsdrehmomente abhängig vom Übersetzungsverhältnis

Das maximale Motordrehmoment ist am Anfang der Bewegung gefordert, da sich die Nadel hier vollständig im Plenum befindet und somit die maximale Drucklast, bzw. das maximale Lastmoment erfährt. Die Unstetigkeit im Momentenverlauf bei der halben Simulationsdauer ergibt sich aus dem infinitesimal kurzen Richtungswechsel der Winkelbeschleunigung des Motors, bei welchem die Antriebskomponenten nach dem Erreichen einer maximalen Geschwindigkeit verzögert werden müssen. Aus Anhang 19 – Leistungsbedarf des elektromechanischen Aktuators abhängig vom Übersetzungsverhältnis, wird deutlich, dass der Motor seinen maximalen Leistungsbedarf von 8348 Watt bei der höchsten Drehzahl von 3568 U/min erreicht. Mit einer angenommenen Spannungsquelle von 200 V, werden für den Antrieb 41,7 A notwendig, was unterhalb der maximal zulässigen Stromaufnahme liegt. Die Ergebnisse der Simulation mit dem angenommenen Motor sind in der Tabelle 4.3 zusammengefasst.

| Ergebnis | Wert | Dimension |
|---|-------------|------------------|
| Maximal erforderliches Motordrehmoment | 30,04 | [Nm] |
| Maximale Drehzahl des Motors | 3568 | [U/min] |
| Notwendige Motorleistung | 8,35 | [kW] |
| Notwendige Stromzufuhr bei 200 V Betriebsspannung | 41,7 | [A] |
| Optimales Übersetzungsverhältnis | 15 | [-] |

Tabelle 4.3: Ergebnisse der Simulation mit dem Motormodell RBE(H) 03011

Bei einem Motorgewicht des vorliegenden Modells von 2,43 kg (ohne Motorgehäuse, Getriebe und Schnittstellenkomponenten), beträgt die Gesamtmasse der Aktuatoren ca. 10 kg, was einen signifikanten Anteil am Gesamtgewicht des DAC-Systems ausmacht. Die Kopplung einzelner Nadeln in der gleichen Achse führt zu einer deutlichen Verringerung der Aktuatormasse, vgl. Abbildung 4.6. Positiv wirkt hier zusätzlich eine Teilkompensation der entgegen gerichteten statischen Lasten. Aufgrund einer höheren zu bewegenden Masse müssen die entsprechend größeren dynamischen Lastmomente des Konzeptes berücksichtigt werden.

Generell stellen hohe Nadellasten eine Herausforderung an das Aktuator-Design dar, da diese einen großen Leistungsbedarf erfordern. Die Patentrecherche nach technischen Lösungen zur Kräftekompensation liefert diverse mechanische und gasdynamische Möglichkeiten. In der Nullposition bei maximaler Nadelbelastung kann bspw. eine Druckfeder gestaucht eingesetzt werden. Beim

Verfahren der Nadel hin zu kleinen Schüben und geringen Nadellasten, entspannt sich auch die Feder, sodass stets ein konstanter Anteil der Nadellast kompensiert wird. Die Einführung einer mechanischen Komponente auf der Abtriebsseite führt jedoch genauso wie bei der Düsenadelkopplung, zur Erhöhung der zu bewegenden Trägheitsmasse und somit zur Steigerung der dynamischen Lastmomente. Zusätzlich muss ein Bauvolumen für die Kräftekompensation vorgesehen werden.

Eine Verringerung der Stellzeit um 5 ms führt zu höheren notwendigen Drehmomenten, bzw. erhöhter Leistungsaufnahme des Motors, welche vom gewählten Modell nur schwer zu erreichen wären. Eine weitere Erhöhung der Aktuatordynamik in den Stellbereich von 30 ms, erfordert mit 13 kW bereits einen leistungsfähigeren Motor, da hier Momente im Bereich von 55 Nm bei einem Übersetzungsverhältnis von 8,5 auftreten. Da ein Elektromotor dieser Leistungsklasse ca. 3,5 kg ohne Gehäuse (*RBE(H) 03012*) und weitere Strukturelemente wiegt, ist der Einsatz dieser Technologie im vorliegenden Fall nicht weiter sinnvoll.

Die Erhöhung der Stellzeit auf 50 ms führt zur Verringerung dynamischer Lasten und dadurch zu einer Erhöhung des Übersetzungsverhältnisses und Entlastung des Antriebes, sodass kleinere und leichtere Modelle (bspw. *RBE(H) 03010*) mit einer Nettomasse von 1,43 kg eingesetzt werden können. Der Leistungsbedarf sinkt hier auf 7,5 kW und ein Motordrehmoment von 20,4 Nm bei einem optimalen Übersetzungsverhältnis von 22. Eine weitere Erhöhung der Stellzeit verringert stetig die Leistungsanforderungen an den Antrieb, reduziert aber gleichzeitig die resultierende Flugkörperdynamik.

Eine detailliertere Simulation des dynamischen Verhaltens eines DC-Motors unter Last basiert auf der Aufstellung des Maschensatzes für einen Ankerkreis [96], bzw. Anhang 20:

$$u_A = R_A \cdot i_A + L_A \cdot \frac{di_A}{dt} + e_M \quad (54)$$

Mit R_A als Ankerwiderstand, L_A – als Ankerinduktivität und e_M als induzierte Ankerspannung, welche aus der Drehung des Rotors im Magnetfeld entsteht und sich aus dem Produkt der Rotordrehzahl und der Motorkonstante ergibt:

$$e_M = c_M \cdot \omega_A \quad (55)$$

Im Rahmen der Studie wird von einem linearen Verlauf der Motorkonstante c_M ausgegangen. Das Drehmoment, welches dabei erzeugt wird, ergibt sich aus dem Produkt der Motorkonstante mit dem Ankerstrom:

$$M_A = c_M \cdot i_A \quad (56)$$

Nach dem Umstellen der Gleichung (54) und der Bildung einer Übertragungsfunktion für den Ankerstrom, folgt:

$$G_{i_A}(s) = \frac{1}{R_A} \cdot \left(\frac{1}{\frac{L_A}{R_A} \cdot s + 1} \right) \cdot (u_A - e_M) \quad (57)$$

Unter Berücksichtigung der wirkenden Lastmomente und Massenträgheitsmomente kann das Übertragungsverhalten in Simulink implementiert werden, siehe Abbildung 4.20.

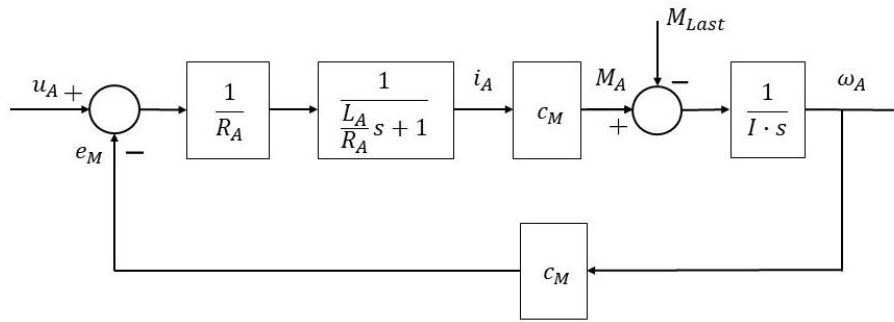


Abbildung 4.20: Blockschaltbild des DC-Motors

Eine Abschätzung der Leistungseigenschaften und des Reaktionsverhaltens des Motors auf einfache Stellkommandos wird durch die Modellierung der positionsabhängigen Nadellast sowie die Implementierung eines vereinfachten Drehzahlreglers erreicht und im Kapitel 5.2.2 untersucht.

4.3.3 Pneumatische Aktuatoren

Wie bereits angesprochen, stellen pneumatische Aktuatoren eine weitere potenzielle Möglichkeit zur Ansteuerung der Düsenadel dar. Im Gegensatz zu elektromechanischen Aktuatoren weisen diese höhere Leistungsdichten auf und können bei richtiger Auslegung höhere Stellbeschleunigungen erreichen [97]. Aufgrund der direkten Interaktion mit dem Heißgas und der Nutzung von Drucklasten zur Initiierung der Nadelbewegung wird das eigentliche Antriebselement und das Plenum als ein integriertes System zusammen betrachtet. Im Anhang 21 sind einige im Vorfeld betrachtete Designstudien pneumatischer DAC-Systeme dargestellt. Bei einer generalisierten Betrachtung besteht ein pneumatischer Aktuator aus mindestens zwei Druckkammern getrennt von einem Kolben, welcher eine externe Last bewegt. Die Abbildung 4.21 zeigt einen typischen Aufbau eines pneumatischen Aktuatorsystems.

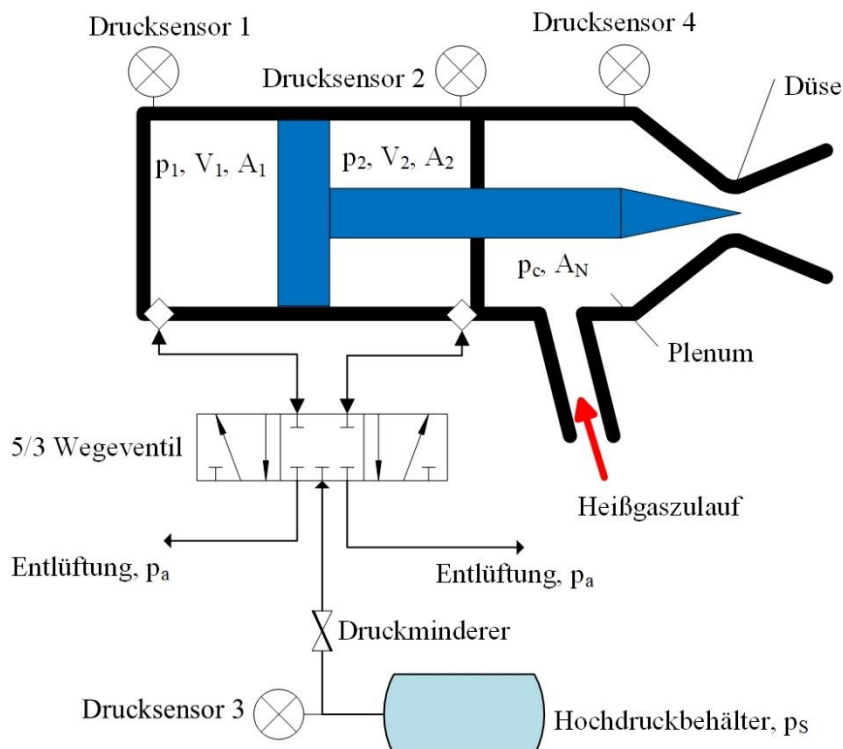


Abbildung 4.21: Beispielschema eines pneumatischen Aktuators

Das Arbeitsmedium wird entweder von einem Hochdruckbehälter, einem Gasgenerator oder der Hauptbrennkammer bereitgestellt. Über einen Druckminderer und weitere Armaturen

(Rückschlagventile, Überdruckventile, Wärmetauscher) gelangt das Arbeitsmedium zu einem oder mehreren Steuerventilen, welche das Gas in den Druckkammern des Aktuators verteilen. Das Steuerventil kann hierbei als ein proportionales Ventil oder Servoventil ausgeführt werden, wobei der Massenstrom sich abhängig von der vorgegebenen Ventilquerschnittsfläche einstellt. Alternativ können Ventile mit diskreten Schaltzuständen eingesetzt werden, sodass lediglich die Verbleibdauer des Steuerventils von zwei Stellungen variiert wird. Die Veränderung des Druckes in den Druckkammern führt zu einer Kraftresultierenden wodurch der Kolben sich selbst und eine externe Last bewegt. Die Einstellung eines bestimmten Gasvolumens in den Druckkammern resultiert wiederum in einer bestimmten Gleichgewichtslage des Kolbens. Heißgase, welche aus der Brennkammer zur Schuberzeugung in das Plenum eingeführt werden, erzeugen dabei eine positionsabhängige Nadellast.

Bei der Entwicklung pneumatischer Aktuatoren werden insgesamt mehrere Ziele verfolgt:

- Kompaktere Bauweise zur Unterbringung aller Querschubdüsen in einer axialen Ebene;
- Geringere Stellzeiten der Düsennadel und somit ein schnellerer Schubauf-, bzw. -abbau;
- Verringerung der Systemmasse.

Ein weiterer Punkt, welcher für die Verwendung von pneumatischen Aktuatoren spricht, ist das Vorhandensein von Druckgas, welches im Gasgenerator des DAC-Systems zur Verfügung steht. Für das Betreiben der Steuerventile muss das erzeugte Gas jedoch mittels Druckminderung und Abkühlung auf den erforderlichen Zieldruck und Betriebstemperatur angepasst werden. Grundsätzlich stellt dies keine unüberwindbaren Herausforderungen dar.

Nachteilig für pneumatische Systeme sind folgende Eigenschaften:

- Aufwendige Regelungsverfahren für proportionalwirkende Ventile;
- Hohe Sensibilität der Aktuatordynamik auf Reibungskräfte, welche vom System- und Gaszustand (Temperatur, Partikelbeladung des Steuergases, Translationszustand) definiert werden. Hier ist insbesondere der Stick-Slip-Effekt⁴ anzumerken [92].

Die Bewegungsgleichung für die gewählte Konfiguration des pneumatischen Ventils kann generell über die Aufstellung des Kräftegleichgewichtes am Kolben beschrieben werden:

$$m_{Nadel} \cdot \ddot{x} + F_R(\dot{x}) + F_L(x) = p_1(t) \cdot A_1 - p_2(t) \cdot A_2 \quad (58)$$

Die Massenträgheit des Kolbens wird hierbei mit dem Ausdruck $m_{Nadel} \cdot \ddot{x}$ beschrieben. Die Reibungskraft F_R muss aufgrund ihrer Geschwindigkeitsabhängigkeit gesondert betrachtet werden. Ebenso die positionsabhängige Drucklast F_L , welche auf die Nadelspitze einwirkt. Die Terme p_1 und p_2 stellen die jeweiligen Drücke in den Kammern des Ventils dar, welche auf die entsprechenden Flächen A_1 und A_2 einwirken.

Die Modellierung der wirkenden Reibungskräfte kann abhängig von der Anzahl der zu berücksichtigten Systemzustände sehr komplex ausfallen und somit selbst zum Gegenstand wissenschaftlicher Forschung werden [93]. Besonders problematisch im Betrieb des Aktuators kann sich der sog. Stick-Slip-Effekt äußern, welcher eine genaue Positionierung des Kolbens bei langsamen Geschwindigkeiten verhindert. Referenzierend auf [92] und [96], wird die Reibungskraft unter Berücksichtigung des Stick-Slip-Effektes durch die Haftreibungskraft F_{HR} und Gleitreibungskraft F_{GR} beschrieben:

$$F_R(\dot{x}) = \text{sgn}(\dot{x}) \cdot \left[F_{GR} + (F_{HR} - F_{GR}) e^{-\frac{|\dot{x}|}{T_v}} \right] \quad (59)$$

⁴ Als Stick-Slip-Effekt wird das Ruckgleiten von gegeneinander bewegten Festkörpern bezeichnet, zwischen welchen die Haftreibung deutlich größer ist als die Gleitreibung.

Im Stillstand erfährt der Kolben eine Reibungskraft vom Betrag der Haftreibung. Mit steigender Geschwindigkeit verringert sich der Betrag auf die Größe der Gleitreibung, siehe Anhang 22: Modellierung des Stick-Slip-Effektes. In der Modellierung der Reibungskraft wird von einer konstanten betrags-minimalen Gleitreibung ausgegangen, ohne ihre Erhöhung bei steigenden Geschwindigkeiten zu berücksichtigen, was mit der sehr beschränkten Lauflänge des Kolbens begründet wird. Die Haft- und Gleitreibung werden als Coulombsche Reibungskräfte definiert:

$$F_{HR} = F_N \cdot \mu_{HR} \quad (60)$$

$$F_{GR} = F_N \cdot \mu_{GR} \quad (61)$$

Die Normalkraft F_N wirkt senkrecht auf die Dichtungsfläche und resultiert aus dem Produkt der Druckdifferenz zwischen den abzudichtenden Volumina und den entsprechenden Dichtungsflächen. Für eine erste Abschätzung der Reibungskräfte können die Haft- und Gleitreibungskoeffizienten aus Tabellenwerken entnommen werden, müssen jedoch nach der Durchführung von Versuchen angepasst werden.

In [97] wird ein generalisiertes mathematisches Modell aufgestellt, mit welchem die Ventildynamik der ausgewählten Aktuatorarchitektur beschrieben werden kann. Grundlegend für die weitere Betrachtung pneumatischer Aktuatoren ist die Ermittlung der Druckänderung beim Befüllen und Entlüften einer Gaskammer in dem zu betrachtenden Ventil. Hierbei werden drei Gleichungen betrachtet: Das ideale Gasgesetz, die Kontinuitätsgleichung und die Energiegleichung. Zur Vereinfachung des Modells werden folgende Annahmen getroffen [97]:

- Ideales Gas;
- Die Druck- und Temperaturverteilung in der jeweiligen Kammer ist homogen;
- Kinetische und potenzielle Energien der Gase sind vernachlässigbar.

Ideales Gasgesetz:

$$p = \rho \cdot R \cdot T \quad (62)$$

Kontinuitätsgleichung:

$$\dot{m} = \frac{d}{dt} \cdot (\rho \cdot V) \quad (63)$$

Diese kann folgend umformuliert werden:

$$\dot{m} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} = \dot{\rho} \cdot V + \rho \cdot \dot{V} \quad (64)$$

Die thermodynamische Betrachtung der Gaszustände in einer Druckkammer des Ventils kann durch die Aufstellung der Energiebilanz in einem instationären, offenen System erfolgen [98]:

$$\frac{dE_{sys}}{dt} = \dot{Q} + \dot{W} + \dot{m}_{in} \left(h + \frac{c^2}{2} + g \cdot z \right) - \dot{m}_{out} \left(h + \frac{c^2}{2} + g \cdot z \right) \quad (65)$$

Unter Berücksichtigung der getroffenen Annahmen zur Vernachlässigung von kinetischen und potenziellen Energietermen, sowie der Tatsache, dass der Be- und Entlüftungsvorgang sehr schnell erfolgt und somit nahezu adiabatisch ist (kein Wärmeaustausch mit den Ventilwänden), vereinfacht sich die Gleichung (65) zu:

$$\frac{dE_{sys}}{dt} = \dot{W} + \dot{m}_{in} \cdot h_{in} - \dot{m}_{out} \cdot h \quad (66)$$

Die Änderung der Energie in der Druckkammer kann als eine Änderung der inneren Energie des Gases betrachtet werden. Mit der Umformung der spezifischen Enthalpie in $h = c_p \cdot T$ ergibt sich die Gleichung (66) zu:

$$\dot{U} = \dot{W} + \dot{m}_{in} \cdot c_p \cdot T_{in} - \dot{m}_{out} \cdot c_p \cdot T \quad (67)$$

Mit der Definition der Volumenänderungsarbeit [98]: $\dot{W} = -p \cdot \dot{V}$, und dem Ausschreiben der inneren Energie des Systems als: $\dot{U} = \frac{d}{dt}(c_v \cdot m \cdot T)$ und weiter zu: $\frac{d}{dt}(c_v \cdot m \cdot T) = \frac{d}{dt}\left(\frac{1}{\kappa-1} \cdot R \cdot m \cdot T\right)$ erhält man schließlich den Ausdruck:

$$\frac{1}{\kappa-1} \cdot (\dot{p} \cdot V + p \cdot \dot{V}) = -p \cdot \dot{V} + \dot{m}_{in} \cdot c_p \cdot T_{in} - \dot{m}_{out} \cdot c_p \cdot T \quad (68)$$

Die isobare Wärmekapazität c_p kann weiter als: $c_p = \frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot R$ ausgeschrieben werden. Mit der Annahme, dass das einströmende Gas die gleiche Temperatur wie das bereits in der Kammer befindliche Gas hat: $T_{in} = T$, vereinfacht sich die Gleichung (68) zu:

$$\frac{1}{\kappa-1} \cdot (\dot{p} \cdot V + p \cdot \dot{V}) = -p \cdot \dot{V} + \frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot R \cdot T \cdot (\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}) \quad (69)$$

Weitere Umformungen führen schließlich zu:

$$\dot{p} = \kappa \cdot \frac{R \cdot T}{V} \cdot (\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}) - \kappa \cdot \frac{p}{V} \cdot \dot{V} \quad (70)$$

Der linke Gleichungsterm stellt den Anteil der Druckänderung, welche infolge der Massenströme in - und aus der Druckkammer entstehen, dar. Der rechte Teil beschreibt den Anteil, welcher aus der Volumenänderung der Kammer und somit aus der Kolbenbewegung resultiert. Da sich das Thermalverhalten des Arbeitsmediums beim Befüllen und Entlüften der Druckkammer unterscheidet [99], wird der Wert des Isentropenexponenten für die Simulation des Aktuatorverhaltens angepasst [97]:

$$\dot{p} = \frac{R \cdot T}{V} \cdot (k_{in} \cdot \dot{m}_{in} - k_{out} \cdot \dot{m}_{out}) - k_e \cdot \frac{p}{V} \cdot \dot{V} \quad (71)$$

Beim Befüllen der Druckkammer wird der Faktor k_{in} dem Isentropenexponent gleichgesetzt. Beim Entlüften stellt sich hingegen nur ein geringer Temperaturabfall ein, sodass von einer isothermen Zustandsänderung ausgegangen und der Faktor k_{out} gleich 1 gesetzt wird. Der Faktor k_e wird dabei als Mittelwert zwischen beiden Parametern k_{in} und k_{out} angenommen, [97].

Die Massenflüsse in und aus der Kammer werden durch das Auf- und Zumachen von schnellschaltenden Steuerventilen definiert und sind kompressibel und turbulent. Beim Überschreiten eines bestimmten kritischen Druckverhältnisses p_{cr} wird der Massenstrom \dot{m}_v durch das Erreichen der Schallgeschwindigkeit im engsten Querschnitt gedrosselt. Die Massenströme können somit folgend beschrieben werden [100], [97]:

$$\dot{m}_v = \begin{cases} C_f \cdot A_v \cdot C_1 \cdot \frac{p_u}{\sqrt{T}} & \text{für } \frac{p_d}{p_u} \leq p_{cr} \\ C_f \cdot A_v \cdot C_2 \cdot \frac{p_u}{\sqrt{T}} \cdot \left(\frac{p_d}{p_u}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{p_d}{p_u}\right)^{\frac{(\kappa-1)}{\kappa}}} & \text{für } \frac{p_d}{p_u} > p_{cr} \end{cases} \quad (72)$$

Hier stellt der Term C_f einen dimensionslosen Durchflusskoeffizienten und p_u , sowie p_d – die Drücke stromauf- und abwärts des jeweiligen Steuerventils dar. Für das Zulaufventil beschreibt p_u den Druck, welcher im Entnahmereservoir vorliegt und p_d den aktuellen Druck in der Druckkammer. Beim Entlastungsventil wird der Druck in der Druckkammer stromaufwärtsseitig als p_u und der Umgebungsdruck als p_d definiert. Die Koeffizienten C_1 und C_2 sind zustandsabhängig:

$$C_1 = \sqrt{\frac{k}{R} \cdot \left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \text{ und } C_2 = \sqrt{\frac{2\kappa}{R \cdot (\kappa - 1)}} \quad (73)$$

Das kritische Druckverhältnis ergibt sich ebenfalls aus der Zustandsbetrachtung des Gases:

$$p_{cr} = \left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (74)$$

Die Verhaltensmodellierung der Steuerventile und somit auch der Ventilquerschnittsflächen A_v erfolgt abhängig vom Funktionsprinzip des auszulegenden oder zu kaufenden Ventils. Grundsätzlich kommen hier diskrete oder proportionale, bzw. servopneumatische Steuerventile in Betracht.

Diskrete Steuerventile weisen die kürzesten Schaltzeiten auf, sind sehr leicht und einfach im operationellen Betrieb. Nichtsdestotrotz erhöhen sich ihre Schaltzeiten mit einer Skalierung zu größeren Massenströmen. Proportionale und servopneumatische Steuerventile haben dagegen etwas längere Stellzeiten, lassen dafür aber wesentlich größere Massenströme zu. Somit eignen sich diskrete Steuerventile besonders gut für kleinere pneumatische Aktuatoren, wobei servopneumatische Technologien bei größeren operationellen Systemen in Betracht gezogen werden müssen.

Im Rahmen der Studie wurde die Ansteuerung des Aktuators mit diskreten Steuerventilen vorgeschlagen, um die Auslegungstools anhand der definierten Betriebsbedingungen (Schaltzeiten, Ventilverhalten) zu validieren. Als ein möglicher Regelungsansatz, welcher bei diesem System in Betracht kommt, wird die Pulsweitenmodulation vorgeschlagen. Ein bestimmter Systemzustand des Aktuators wird hier durch die Öffnungs- oder Schließdauern diskreter Steuerventile erreicht. Das Betriebsverhalten der Steuerventile wird im Modell mit einem PT2-Glied abgebildet. Die Modellierung der Ventilansteuerung erfolgt über eine zeitliche Vorgabe von diskreten Ein-/Aus-Kommandos, wodurch Ventilquerschnittsflächen A_v definiert werden.

In der Modellierung des Aktuatorsystems müssen zusätzliche Volumina für die Druck- und Temperatursensoren sowie Strömungsverluste in den Zu- und Ablaufleitungen berücksichtigt werden. Nur bei Minimierung der Lauflängen können Druckverluste in den Leitungen vernachlässigt werden, was bei der Umsetzung im Demonstrator Konsequenzen in der Positionierung der Steuerventile hat.

5 Aufbau und Simulation von Demonstratoren

Neben den erläuterten physikalischen Grundlagen, stellen experimentelle Arbeiten an DAC-Systemen einen signifikanten Teil der vorliegenden Studie dar und dienen der Validierung von Simulationsmodellen sowie der konzeptuellen Entwurfsmethoden. Im Rahmen der Arbeit mehrere Ziele verfolgt, um das Betriebsverhalten von einzelnen Komponenten in den DAC-Systemen experimentell zu untersuchen.

Das erste Ziel bezieht sich auf die experimentelle Ermittlung der Druckkräfte, welche auf die Spitze der Düsennadel wirken. Erkenntnisse hieraus werden mit analytischen und numerischen Ergebnissen verglichen, sodass die Größenordnung potenzieller Abweichungen bestimmt und bei nachfolgenden Untersuchungen berücksichtigt werden kann. Das zweite Ziel bezieht sich auf die Analyse von minimalen Stellzeiten und der Stellgenauigkeit des Aktuators, wodurch seine Leistungseigenschaften definiert werden. Der letzte Aspekt experimenteller Arbeiten bezieht sich auf die Realisierung eines Heißgas-Demonstrators mit anschließender Untersuchung von Auswirkungen operationeller Betriebsbedingungen auf einzelne Komponenten sowie Verifikation von Designmethoden dieser.

5.1 Pneumatisch angetriebener Kaltgasdemonstrator

Der erste Schritt in der Entwicklung eines DAC-Systems liegt in der Validierung vorhandener Auslegungstools zur Bestimmung von auftretenden Lasten, welche vom Aktuator bewältigt werden müssen. Für diese primäre Aufgabe wurde ein Kaltgasdemonstrator gebaut mit welchem sowohl die Nadellast als auch der Triebwerksschub bei unterschiedlichen Nadelstellungen und vorgegebenen Drücken, bestimmt werden konnten. Die sekundäre Aufgabe des pneumatischen Demonstrators lag im Vergleich und Analyse der Ergebnisse aus realen Versuchen mit deren aus dem erstellten Simulationsmodell bei Variation der initialen Randbedingungen.

Um Entwicklungs- und Betriebskosten, sowie das Risiko von Fehlfunktionen gering zu halten, wurde beschlossen, die Dimensionen des Demonstrators gegenüber denen, eines operationellen Triebwerkes, zu reduzieren. Für den Betrieb des Demonstrators wurde Stickstoff vorgesehen, da dieses Gas günstig, leicht verfügbar und inert ist. Die geringe Komplexität des Prüfstandsbaus und der Infrastruktur, gute Handhabung, zusammen mit dem Ermöglichen hoher Betriebsdrücke, stellen weitere Vorteile eines unterschalierten Demonstrators dar. Als nichtfunktionale Anforderungen, wurden folgende Randbedingungen gesetzt:

- Der maximale Betriebsdruck p_c soll bei 100 bar liegen und kontinuierlich eingestellt werden;
- Messung des Gaszustandes (Druck und Temperatur) im Plenum;
- Messung der Nadellast und des Triebwerksschubes;
- Messung des Gaszustandes (Druck und Temperatur) in der Steuerkammer der Düsennadel;
- Messung der Nadelposition.

Die gesetzte Anforderung hinsichtlich der Lastbestimmung erfordert eine feste mechanische Verbindung der Nadel mit einem Kraftsensor, sodass hier ein Verfahren der Nadel unmöglich ist. Somit wird im Weiteren zwischen einem statischen und einem dynamischen Aufbau des Prüflings, abhängig von den zu messenden Größen unterschieden. Die Messung der Nadellasten erfolgt in einem statischen und die der Stellzeiten – in einem dynamischen Aufbau.

5.1.1 Mechanischer Aufbau des Prüfstandes und des Prüflings

Prüfstandsbaus

Der gesamte Prüfstand besteht im Wesentlichen aus vier Komponenten: Gasflaschen mit Stickstoff, einer Fluid-Verteilungsstation, einem Datenerfassungssystem und dem Schubgerüst für die Aufnahme des Prüflings, Abbildung 5.1.

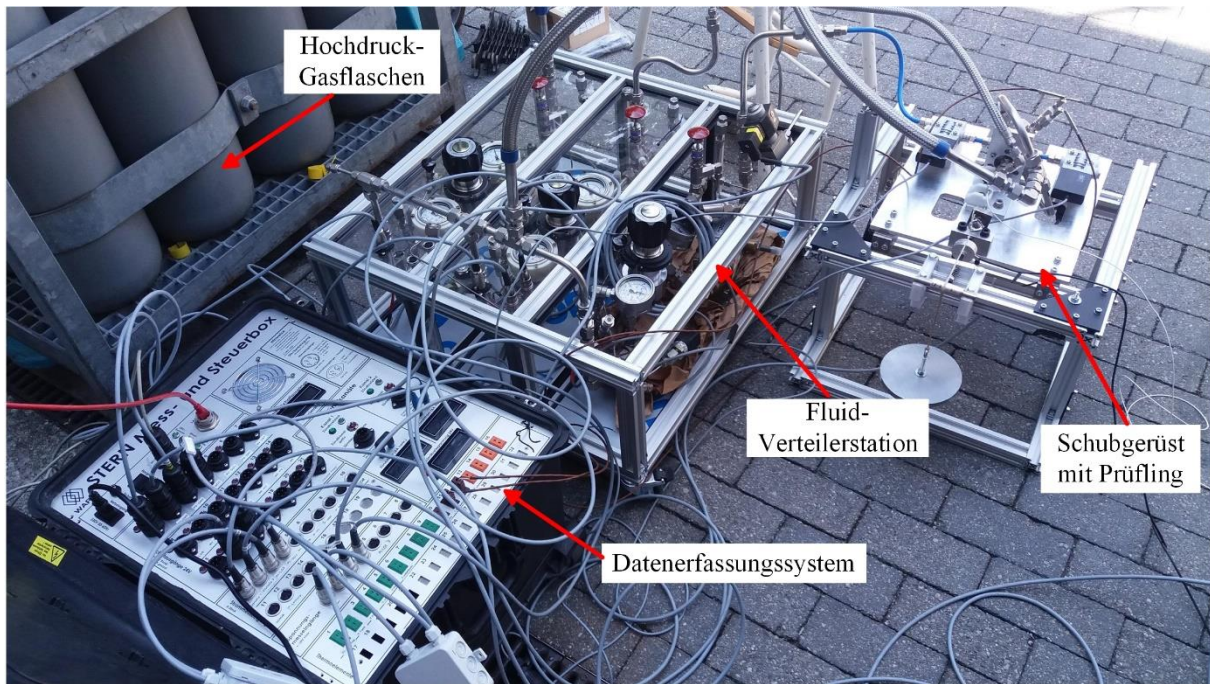


Abbildung 5.1: Komponenten des Prüfstandaufbaus

Die Verteilerstation besteht aus drei nahezu identischen Strängen, an welche unterschiedliche Gasflaschen mit entsprechenden Medien angeschlossen werden können. In jedem Strang wird der eingehende Gasdruck auf ein bestimmtes, eingestelltes Niveau reduziert. Dies erfolgt manuell vor jedem Versuch. Die einzelnen Gasdrücke werden mit angeschlossenen Drucksensoren gemessen und aufgezeichnet. Der maximale Druck von anzuschließenden Gasflaschen liegt bei 300 bar. Jeder Strang ist mit einem eigenen Filter, Druckminderer, Überdruckventil, Rückschlagventil und Hauptventil versehen und wird separat angesteuert. Die Fluid-Verteilerstation wird über flexible Leitungen mit dem Prüfling am Schubgerüst verbunden. Der innere Leitungsdurchmesser wurde mit 10 mm relativ groß gewählt, um auftretende Strömungsverluste zu reduzieren und einen hohen Druck im Plenum zu gewährleisten.

Der Prüfling ist auf einem Schubbock montiert, welcher über vier Blattfedern mit dem Schubgerüst verbunden ist. Die Blattfedern ermöglichen eine geringfügige horizontale Verschiebung des Schubbockes gegenüber dem Gerüst, parallel zur Schubachse. Dieser Freiheitsgrad erlaubt eine Schubmessung mittels Kraftmessdose. Für statische Versuche zur Messung der Nadellast und des Schubes wird nur eine Druckleitung benötigt. Die Abbildung 5.2 zeigt das Schubgerüst mit dem integrierten Prüfling im statischen Aufbau.

Vor jedem Versuch wird die Kraftmessdose nach dem Anschließen aller Leitungen und Sensoren für die Schubmessung kalibriert, um mögliche Messfehler zu vermeiden. Anzumerken ist jedoch die Tatsache, dass die Kalibrierung ausschließlich mit einer nicht bedrückten Leitung stattfinden konnte, da auf dem Schubbock kein Hauptventil vorgesehen wurde. Dies hat im Folgenden zu einem systematischen Versatz des gemessenen Schubes geführt, was im Kapitel 6.1 näher diskutiert wird.

Zur Datenerfassung und -verarbeitung wurde Hard- und Software von National

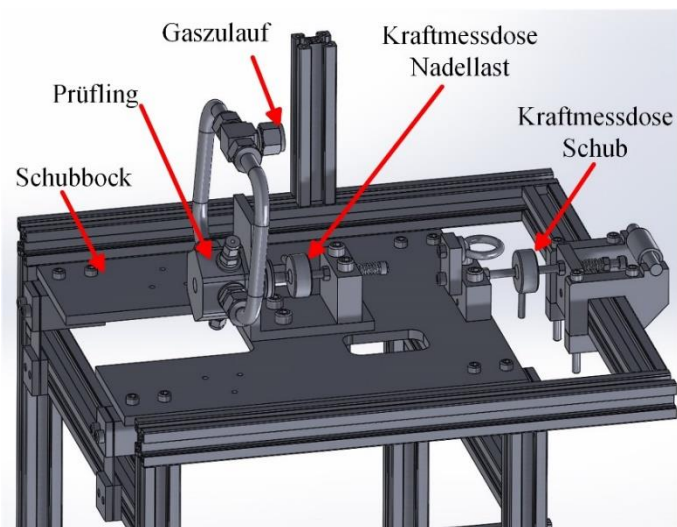


Abbildung 5.2: Schubgerüst mit der integrierten statischen Triebwerkskonfiguration

Instruments verwendet, wobei Signale mit einer Frequenz von 1 kHz erfasst wurden. Die Rohdaten wurden zusammen mit den manuell eingestellten Kalibrierungswerten zu physikalischen Größen verarbeitet und anschließend ausgewertet.

Aufbau des Prüflings

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden mehrere Designstudien zur Ausführung von pneumatischen Aktuatoren durchgeführt und betreut [94]. Teilergebnisse einiger Studien sind im Anhang 21 präsentiert. Alle Konzepte gehen von einer Verwendung von Hochdruckventilen als Steuerventile aus, wobei diese entweder als diskrete Ein/Aus- oder Proportionalventile ausgeführt werden. In der Abbildung 5.3 ist das Verhalten von diskreten und proportionalen Ventilen veranschaulicht. Die Querschnittsfläche A_Q eines diskreten Ventils kann lediglich zwischen zwei Werten – einem minimalen und maximalen variiert werden. Somit kann die Massenstromregelung eines diskreten Ventils ausschließlich über die Dauer der offenen und geschlossenen Zustände erfolgen. Im Gegensatz zu dieser Betriebsweise kann beim proportionalen Ventilverhalten jede beliebige Querschnittsfläche im gegebenen Wertebereich erreicht werden, wodurch eine Durchflussregelung wesentlich präziser umgesetzt wird. Die langsamere Reaktionszeit von proportionalen Ventilen stellt jedoch den größten Nachteil dieser gegenüber diskreten Ventilen.

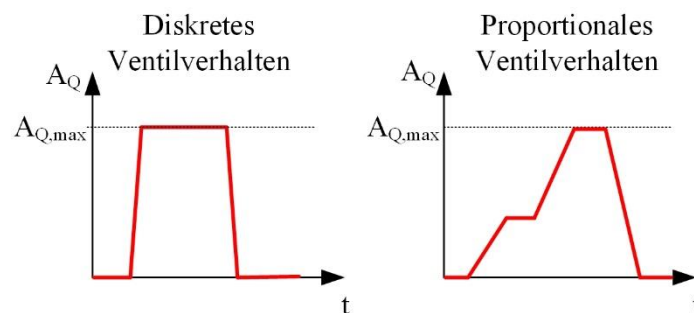


Abbildung 5.3: Unterschiede im diskreten und proportionalen Ventilverhalten

Die durchgeführte Literatur- und Produktrecherche [94] hat ergeben, dass Schaltzeiten bei diskreten Ventilen mit Arbeitsdrücken von ca. 100 bar und relativ hohen Durchflussraten im Größenbereich von mindestens 20 ms liegen [101], dieses Ergebnis wurde in [102] validiert. Diskrete Ventile mit kleineren Betriebsdrücken von maximal 10 bar erreichen hingegen Schaltzeiten von ca. 6 ms und weniger [103]. Proportionale Ventile wurden lediglich in der Recherche berücksichtigt, jedoch aufgrund ihrer niedrigen Reaktionsgeschwindigkeiten nicht für den Einsatz im Kaltgasdemonstrator in Betracht gezogen.

Nach der Diskussion einzelner konstruktiven Ausführungen des Demonstrators, wurde ein Konzept entwickelt, in welchem die Nachteile diskreter Steuerventile von dem Gesamtverhalten des Triebwerkes entkoppelt wurde. Damit wurde das Ziel verfolgt, dem DACS-Triebwerk ein proportionales Schubverhalten mit hoher Stelldynamik zu ermöglichen. Abbildung 5.4 zeigt das Schema des Kaltgasdemonstrators in operationeller Ausführung. Dieser besteht prinzipiell aus drei Druckkammern: Plenum, Steuerkammer (SK) und der Ausgleichskammer (AK), welche sich im direkten Kontakt mit einem Kolben, bzw. der Düsennadel befinden.

Das Kaltgas kommt aus einem Zulauf und wird direkt in das Plenum geleitet. Diese ist direkt mit einer Ausgleichskammer verbunden, sodass in Beiden gleiche Druckniveaus vorliegen. Durch den statischen Druck wirken auf die Düsennadelspitze Druckkräfte, welche sich abhängig von der Position ändern. Der Durchmesser der Düsennadel in der AK ist größer, als der des zylindrischen Teils im Plenum, sodass die Nadel beim Bedrücken immer in den Düsenhals gedrückt wird. Somit wird der Schub ohne eine Bedrückung der Steuerkammer stets minimiert. Die gasdynamische Verbindung zwischen der AK und dem Plenum, sowie eine permanente Tendenz zum Schließen des Düsenhalses ermöglichen die Positionssteuerung der Düsennadel lediglich mit einem Einlass- und Auslassventil.

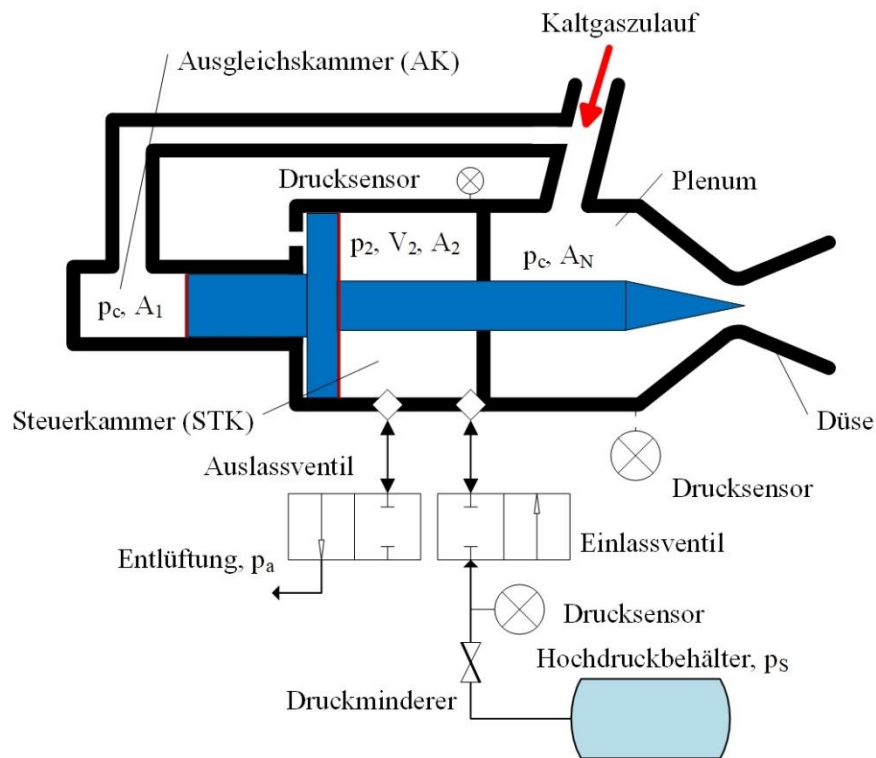


Abbildung 5.4: Schematischer Aufbau des Prüflings

Beim Bedrücken der Steuerkammer, welche sich zwischen dem Plenum und der Ausgleichskammer befindet, wird eine Kraft auf die Nadel ausgeübt, welche diese aus dem Düsenschott herausdrückt. Durchmesser- und Druckverhältnisse in den einzelnen Kammern können iterativ so eingestellt werden, dass sowohl konstruktive, dynamische als auch innenballistische Anforderungen an den Triebwerksentwurf erfüllt werden. Zusätzlich kann durch eine nahezu freie Dimensionierung des Nadeldurchmessers in der STK der maximale Steuerdruck niedrig angesetzt werden, was einen Einsatz von Schnellschaltventilen ermöglicht.

Aufgrund der getroffenen Annahmen im Simulationsmodell und der damit verbundenen Ungenauigkeiten, wurde beim Prüfling die Ausgleichskammer vom Plenum entkoppelt und separat bedrückt. Damit sollte sichergestellt werden, dass Ungenauigkeiten in den angenommenen Reibungskräften und der dadurch veränderten Nadeldynamik, vom Prüfstands Aufbau ausgeglichen bzw. separat untersucht werden.

Für die Ansteuerung des Prüflings wurden Festo MH4 – Schnellschaltventile in der *Normally Closed* – Ausführung gewählt [103]. Diese weisen Schaltzeiten von ca. 3,5 ms bei einem Normalnennendurchfluss von 400 l/min und max. 8 bar Betriebsdruck auf.

In der statischen Konfiguration bei der Messung der Kräfte auf die Nadel in voreingestellten Positionen und Drücken wird der Aktuatorteil des Triebwerkes abmontiert und die Nadel über einen Adapter an eine Kraftmessdose angeschlossen. Eine Schnittansicht des Triebwerkes in der statischen Konfiguration ist in Abbildung 5.5 dargestellt. Insgesamt führen zwei gegenüberliegende Zuleitungen das Kaltgas radial in das Plenum, womit versucht wird, mögliche Druckunterschiede und somit eine unsymmetrische Abströmung zu vermeiden. Des Weiteren wurden zwei Anschlüsse für die Druck- und Temperaturmessungen vorgesehen. Die Düsennadel wird durch einen abgedichteten Schott in das Plenum hineingeschoben und an einer Kraftmessdose fixiert. Im Anhang 23 ist ein CAD-Schnitt des statischen Aufbaus des Prüflings am Prüfstand dargestellt.

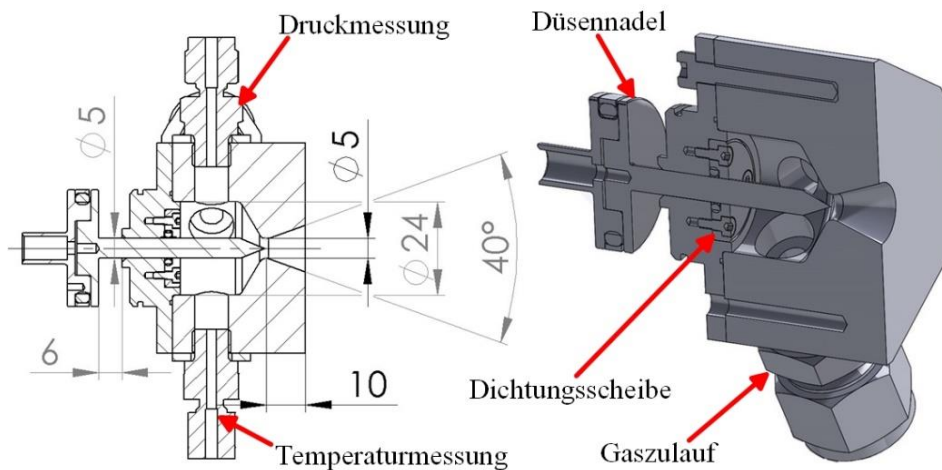


Abbildung 5.5: CAD-Schnitt durch das Prüflingsmodell in statischer Versuchskonfiguration

In der dynamischen Konfiguration ermöglicht eine konstruktive Schnittstelle zwischen einem LVDT-Glied und der Düsennadel die Positionsmessung der letzteren. Eine Schnittansicht der dynamischen Konfiguration des Prüflings ist in Abbildung 5.6 dargestellt.

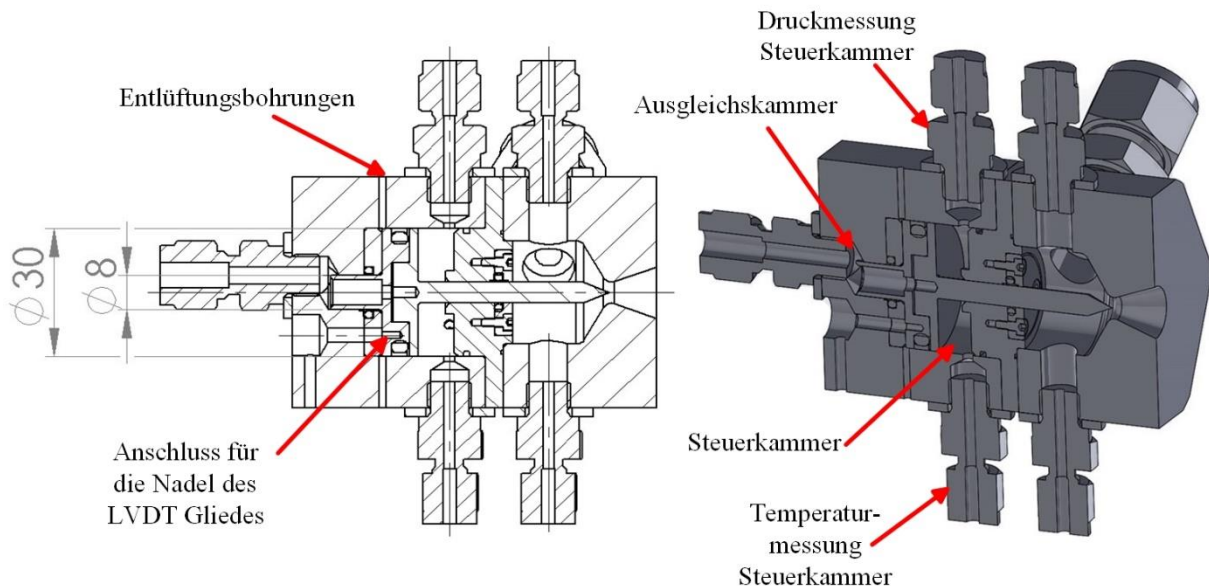


Abbildung 5.6: CAD-Schnitt durch das Prüflingsmodell in dynamischer Versuchskonfiguration

In dieser Konfiguration entstehen zwei weitere Druckkammern – die Ausgleichskammer am hinteren Ende der Düsennadel und die Steuerkammer, welche an zwei Steuerventile angeschlossen wird. Für eine ordnungsgemäße Funktionalität der Anordnung muss die Toleranzkette zwischen den einzelnen Komponenten eingehalten und eine präzise mechanische Ausführung erreicht werden. Besondere Herausforderungen im vorliegenden Entwurf stellen mehrere konstruktiv bedingte Doppelpassungen dar. Abweichungen in der Fertigung, vor allem in den Form- und Lagetoleranzen können somit zu Erhöhten Reibungskoeffizienten oder sogar zum Verkanten von Bauteilen führen.

Die Dimensionen der Düsennadelspitze sind in der Abbildung 5.7 dargestellt. Ähnlich wie der Düsenexpansionswinkel, wurde der Konvergenzwinkel der Nadel relativ groß gewählt, um eine kurze axiale Ausdehnung der Konstruktion zu erreichen. Der Stellweg entspricht der Länge der Nadelspitze, wird jedoch bei dynamischen Versuchen konstruktiv auf 5 mm beschränkt. Das minimale Expansionsverhältnis bei einem vollständig geöffneten Düsenhals liegt bei ca. 6,04.

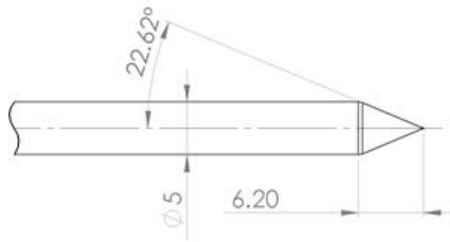


Abbildung 5.7: Dimensionen der Düsennadelspitze

5.1.2 Simulationsergebnisse des Kaltgasdemonstrators

Im Vorfeld der Versuche wurden mehrere Simulationen mit einer steigenden Genauigkeit der verwendeten Verfahren durchgeführt. Zuerst wurden Simulationen der Nadelkräfte und der Schübe mit einem eigens entwickelten, analytischen Matlab-Verfahren durchgeführt, beschrieben im Kapitel 4.3.1. Nach dem Ermitteln der Richtwerte wurden Simulationen des dynamischen Öffnungs- und Schließverhaltens des Ventils durchgeführt, vgl. Kapitel 4.3.3, um die theoretisch erreichbaren Werte mit den geforderten zu vergleichen.

Nach dem hinreichenden Übereinstimmen der Leistungsanforderungen mit dem simulierten Verhalten des Matlab-Modells wurden die Strömungsverhältnisse zwischen der Nadel und Düse des Demonstrators mit CFD-Software simuliert. Damit sollte eine höhere Genauigkeit in der Berechnung der Nadellasten erreicht werden. CFD-Simulationen des Ausströmungsverhaltens wurden dabei mit Kaltgas durchgeführt.

Statische Simulationen

Als Randbedingungen für die Simulation des Prüflings mit maximalem Betriebsdruck wurden folgende Parameter angenommen:

| Parameter | Wert | Dimension |
|--------------------------------------|------|-----------|
| Maximaler Betriebsdruck p_c : | 100 | [bar] |
| Kaltgastemperatur T_c : | 273 | [K] |
| Expansionsverhältnis ε : | 6,04 | [-] |
| Isentropenexponent κ : | 1,61 | [-] |
| Düsenwirkungsgrad η_{cf} : | 1,0 | [-] |

Tabelle 5.1: Randbedingungen für die Simulation des Prüflings

In den statischen Versuchen wird die Düsenadelposition von einer vollständig geöffneten Düsenhalsquerschnittsfläche bis hin zu 14,8% der $A_{th,max}$ simuliert. Dabei ist der Düsenhals in der Position 0 mm vollständig offen und bei 6 mm – nahezu geschlossen. Als Schrittweite wurde eine Distanz von 0,5 mm gewählt. Der axiale Abstand zwischen der Düsenhalskontur und der Düsenadel liegt im Fall der minimalen Düsenhalsquerschnittsfläche bei 0,5 mm. Das Expansionsverhältnis variiert dabei von 6,04 bis 40,83.

Bei der analytischen Simulation der Triebwerkskräfte liegt der maximal zu erwartende Schub bei 293,9 N mit einer Nadellast von 195,9 N, siehe Abbildung 5.8. Die minimalen Werte beider Größen liegen im Bereich von ca. 35 N.

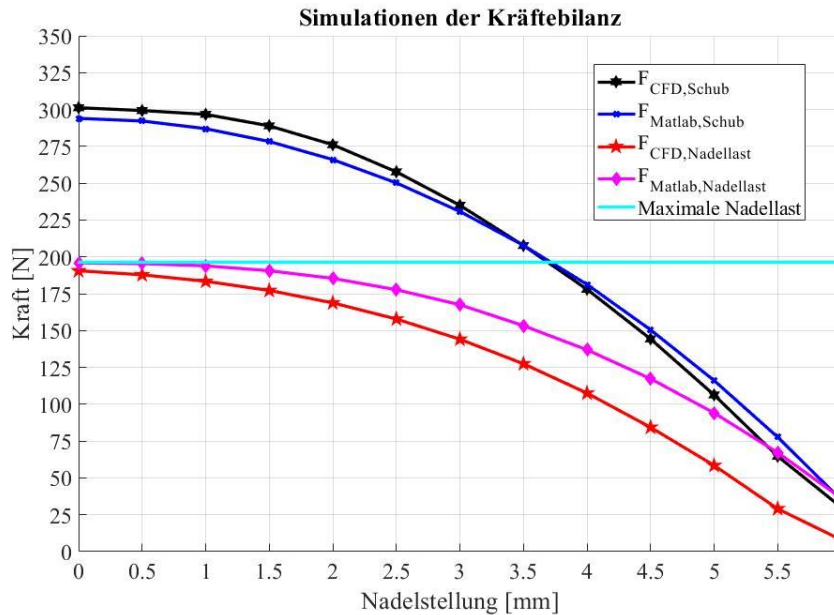


Abbildung 5.8: Simulationsergebnisse wirkender Kräfte auf die Düsenadel bei 100 bar

Für den Vergleich mit analytisch ermittelten Werten wurden Simulationen mit ANSYS Fluent [104] an einem vereinfachten Modell der Düse-Nadelkonfiguration durchgeführt. Folgende relevante Randbedingungen wurden hierbei angenommen:

- Realgasverhalten von Stickstoff;
- Eintrittstemperatur $T_i = 273 K$;
- Eintrittsdruck $p_i = 100 bar$;
- 2D-Achsensymmetrisches Modell.

Als Turbulenzmodell wurde das Transition SST-Modell (auch als $\gamma - Re_\theta$ bekannt) verwendet. Dieses basiert auf dem $k-\omega$ -Modell, welches zur Simulation wand-naher Strömungen gut geeignet ist und koppelt zwei weitere Transportgleichungen zur Beschreibung der Intermittenz, sowie des Transitionsfaktors (*transition momentum-thickness Reynolds number*) [104]. Mit den letzten soll der Übergang von einem laminaren zum turbulenten Strömungsverhalten in den jeweiligen Triebwerksbereichen genauer abgebildet werden. Im Vorfeld der CFD Rechnungen wurden einige Netzstudien zur Anzahl der Elemente durchgeführt. Die $y+$ Werte an der Düsenadelspitze wurden im Bereich von 1 angestrebt, was für die Rechnungen mit diesem Turbulenzmodell empfohlen ist [104]. Die Anzahl an Elementen in den Netzen einzelner Stellungen wurde im Bereich von ca. 100k eingestellt, wobei eine Erhöhung der Elementenanzahl keine signifikante Veränderung in den Ergebnissen mit sich führte. Das Netz wurde strukturiert aufgebaut, die Netzelemente weisen ein inflationäres Verhalten mit einer Wachstumsrate von 1,05 zu den Komponentenwänden und der Symmetrieachse auf. Die Abbildung 5.9 zeigt ein Beispiel des vernetzten Strömungsbereiches des Fluides. Zur Reduzierung des Vernetzungs- und Rechenaufwandes wurde eine zweidimensionale, achsensymmetrische Ausführung gewählt, wobei als Einlassfläche die gesamte hintere Plenum-Wand angenommen wurde. Als Randbedingung wurde ein konstanter Druck am Einlass definiert. Der Strömungsbereich wurde bis zum Ende des divergenten Düsenteils modelliert. Auf die Modellierung des Abgasstrahls außerhalb des Triebwerkes wurde verzichtet, da in den Simulationen die Ermittlung der zu erwartenden Nadelkräfte im Vordergrund stand.

Für die Berechnungen wurden zwei Lösungsmethoden angewendet – SIMPLE, als Standard von Fluent vorgeschlagen und die Coupled-Methode. Bei den Berechnungen konnten Residuen im Bereich von $1e^{-4}$ bis $1e^{-5}$ als Maximalwerte mit der Coupled-Methode erreicht werden. Beim stetigen Schließen des Düsenhalses, an Nadelpositionen von 5,0, 5,5 und 6 mm treten an den Düsenwänden Strömungsablösungen auf, sodass teilweise keine stationären Lösungen erreicht werden konnten.

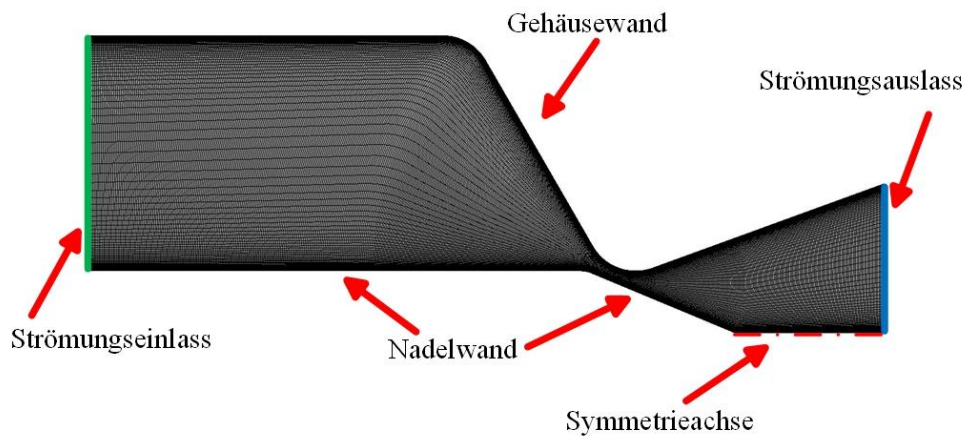


Abbildung 5.9: Vernetzung des Strömungsbereiches bei einer Nadelstellung von 4,5 mm

Aus den Kurvenverläufen in Abbildung 5.8 wird deutlich, dass die Ergebnisse der zu erwartenden Schubkräfte beider Methoden im gleichen Größenbereich liegen. Die maximalen Werte für den Schub liegen mit Fluent bei 301,2 N und für die Nadellast bei 190,6 N. Für eine genauere Analyse beider Auslegungsmethoden ist die Betrachtung der absoluten und relativen Abweichungen der berechneten Kräfte interessant. Im Anhang 24 sind relative und absolute Abweichungen der Berechnungsmethoden Matlab und Fluent zusammengefasst.

Die absoluten Abweichungen der ermittelten Nadellasten zeigen eine nahezu lineare Abhängigkeit beim Schließen der Düsenadel auf, wobei die Matlab-Berechnung höhere Kräfte ergibt. Dies lässt auf eine systematische Ungenauigkeit in einer der beiden Methoden schließen, wobei die Fehlerechnung bei dem Matlab-Modell vermutet wird. Die minimale Abweichung von ca. 5 N tritt bei einem vollständig geöffneten Düsenhals auf, wobei der Betriebsdruck des Plenums nahezu dem statischen Druck auf der Nadeloberfläche entspricht. Beim weiteren Schließen des Düsenhalses sagt das Matlab-Modell eine höhere Nadellast voraus als Fluent, wobei diese sehr nahe an den Schub des Triebwerkes herankommt. Eine der möglichen Ursachen für die systematische Abweichung der Ergebnisse beider Methoden kann die falsche Annahme der Position des kritischen Querschnittes in Matlab sein, was zu einer falschen Druckverteilung über der Nadelspitze führt. Nichtsdestotrotz kann die Berechnungsmethode mit Matlab als eine schnelle Abschätzung der Worst-Case-Werte betrachtet werden.

Die Schubermittlung erfolgt bei beiden Methoden mit wesentlich geringeren absoluten und relativen Abweichungen. Es ist anzumerken, dass Fluent bei Nadelstellungen bis ca. 3,5 mm höhere Schübe voraussagt als das Matlab-Modell, wobei diese Tendenz sich bei weiterem Schließen der Düse umkehrt. Wie im Anhang 24 abgebildet, werden mit dem Matlab-Modell in den Nadelstellungen bei einem nahezu geschlossenen Düsenhals ca. 10 – 15 % höhere Schubwerte ermittelt.

Aufgrund des sich erhöhenden Expansionsverhältnisses beim Schließen der Düsenadel, sinken die Austrittsdrücke, sodass es bei einem vorgegebenen Druck von 100 bar zu Strömungsablösungen im Divergenzteil der Düse kommt. Dies wird ab einer Nadelstellung von 5,0 mm beobachtet, wobei der Durchschnittsdruck in der Austrittsebene 0,54 bar beträgt, bzw. zur Düsenwand hin ab- und zur Symmetrieachse zunimmt. Somit muss die Ablösung bereits in einem Positionsbereich zwischen 4,5 und 5,0 mm auftreten, wobei die Ablösungs-Kriterien (bspw. das Summerfield-Kriterium) aufgrund des Gaszustandes an der Düsenwand unterschritten werden [105].

Im Rahmen der Studie [106] wurden Nadelkräfte und Schübe des Prüflings mit weiteren 3D-CFD-Simulationen in den jeweiligen Betriebspunkten und Nadelstellungen untersucht. Dabei wurde das gesamte Plenum zusammen mit dem Kaltgaszulauf sowie der Düse und einem Entspannungsvolumen für ausströmende Gase modelliert. Für die Vernetzung des Triebwerkmodells wurde das firmeninterne Tool EADS-MAS und für die Strömungssimulationen – die Software TAU verwendet. Die Ergebnisse der 3D-CFD-Rechnungen sind sehr gut mit den durchgeführten achsensymmetrischen 2D-Simulationen vergleichbar, wobei der benötigte Rechenaufwand erwartungsgemäß deutlich höher liegt. Insgesamt kann zusammengefasst werden, dass die komplexen Rechenmethoden keine signifikante Präzisierung der Ergebnisse bei der Bestimmung von Nadellasten und des Schubverhaltens im Vergleich zu 2D-CFD-

Methoden mit sich bringen und im Vorentwurf somit keinen eindeutigen Mehrwert vorweisen. Nichtsdestotrotz sind 3D-CFD Simulationen für weitere Gestaltoptimierung der Düsen- und Nadelgeometrie interessant, insbesondere, wenn zusätzlich asymmetrische Einlaufkonfigurationen untersucht werden müssen und bestimmte Anforderungen an den Verlauf des Düsenaustrittsdruckes vorliegen.

Dynamische Simulationen, Erreichen von Extremstellungen

Nach dem Ermitteln der zu erwartenden Nadellasten und Schübe wurden Randbedingungen für die Simulation des dynamischen Triebwerksverhaltens definiert. Diese beziehen sich auf die Gaszustände in den jeweiligen Druckkammern, Leitungsquerschnitte, Totvolumina, sowie Reibungskoeffizienten. Die Nadellasten und Schübe aus der Matlab-Berechnung wurden positionsabhängig in Form von Interpolationstabellen gespeichert und an die dynamische Simulation des Triebwerkes übergeben. In den dynamischen Simulationen wurde ein Druck von 100 bar in der Ausgleichskammer und dem Plenum angenommen.

Als Testsequenz wurde eine Folge aus Ein- und Aus-Kommandos vorgegeben, wobei die Ventile jeweils abwechselnd für 25 ms geöffnet und geschlossen wurden. Die Abbildung 5.10 zeigt das simulierte Verhalten der Steuerventilquerschnittsflächen auf vorgegebene Zustandsbefehle. Gemäß der technischen Beschreibung, erfolgt das Öffnen und Schließen der Steuerventile innerhalb von 3,5 ms, wobei jeweils eine Querschnittsfläche mit einem Durchmesser von 2 mm freigegeben wird.

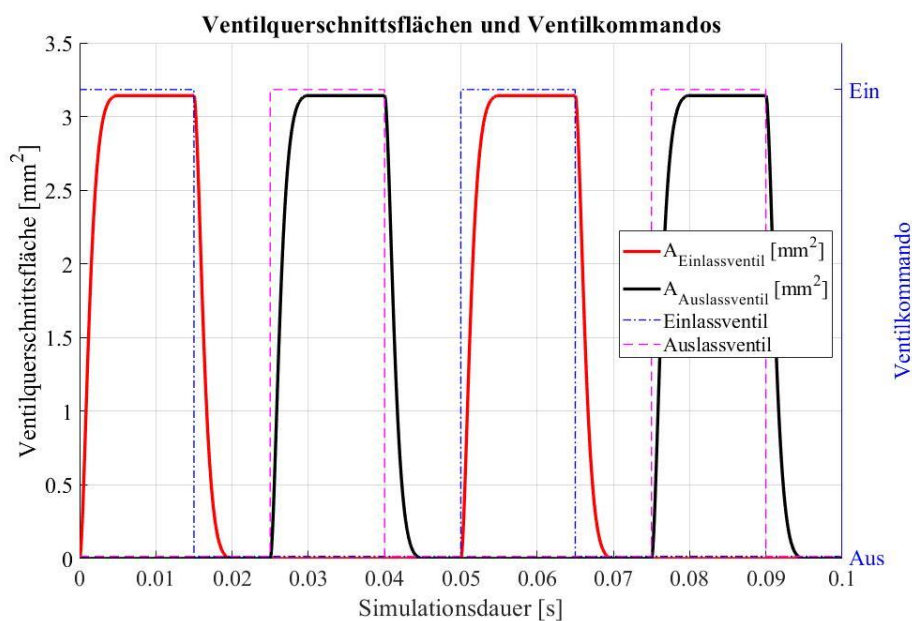


Abbildung 5.10: Ventilquerschnittsflächen in Abhängigkeit des Ventilkommandos

Für die Simulation der Nadelbewegung wurde die Haftreibungskraft zu 52,8 N und die Gleitreibungskraft zu 31,7 N berechnet. Die Abbildung 5.11 zeigt den simulierten Steuerkammerdruck in Abhängigkeit der vorgegebenen Ventilquerschnittsflächen.

Als Startbedingung wurde angenommen, dass die Steuerkammer vollständig befüllt ist und die Nadel sich in der 0-mm Stellung befindet (100 % Schub). Der vorgegebene Druck in der Steuerkammer liegt bei 8 bar.

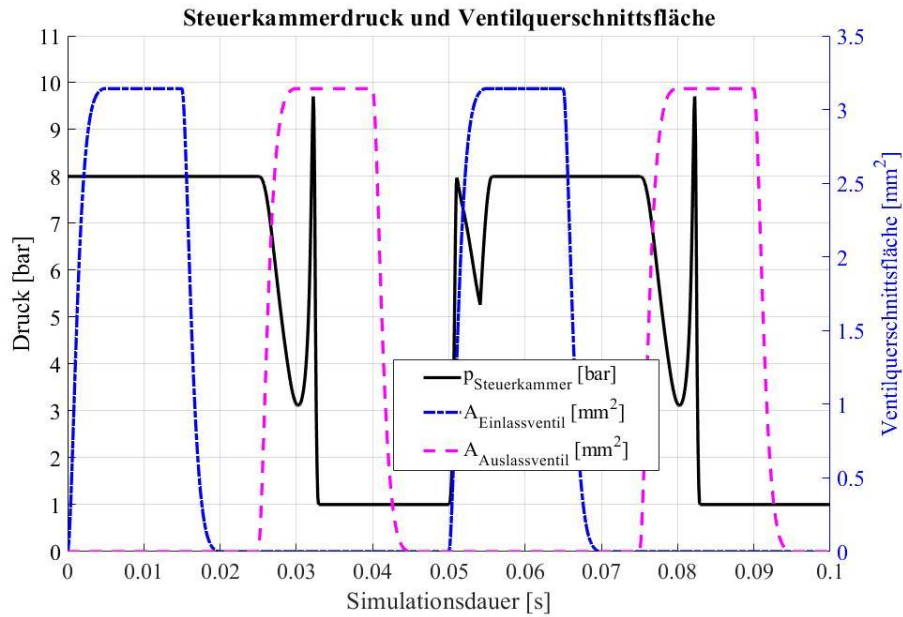


Abbildung 5.11: Simulierter Steuerkammerdruck in Abhängigkeit der Ventilquerschnittsflächen

Beim Öffnen des Auslassventils nach 25 ms wird die STK entlüftet. Erst beim Erreichen eines Druckes von ca. 3 bar setzt die Nadel sich nach dem Überwinden der Haftreibung in Bewegung. Kurz vor der Extremstellung, erfährt die Nadel ihre Maximalgeschwindigkeit, wobei die Volumenabnahme der Kammer schneller erfolgt, als das Gas entweichen kann. Somit kommt es zu einem kurzzeitigen Druckanstieg, bzw. einem Abbremsen der Nadel vor dem Anschlagen an die mechanische Positionsbegrenzung siehe Abbildung 5.12 und Abbildung 5.13.

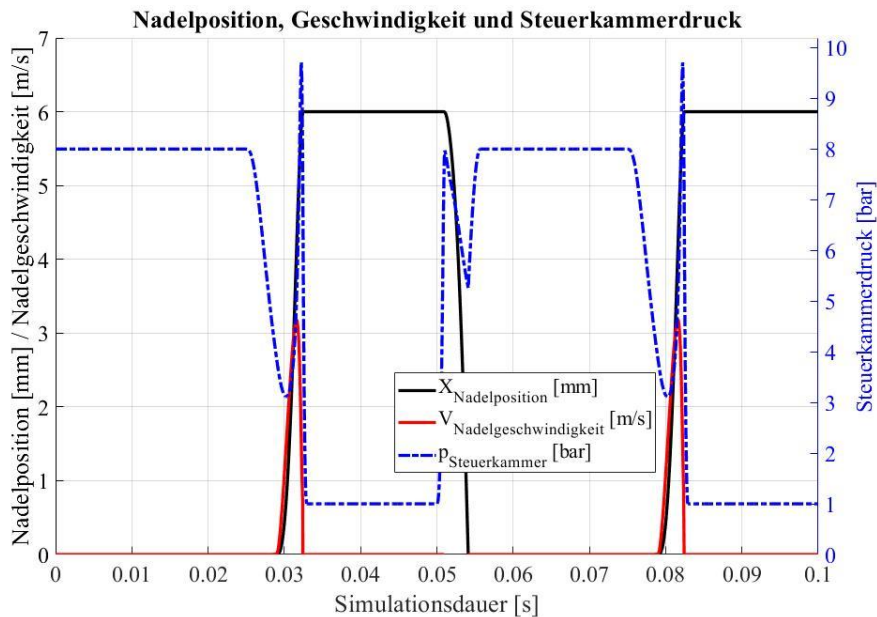


Abbildung 5.12: Simulation des Nadelverhaltens und des Steuerdruckes

Die Nadel erreicht unter diesen Randbedingungen ihre Extremstellung 4,3 ms nach der Kommandovorgabe zum Öffnen des Auslassventils, wobei ihre maximale Geschwindigkeit ca. 3,2 m/s beträgt – Abbildung 5.13.

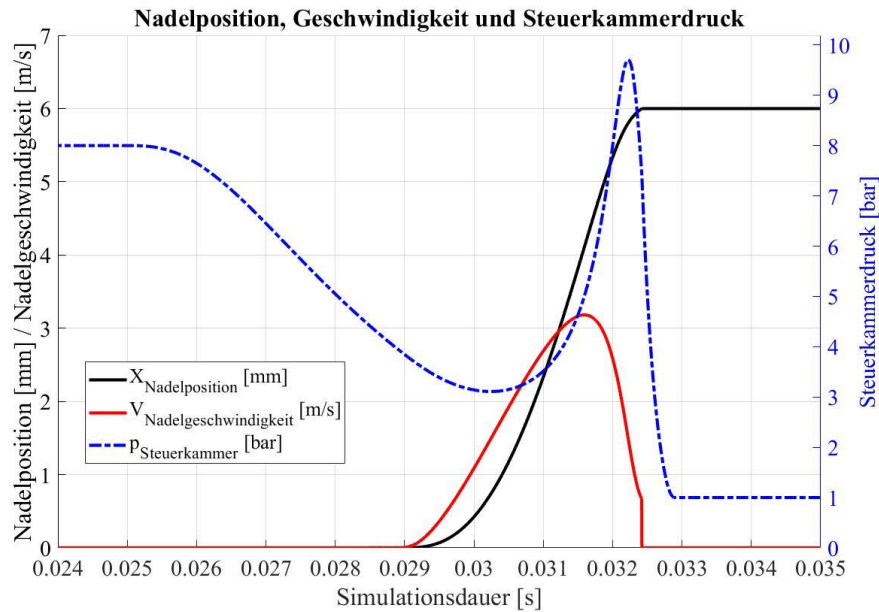


Abbildung 5.13: Ausschnitt des simulierten Nadelverhaltens und des Steuerdrucks im Intervall zwischen 0.024 und 0.035 s

Der Auf- und Abbau des Schubes folgt in seiner Dynamik der Düsennadel, siehe Abbildung 5.14. Mit der simulierten Dynamik der Düsennadel ist in der diskreten Arbeitsweise eine Impulssteuerung des DACS-Triebwerkes denkbar, da hohe Schaltfrequenzen erreicht werden können. Hierzu können Verfahren der Pulsweitenmodulation angewendet werden, wobei nicht die Schubhöhe, sondern die Dauer der minimalen und maximalen Schubimpulse variiert wird.

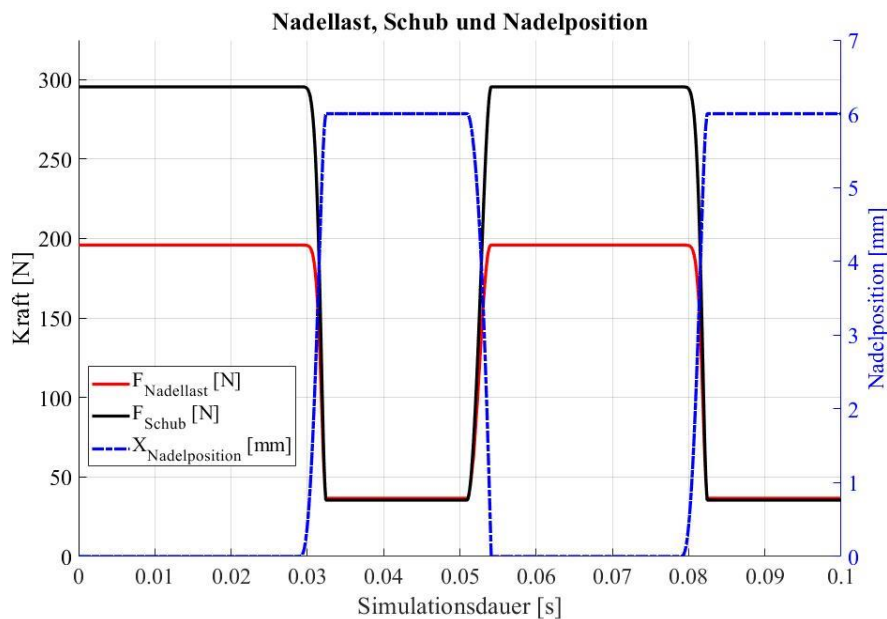


Abbildung 5.14: Simuliertes Verhalten des Schubverlaufs, der Nadelposition und -last

Dynamische Simulationen, Erreichen von Zwischenpositionen aus der Stellung des offenen Düsenhalses (0 mm)

Da die eingesetzten Ventile keine Möglichkeit zur proportionalen Steuerung der Ventilquerschnittsfläche haben, erfolgt die Einstellung eines gewünschten Schubes über den zeitlichen Schaltversatz der Steuerventile. Grundsätzlich bestehen zwei Ausgangsstellungen für den Betrieb des

Triebwerkes. In der ersten befindet sich die Nadel bei 0 mm, wobei die Düse vollständig geöffnet und die Steuerkammer bedrückt ist, siehe Abbildung 5.15.

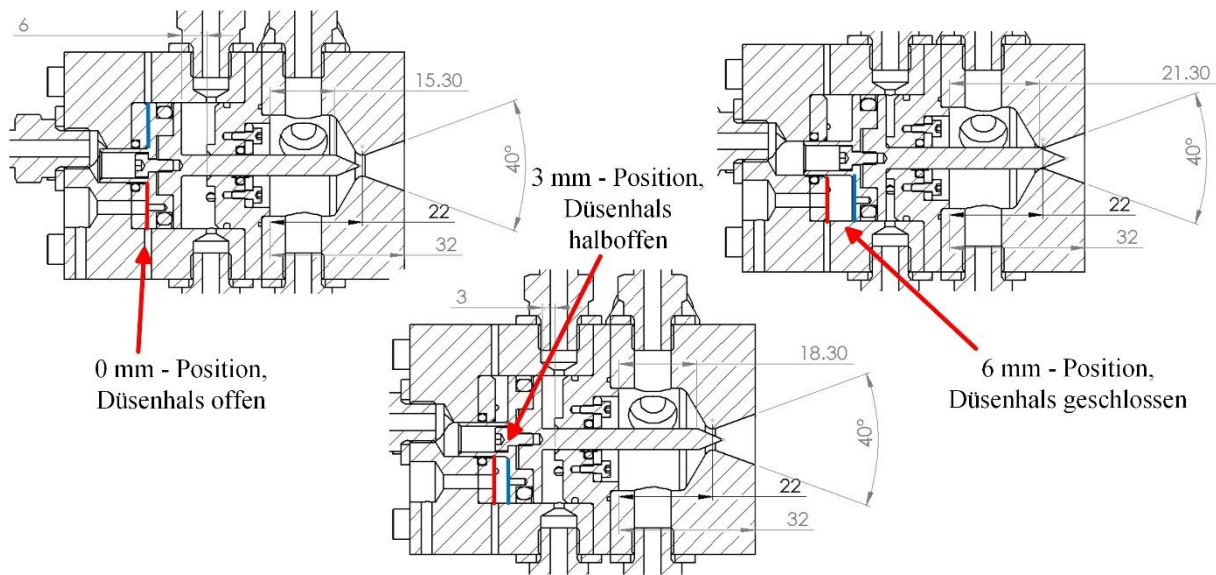


Abbildung 5.15: Positionen der Nadelstellung

Die zweite Ausgangsstellung wird von der entgegengesetzten Nadelstellung definiert, in welcher der Düsenhalsquerschnitt vollständig verschlossen und die Steuerkammer nicht bedrückt ist. Beide stellen potenzielle initiale Betriebspositionen dar, wobei der Triebwerksstart aus der ersten Stellung (0 mm Position) erfolgen soll, da somit der DACS-Brennkammerdruck moderat erhöht werden kann. Beim Verfahren aus der 0 mm Position verringert sich der Schub eines Triebwerkes. Für die Simulation des Ventilverhaltens aus beiden Ausgangsstellungen wurde die Anfangsbedingung angenommen, dass sowohl das Einlassventil, als auch das Auslassventil zu Beginn des Manövers geöffnet werden, sodass sich ein konstanter Massenstrom in der Steuerkammer einstellt.

In den Simulationen des Nadellastverhaltens aus der Stellung 0 mm wird nach 50 ms Simulationszeit das Einlassventil geschlossen. Das Auslassventil bleibt offen und schließt erst nach einer definierten Zeitdauer von wenigen ms. Die Abbildung 5.16 zeigt den Schub und die Nadellast des Triebwerkes im Fall einer Schließversatzdauer des Auslassventils von 3,5 ms nach dem Schließen des Einlassventils.

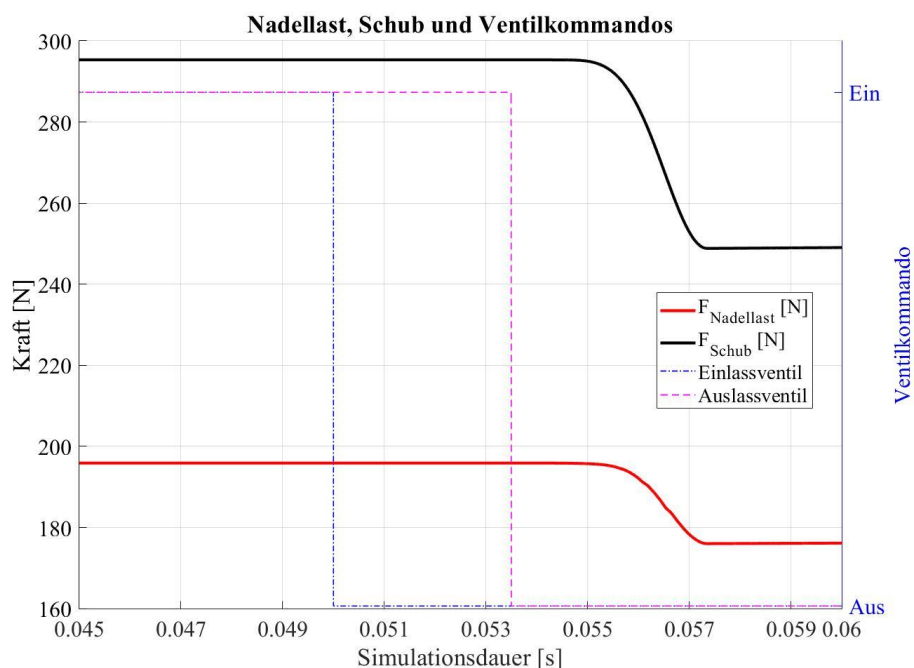


Abbildung 5.16: Triebwerksverhalten bei einem Schließversatz des Auslassventils von 3,5 ms

Grundsätzlich wird der minimale Schaltversatz von der Taktfrequenz des Ansteuerungsmoduls begrenzt und kann kürzer, als im vorgegebenen Beispiel gewählt werden. 8 ms nach dem Schließen des Einlassventils und 4,5 ms nach dem Schließen des Auslassventils stellt sich ein bestimmter Druck in der Steuerkammer ein, wobei die Nadel in eine definierte Position verschoben wird. Aufgrund der Massenträgheit der Nadel bewegt sich diese über die kraftneutrale Lage hinaus, sodass die Nadel entgegengesetzt der ursprünglichen Bewegungsrichtung zurückgedrückt wird. Durch die Dominanz der Haftreibungskraft über der Gleitreibung, erfolgt die Verschiebung kriechend in eine kraftneutrale Position. Abhängig von der erreichten Endgeschwindigkeit der Nadel und dem Abstand zur kraftneutralen Lage, erreicht die Nadel erst nach ca. 250 Millisekunden ihre endgültige Stellung – Abbildung 5.17.

Für eine zuverlässige Regelung des Triebwerkes ist das Bewegungsverhalten der Nadel über die Variation der Öffnungsdauer des Auslassventils besonders relevant. Aufgrund niedriger Geschwindigkeiten, wird die simulierte Kriechbewegung der Nadel als ein quasistationärer Zustand betrachtet, welcher spätestens nach ca. 15 ms erreicht wird und damit die kürzeste Stelldauer des Triebwerkes definiert. Bei der Ausführung mehrerer Ein-/Aus-Kommandos in Folge, mit Vorgabe unterschiedlicher Schubniveaus bei maximaler Schaltfrequenz, ergibt sich diese zu 66,7 Hz. Die Abbildung 5.18 zeigt das simulierte Verhalten der Nadelposition und des Druckes in der Steuerkammer abhängig von der Versatzdauer des Schließkommandos des Auslassventils. Der Zustand des Triebwerkes wurde hier 15 ms nach dem Einleiten des Steuerkommandos (Schließen des Einlassventils) aufgezeichnet, wobei keine statische, kraftneutrale Position der Nadel erreicht wurde. Dies äußert sich in einem un stetigen Verlauf der aufgezeichneten Nadelposition über die Öffnungsdauer des Auslassventils – Abbildung 5.18. Das Erreichen eines stationären Zustandes des Triebwerkes erfolgt teilweise wesentlich langsamer – in Zeitspannen zwischen 15 und 300 Millisekunden. Die Änderungen der benötigten Zeitspannen bis zum Erreichen eines stationären Zustandes der Düsenadel weisen keine Regelmäßigkeiten auf. Auch die Variationen des Gleitreibungskoeffizienten von bis zu 10% zeigen, dass geringfügige Veränderungen der Randbedingungen zu weiteren schlecht berechenbaren Änderungen im Verhalten des Aktuators führen.

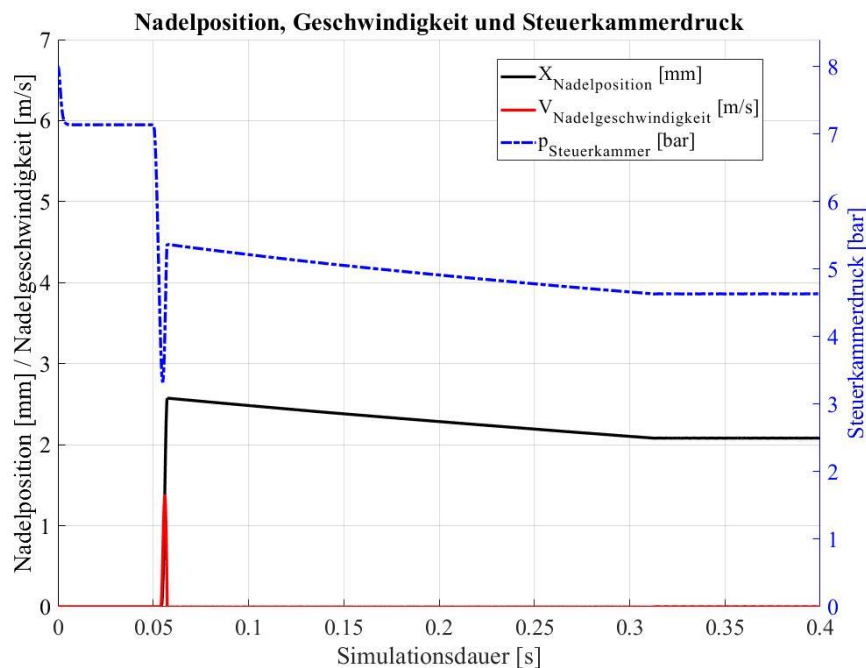


Abbildung 5.17: Simulierte Nadelposition, Geschwindigkeit und Steuerkammerdruck bei Schließversatz des Auslassventils von 3,5 ms

Im Anhang 25 ist die simulierte Nadelposition und der Steuerdruck abhängig von der Versatzdauer des Schließkommandos des Auslassventils, 350 ms nach dem Einleiten des Steuerkommandos,

abgebildet. Dabei kann die Nadel einen stationären Zustand erreichen, was sich in einer nahezu linearen Korrelation zwischen der eingestellten Nadelposition und der Öffnungsdauer des Auslassventils äußert.

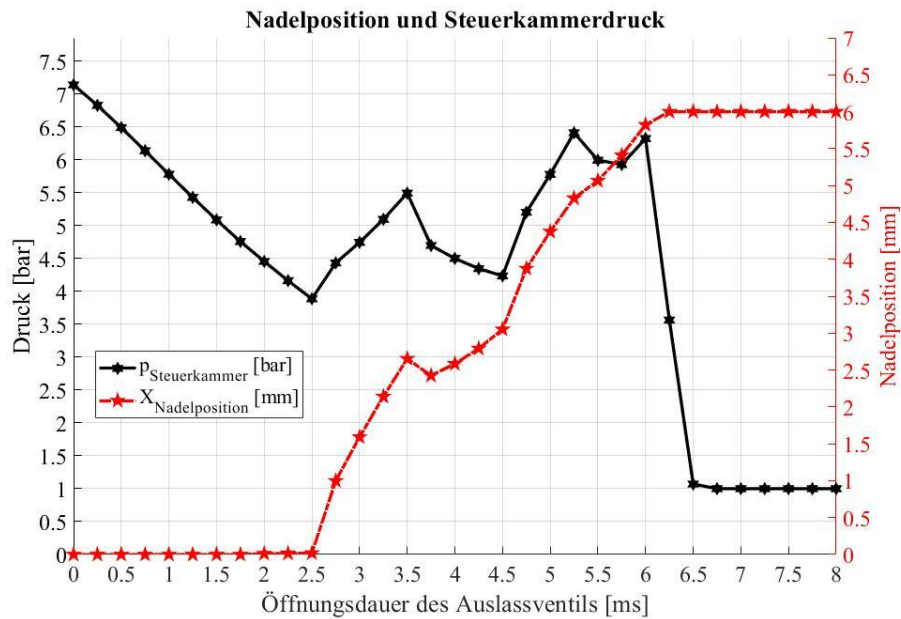


Abbildung 5.18: Simulierte Nadelposition und Steuerdruck abhängig von der Öffnungsdauer des Auslassventils 15 ms nach dem Einleiten des Steuerkommandos

Dynamische Simulationen, Erreichen von Zwischenpositionen aus der Stellung des geschlossenen Düsenhalses (6 mm)

Simulationen der Nadelbewegung mit einer Initialstellung bei geschlossenem Düsenhals (6 mm Position) sind für die Fälle notwendig, in denen der Schub des Triebwerkes durch die Aufweitung des Düsenhalsquerschnittes erhöht werden muss. Die Verhaltenssimulationen wurden hier mit einer angepassten Sequenz durchgeführt. Die Schaltkommandos der Steuerventile sind in der Abbildung 5.19 dargestellt.

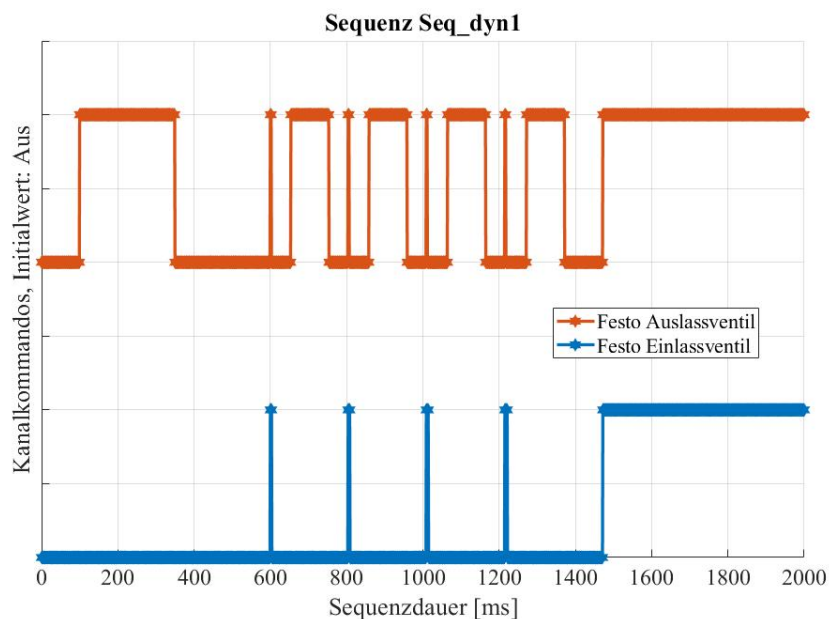


Abbildung 5.19: Vorgegebene Kommandos an Steuerventile für die Simulation des Nadelverhaltens mit der Anfangsposition in der geschlossenen Düsenhalsstellung

Um die Nadel in die Anfangsposition zu bringen, wurde die Steuerkammer über das Auslassventil entlüftet (100 – 350 ms). Anschließend wurde das Einlass- und das Auslassventil gleichzeitig für 3 ms geöffnet, wobei das Auslassventil nach dieser Zeit geschlossen wurde. Das Kommando zu Schließen des Einlassventils wurde im ersten Impuls um eine Millisekunde, im zweiten – um zwei ms, u. s. w. gegenüber dem Schließkommando des Einlassventils verzögert.

Wie in Abbildung 5.20 zu sehen ist, reichen bereits die kürzesten Verzögerungen zwischen den Schließzeiten aus, um die Nadel unter den vorhandenen Randbedingungen jeweils in die entgegengesetzte Extremposition zu bringen. Dies ist durch die große Gasmasse zu erklären, welche bereits beim Öffnen beider Ventile in die STK eintritt und dadurch die, zum Verschieben der Nadel aus der Initialposition, notwendige Mindestmenge an Gas überschreitet.

Die Simulationen mit der Anfangsstellung des geschlossenen Düsenhalses zeigen, dass hier die Regelung des Triebwerkes basierend auf einer zeitlichen Vorgabe der Schaltimpulse sehr schwierig ist. Somit bleibt lediglich die Positionsvorgabe aus der geöffneten Nadelstellung als potenziell praktikable Lösung. Hinsichtlich der Anforderungen an die Aktuatordynamik, zeigt das pneumatische System sehr kurze Stell Dauern. Der bereits erwähnte Regelungsansatz der Pulsweitenmodulation kann auf die Einstellung Pulsamplitude erweitert werden, was den kontinuierlichen DAC-Systemen am nächsten kommt. Kritisch für die Regelung und das weitere Verfolgen des Konzeptes ist das simulierte Kriechverhalten der Düsennadel. Dieses macht experimentelle Versuche an einem Demonstrator unabdingbar.

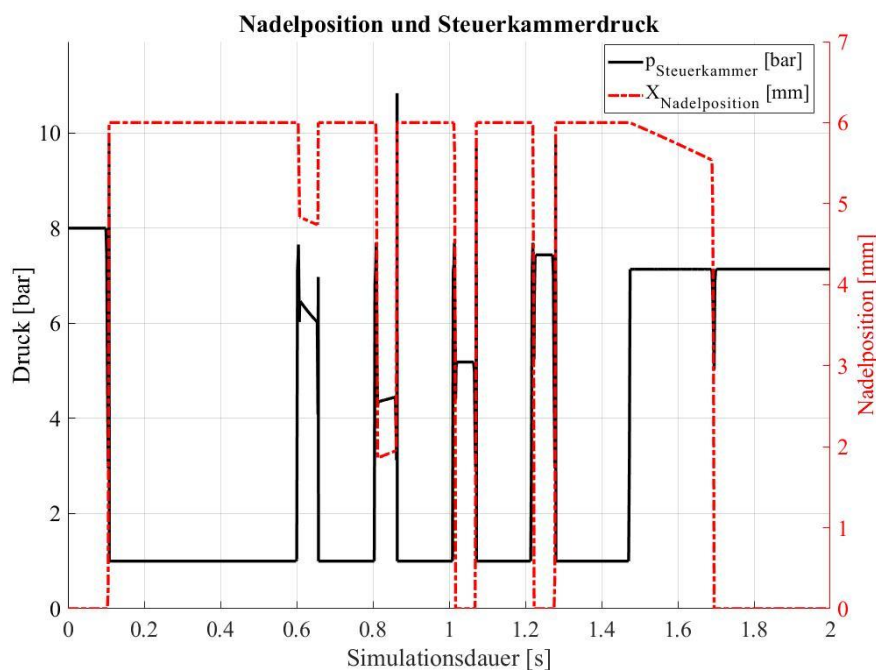


Abbildung 5.20: Simulierte Nadelposition und Steuerkammerdruck

5.2 Elektromechanisch angetriebene DAC-Systeme

Im Rahmen dieser Studie wurde ein Heißgas-Demonstrator für die Untersuchung des operationellen Betriebsverhaltens mit elektromechanischen Aktuatoren bei der Firma MBDA Deutschland GmbH entwickelt, gebaut und getestet. Als Hauptziel des Demonstrators wurde die Validierung von Auslegungstools definiert, mit welchen die Dimensionen der Triebwerke sowie des Aktuatorsystems abgeleitet wurden. Um reale Thermallasten, Massenströme und Schübe der Triebwerke nachzubilden sowie eine höhere Sicherheit im Prüfstandbetrieb zu erlangen, wurde eine Reihe von Gelen als Treibstoffe verwendet.

Aufgrund einer industrienahen Kooperation unterliegen die gewonnenen Ergebnisse der Geheimhaltung, sodass keine qualitativen Leistungswerte des Heißgas-Demonstrators veröffentlicht

werden. Die Auswertung der Versuche basiert auf normierten Anforderungsparametern, welche jedoch im vergleichbaren Größenbereich des generischen DACS des Referenz-Flugkörpers liegen. Mit diesen wird im Folgenden gearbeitet. Die Ergebnisse aus den Simulationen eines elektromechanischen Systems beziehen sich ebenfalls auf das generische DACS-Referenzsystem und ergeben eine gute Abschätzung der Leistungsparameter des gebauten Demonstrators.

5.2.1 Aufbau des Prüfstandes und des Prüflings eines Heißgasedemonstrators

Der Aufbau des Heißgasedemonstrators setzt sich aus mehreren Subsystemen zusammen. Die Abbildung 5.21 zeigt die einzelnen Komponenten des Prüfstandes mit dem integrierten Prüfling. Für den Betrieb des Demonstrators wurden Geltreibstoffe ausgewählt. Diese Entscheidung wurde aus folgenden Gründen getroffen:

- Mögliches Abschalten der Treibstoffzufuhr im Notfall (automatisch oder manuell);
- Variation des Treibstoff-Massenstroms, bzw. des Brennkammerdruckes durch die Voreinstellung des Förderdruckes;
- Einfachere Anpassung der Verbrennungstemperatur des Gelgemisches im Herstellungsprozess. Somit Verringerung der Thermalbelastung zu Beginn der Versuche und eine stetige Erhöhung dieser mit steigender Erfahrung am Prüfling, bis hin zu operationellen Bedingungen;
- Erhöhung der Sicherheit beim Prüfstandbetrieb gegenüber einer Verwendung von Feststoffen, da im Fall einer Düsenblockade, der ansteigende Brennkammerdruck nicht zum explosionsartigen Abbrennen der Treibstoffe in der BK führt.

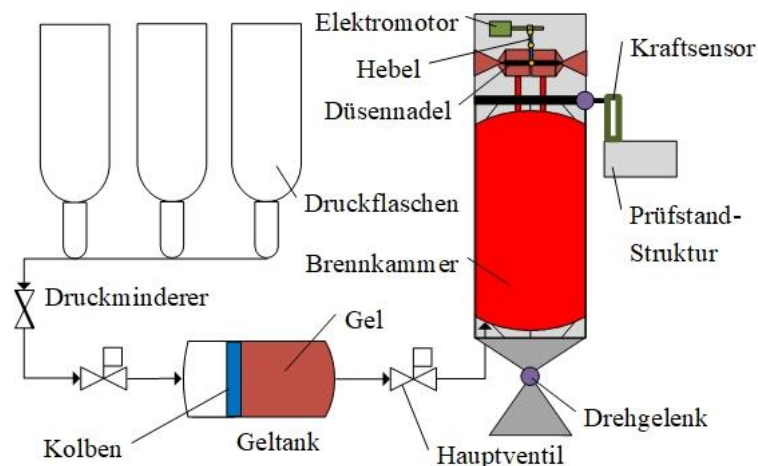


Abbildung 5.21: Prüfstandkomponenten des Heißgasedemonstrators

Die Förderung des Gels in die Brennkammer erfolgt mittels Fremdbedrückung. Über das eingestellte Druckniveau am Druckminderer wird der Geltank abhängig von den gesetzten Versuchszielen bedrückt, was eine Variation des Massenstroms erlaubt. Nach der Zündung einer pyrotechnischen Ladung, welche in der Brennkammer montiert ist und die nach jedem Versuch ausgetauscht wird, öffnet sich das Hauptventil. Die Brennkammer ist zusammen mit dem Prüflingaufbau auf einem Drehgelenk montiert. Oberhalb der BK ist ein weiteres Drehgelenk angebracht, über welches eine momentenfreie Verbindung zur Kraftmessdose hergestellt wird. Unter Berücksichtigung des Hebelarmes als Abstand zwischen den Triebwerksachsen und der Position des Drehgelenkes kann somit der resultierende Gesamtschub des Prüflings gemessen werden.

Im Gegensatz zum pneumatischen Demonstrator und dem Referenz-DAC-System, wurde hier eine Ausführung mit gekoppelten Düsenadeln in einer Achse gewählt, um die Anzahl der Aktuatoren, bzw. die Gesamtmasse zu verringern. Für das vereinfachte Prüfstandkonzept wurde auf den Aufbau des Triebwerkpaars in der senkrechten Achse verzichtet. Über eine Spindelwelle mit Spindelmutter, treibt der Elektromotor einen Hebel an, welcher an die Düsenadel gekoppelt ist. Das Konzept des Aktuator-

Düsen-systems ist vergleichbar mit dem in der Abbildung 4.6 dargestellten bzw. in [90] beschriebenen. Als Hauptunterschied zum pneumatischen Demonstrator bzw. zu Ausführungen mit entkoppelten Düsen-nadeln kann der Lastenverlauf der Nadel in Abhängigkeit von ihrer Stellposition gesehen werden. Dabei erfährt die Nadel in der Neutralposition (bei 0 mm) keine resultierende Last, also im Idealfall – keine dominierende Kraft, sodass der Aktuator unbelastet ist. Mit dem Auslenken der Nadel aus der Neutralposition steigt die zu überwindende Nadellast bis zu ihrem Maximum in den Extremstellungen an. Somit verhält sich die Nadellast des elektromechanischen Demonstrators invers proportional im Vergleich zum pneumatischen Kaltgasdemonstrator und dem Referenz-DACS.

Der Aufbau des Prüflings auf dem Prüfstand kurz vor einem Versuch ist in der Abbildung 5.22 dargestellt. Während des Versuchs werden die Drücke in Druckluftspeicher, Geltank, Brennkammer sowie Plenum und Düsen gemessen. Die Winkelposition des Elektromotors wird mit einem Drehgeber erfasst, welcher unter Berücksichtigung der Übersetzung einen Aufschluss über die Nadelposition liefert. Zusätzlich wird die reale Nadelposition mit einem direkt angeschlossenen LVDT-Glied gemessen. Das Dichtungssystem ist kaskadenartig ausgeführt. Zur Abschätzung des Leckage-Massenstroms werden die Drücke hinter der ersten Kaskade gemessen.

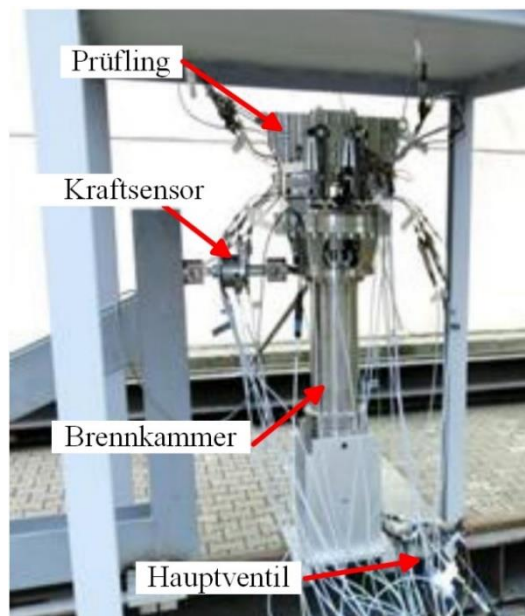


Abbildung 5.22: Prüfstands-aufbau des Heißgasdemonstrators [107]

5.2.2 Simulationsergebnisse des Referenz-DAC-Systems

Wie bereits im Kapitel 4.3.2 beschrieben, wurde das physikalische Modell des DAC-Systems zusammen mit einem Elektromotor in Matlab SIMULINK implementiert. Die Blockstruktur des Modells ist in der Abbildung 5.23 vereinfacht dargestellt.

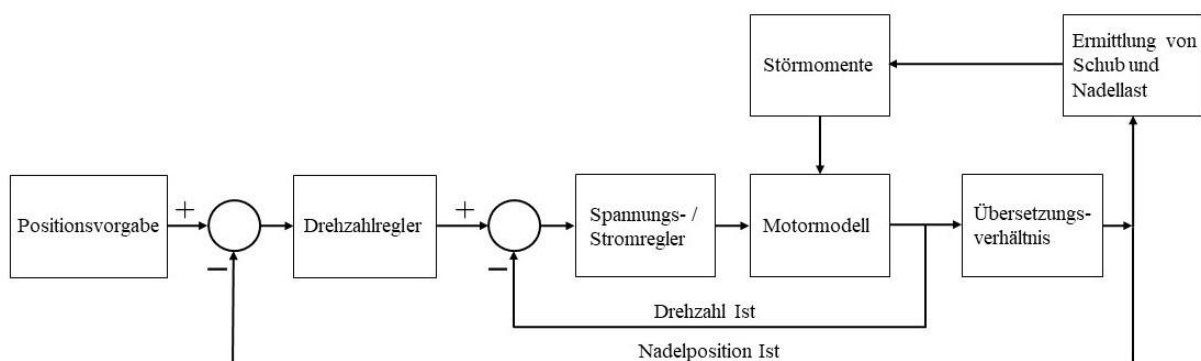


Abbildung 5.23: Struktur des Simulationsmodells des Referenz-DAC-Systems

Die Simulation des dynamischen Verhaltens mit Evaluierung der Kommandoausführung ist nur nach dem Implementieren eines Positionsreglers möglich, wobei hier unterschiedliche Strukturen und Ansätze gewählt werden können. Da das vorliegende Modell die Leistungsfähigkeit und Dynamik eines Aktuators im Vorentwurf lediglich abschätzen soll, wurde im Rahmen einer Kaskadenstruktur, die direkte Drehzahlregelung mit Strombegrenzung, d.h. ohne Unterlagerung eines Stromregelkreises ausgewählt [108], [109]. Die Abbildung 5.24 zeigt die implementierte Struktur des Drehzahlreglers. Als Eingangsgröße wurde dabei die vorzugebende Drehzahl des Elektromotors ω_{soll} , und als Ausgangsgröße – der Rotorwinkel φ_A gewählt. Die Ermittlung der Nadelposition erfordert eine weitere Umrechnung des Rotorwinkels unter Berücksichtigung des zuvor ermittelten optimalen Übersetzungsverhältnisses. Ein anschließender Vergleich der Ist- und Sollposition der Nadel initiiert weitere Korrekturbewegungen des Motors. Für die Positionsregelung wird dabei ein proportionales Glied verwendet. Eine präzisere Drehzahlregelung ist hingegen nur unter Berücksichtigung der Übertragungsfunktion des Stromregelkreises möglich.

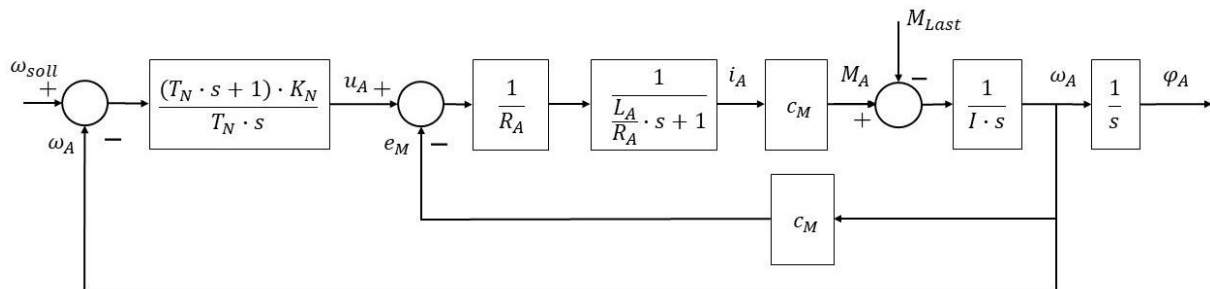


Abbildung 5.24: Blockschaltbild des DC-Motors mit direkter Drehzahlregelung

Bei der Einstellung der Regler-Koeffizienten wird die Nachstellzeit des Drehzahlregelkreises T_N der Motorzeitkonstante $T_A = \frac{L_A}{R_A}$ gleichgesetzt. Die Motorparameter entsprechen dem im Kapitel 4.3.2 ausgewählten, Elektromotor *Kollmorgen RBE(H) 03011*. Beim Gleichsetzen der Zeitkoeffizienten kann die Reglerverstärkung K_N folgend definiert werden [110]:

$$K_N = \frac{I_{Ges}}{c_M \cdot \frac{1}{R_A} \cdot T_A} \quad (75)$$

Als Kommandogrößen wurden Sprungvorgaben auf die Nadelposition unter Last simuliert. Nach der Anpassung des Proportionalgliedes der Positionsregelung ergeben sich Stellzeiten im Bereich von ca. 50 ms für größere Auslenkungen, siehe Abbildung 5.25. Diese erhöhen sich bei Auslenkungen auf kleinere Amplituden, was auf einen engen optimalen Reglerbereich hindeutet.

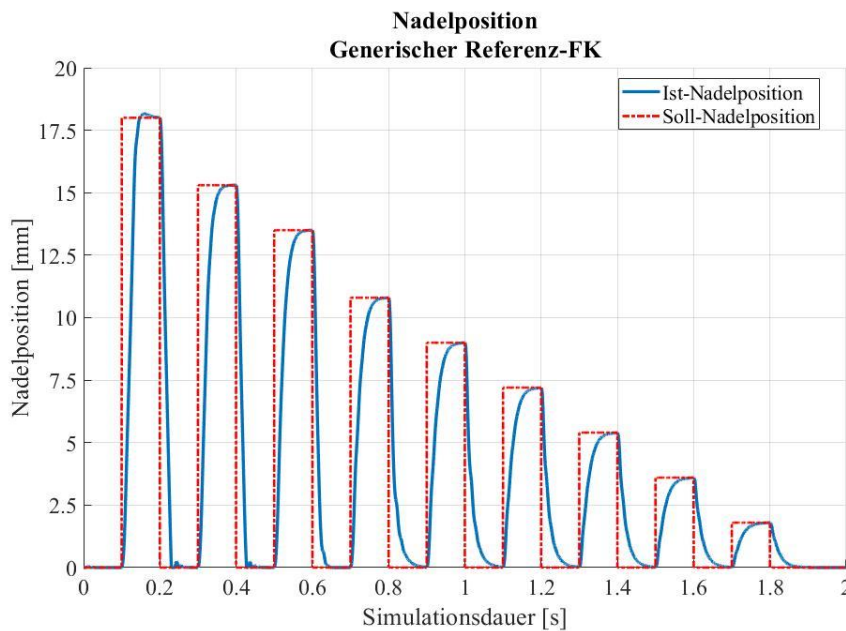


Abbildung 5.25: Simulierte Nadelposition des Referenz-DACS-Triebwerkes

Beim Anlaufen des Motors wird der maximale Motorstrom wie erwartet, bis zum Erreichen der maximalen Drehzahl beschränkt. Nach dem Erreichen dieser, reduziert sich der Strombedarf auf ca. 10 A bis die Nadel kurz vor der vorgegebenen Position verzögert werden muss. Im Modell ist ein harter Anschlag in der Null-Stellung implementiert, welcher in einem elektromechanischen Antriebssystem durch elastische Dämpfer ausgeführt werden kann. Ein weiterer Parameter, welcher im operationellen System berücksichtigt werden muss, ist die elastische Verformung der mechanischen Komponenten unter Last. Diese ergibt sich insbesondere aus Torsionsmomenten der Spindelwelle des Motors sowie Biegemomenten des Hebels und führt zu Abweichungen zwischen der angeforderten und erreichten Nadelposition im Betrieb. Diese Ungenauigkeit und die mit ihr verbundene Schubänderung im Heißversuch muss bei der Konstruktion durch entsprechend genaue Toleranzen sowie später in der Flugregelung berücksichtigt werden. Ebenfalls muss der reale Verlauf der Drehmomentkonstante c_M implementiert werden, da sich dieser besonders in extremen operationellen Bereichen nichtlinear verhält.

5.3 Untersuchungen in Flugsimulationen

Um Randbedingungen wie das Reaktionsverhalten des FK auf eine Variation der DACS-Leistungsparameter abzuschätzen, wurden entsprechende Simulationen zu Verhalten und Leistungsfähigkeit des gesamten Systems durchgeführt. Im Flugkörpermodell wurden generische PT2-Aktuatoremodelle einzelner DACS-Triebwerke implementiert und ihre Parameter variiert. Ebenfalls wurde die Annahme getroffen, dass sowohl das pneumatische als auch elektromechanische Aktuatorssystem die Anforderungen an das Bauvolumen im Referenzflugkörper erfüllen und die gleiche Dynamik wie in den simulierten Fällen in Kapiteln 5.1.2 und 5.2.2 aufweisen.

Als Anfangsbedingung für die Simulationen wurde ein Abgangswinkel von 70° gegenüber der Horizontalen angenommen. Der erste Impuls des Hauptmotors wurde zum Zeitpunkt 0 initiiert, die Zündung des zweiten Impulses erfolgte nach 7 s. Der dritte Impuls wurde nach einer vorgegebenen Zeit, beim Erreichen einer gewünschten Höhe von 10, 25 oder 40 km gezündet. Im Rahmen der Studie wurde ein Querschubkommando zum Nicken vorgegeben, wobei hier der Brennkammerdruck im DAC-System auf das operationelle Niveau bereits durch das Drosseln der Gier-Triebwerke angehoben wurde. Insgesamt wurden bei den Variationen des Aktuatorverhaltens drei Fälle unterschieden:

- Simulation eines diskontinuierlichen Ein-/Aus-Verhaltens. Dieses soll einen schnellen, diskontinuierlichen Pneumatik-Aktuator mit festen Endpositionen abbilden. Dabei werden 63% des vorgegebenen, maximalen Schubes nach 6 ms und > 95% nach 11 ms erreicht;
- Simulation eines proportionalen Pneumatik-Aktuators, mit einem vergleichbaren Betriebsverhalten, wie in Kapitel 5.1.2 beschrieben. Dabei werden 63% des maximalen Schubes nach 16 ms und > 95% nach 20 ms erreicht;
- Simulation eines elektromechanischen Aktuators des Referenz-DAC-Systems, beschrieben im Kapitel 5.2.2. Hier wurde die Dynamik so eingestellt, dass 63% des maximalen Schubes nach 25 ms und > 95% nach 50 ms erreicht werden.

Die Dauer des Impulskommandos wurde stets auf 60 ms beschränkt, unabhängig vom Aktuatorverhalten, sodass auch der langsamste Aktuator den maximalen Schub erreichen konnte. Abbildung 5.26 und Abbildung 5.27 zeigen die simulierten Verläufe der Anstellwinkelschwingung und der erreichbaren Querschleunigung in der xz-Ebene des Flugkörpers für elektromechanische Aktuatoren. Der Startpunkt für die Auswertung der Simulationen wird mit dem Initiieren von Kommandos zum Einleiten des Manövers gleichgesetzt.

Mit steigenden Höhen verringert sich die Geschwindigkeit des Flugkörpers von 1119 m/s bei 10 km, über 847 m/s bei 25 km bis 603 m/s in 40 km Höhe. In niedrigen Höhen wird vom Schubimpuls eine Nickbewegung des Flugkörpers angeregt, welche auch nach dem Beenden des Impulses, infolge der gewonnenen Drehrate aufrechtgehalten wird und den Anstellwinkel sowie die entsprechende Querschleunigung weiter erhöht. Nach dem Beenden des Schubimpulses wird die induzierte Anstellwinkelschwingung aerodynamisch gedämpft, sodass der FK in eine stabile Fluglage übergeht. Anzumerken ist auch die Tatsache, dass sich mit steigenden Höhen gleichzeitig die maximal erreichbare Nickrate des Flugkörpers vergrößert.

Die in größeren Höhen abnehmende Dichte und Fluggeschwindigkeit führen zu niedrigen dynamischen Drücken bzw. zur Verringerung der aerodynamischen Dämpfung des Flugkörpers. Somit ändert sich die Schwingungsfrequenz- und Amplitude der Anstellwinkelschwingung mit steigender Höhe. Der Querschubimpuls in 40 km Höhe führt bei einer sehr geringen aerodynamischen Dämpfung zu maximalen Auslenkungen des Flugkörpers.

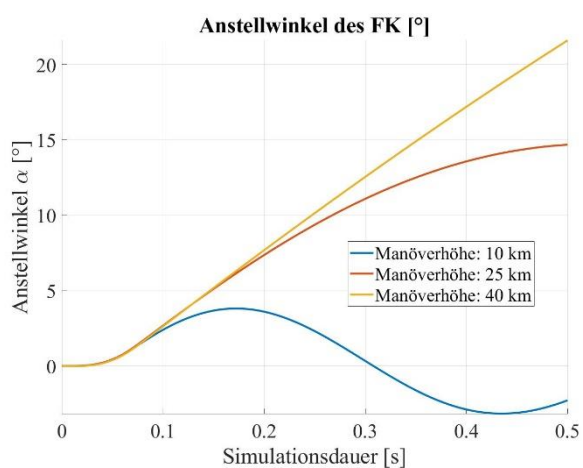


Abbildung 5.26: Anstellwinkelverlauf, elektromechanischer Aktuator

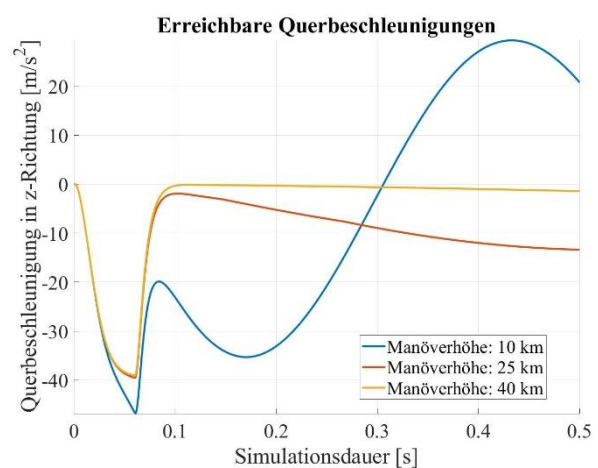


Abbildung 5.27: Querschleunigungen, elektromechanischer Aktuator

Die Querschleunigungen werden in erster Linie durch die Dynamik des DAC-Systems dominiert und erreichen in 25 und 40 km Höhe, Werte im Bereich von 4 g, was mit dem erreichbaren Schub und temporären FK-Masse von 266 kg korreliert (zu diesem Zeitpunkt ist weder der zweite Impuls des Haupttriebwerkes, noch der Treibstoff des DACS-Systems vollständig ausgebrannt). Veränderte Simulationseinstellungen mit schnelleren Aktuatoren (diskrete und proportionale Pneumatik) führen zu keinen grundsätzlichen Änderungen des Verhaltens, sondern lediglich zu höherdynamischen Systemantworten des FK.

Um einen besseren Vergleich zwischen den einzelnen Aktuatortechnologien darstellen zu können, wurde in den Simulationseinstellungen die Erdbeschleunigung zu Null gesetzt und der FK horizontal, bei konstanten Höhen von 10, 25 und 40 km gestartet. Ebenfalls wurden die initialen Masseeigenschaften, sowie Geschwindigkeiten des FK mit den Werten von 1119 m/s, 847 m/s und 603 m/s in den jeweiligen Höhen vorgegeben, um dem Referenz-Abgangsszenario mit 70° Inklinationswinkel zu entsprechen.

Abbildung 5.28 und Abbildung 5.29 zeigen die Verläufe des resultierenden Anstellwinkels und der Querbeschleunigung des Flugkörpers in 10 km Höhe. Die Dauern zum Erreichen einer Querbeschleunigung von -30 m/s^2 können aus der Abbildung 5.30 abgelesen werden:

- Diskreter pneumatischen Aktuator: 7 ms
- Proportionaler pneumatischer Aktuator: 13 ms
- Elektromechanischer Aktuator: 28 ms

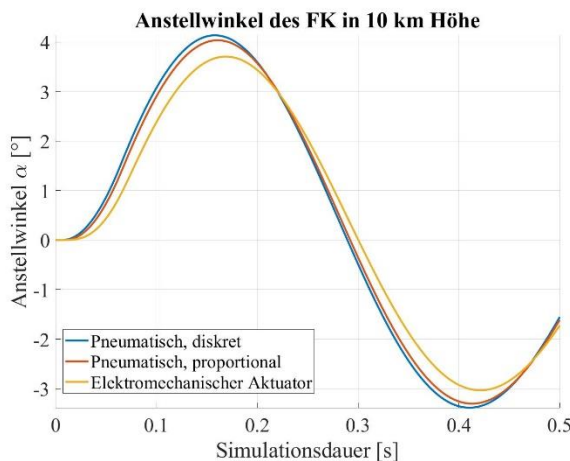


Abbildung 5.28: Anstellwinkelverlauf in 10 km Höhe, $v = 1119 \text{ m/s}$

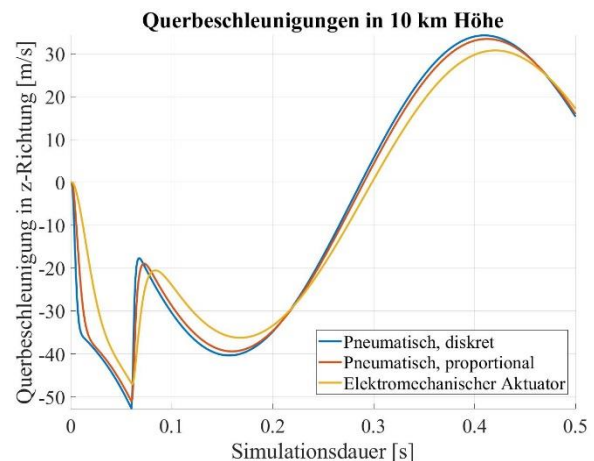


Abbildung 5.29: Querbeschleunigungen in 10 km Höhe, $v = 1119 \text{ m/s}$

Bei der Betrachtung von Beschleunigungen, welche zur gleichen Zeit erbracht werden, weist das System mit dem elektromechanischen Antrieb, wie erwartet, eine geringere Leistungsfähigkeit auf. Dies ist mit dem kleineren Anstellwinkel zu erklären, welcher während der aktiven Impulsphase vom DAC-System aufgebaut werden kann. Nach 50 ms operationeller Dauer werden folgende Querbeschleunigungen erreicht:

- Diskreter pneumatischen Aktuator: $-48,2 \text{ m/s}^2$
- Proportionaler pneumatischer Aktuator: $-46,8 \text{ m/s}^2$
- Elektromechanischer Aktuator: $-43,0 \text{ m/s}^2$

Im Anhang 26 sind die Simulationsergebnisse des erreichbaren Anstellwinkels und der Querbeschleunigung in 25 und 40 km Höhe, welche des FK-Verhalten bei verringerter aerodynamischer Dämpfung beschreiben, zusammengefasst. Unter diesen Randbedingungen verringern sich die Unterschiede im FK-Verhalten zwischen diskreten und proportionalen pneumatischen Aktuatorssystemen. Die Aerodynamik des FK verliert im simulierten Fall bei vorgegebenen Randbedingungen an Dominanz, sodass kurzzeitige Manöveränderungen ausschließlich mit dem DAC-System möglich werden.

Eine weitere Vergleichsbetrachtung kann anhand des resultierenden Querversatzes im NED-System, senkrecht zur initialen Bewegungsrichtung durchgeführt werden. Dieser ist insbesondere für das Kurzzeitverhalten des FK interessant, sodass die Betrachtung auf die ersten 100 ms nach dem Initiieren des DAC-Systems eingeschränkt wird.

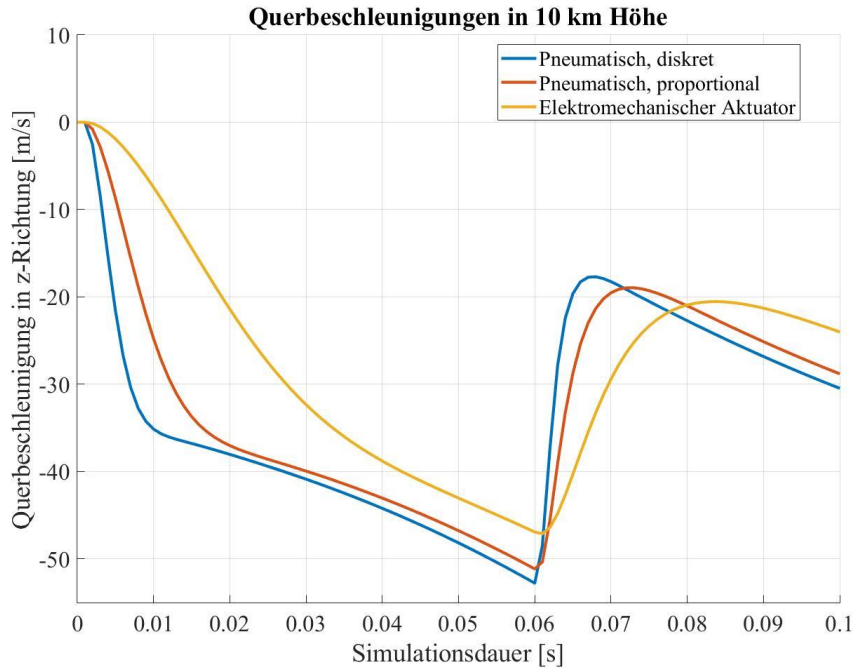


Abbildung 5.30: Ausschnitt aus der Simulation der Querbeschleunigung in 10 km Höhe im Intervall zwischen 0 und 0,1 Sekunden

Abbildung 5.31 und die zwei darauffolgenden Diagramme zeigen die erreichten Verschiebungen entlang der y-Achse in den gewählten Höhenbereichen. Der FK mit einem diskreten pneumatischen DACS erreicht eine Positionsänderung von ca. 2,1 m innerhalb von 100 ms. Die Konfiguration mit elektromechanischen Aktuatoren kann innerhalb der gleichen Zeit eine Kurskorrektur von 1,4 m ausführen. Der maximale Querversatz in der gegebenen Zeit verringert sich mit steigender Höhe, was auf eine geringere aerodynamische Unterstützung durch die Flugzelle zurückzuführen ist. Nichtsdestotrotz wirkt sich eine höhere Dynamik des DAC-Systems positiv auf das gesamte FK-Verhalten aus.

Im Rahmen einer weiteren Studie [111] wurde ein Versuch unternommen durch die Modellierung eines Lageregelungssystems mit diskreten ACM-Feststoffmotoren das Flugverhalten eines generischen FK bei Variation diverser Randparameter zu simulieren. Dabei wurden zwei FK-Konfigurationen untersucht: Die erste ging von einer rotierenden Flugzelle und die zweite von einem rotierenden ACS-System in einer nichtrotierenden Flugzelle aus. Generell haben die Untersuchungen keine signifikanten Unterschiede zu den vorgestellten Ergebnissen gezeigt, insbesondere im Vergleich zu Simulationen pneumatischer, diskreter Aktuatoren. Anzumerken ist hier jedoch die Tatsache, dass die aerodynamischen Beiwerte der generischen Flugkörper mit der Software *Missile DATCOM* [41] erzeugt wurden. Da es sich bei dieser Software um ein analytisches, semiempirisches Tool handelt, weist es Schwächen in der Beschreibung rotierender Flugzellen auf, sodass die vollständige Richtigkeit in der Beschreibung einzelner Derivativa und daraus resultierenden Kraft-, bzw. Flugzustände angezweifelt werden darf.

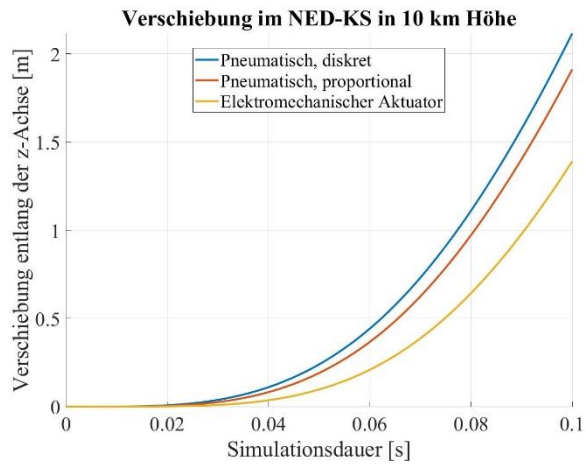


Abbildung 5.31: Verschiebungen senkrecht zur Flugrichtung, $v = 1119$ m/s

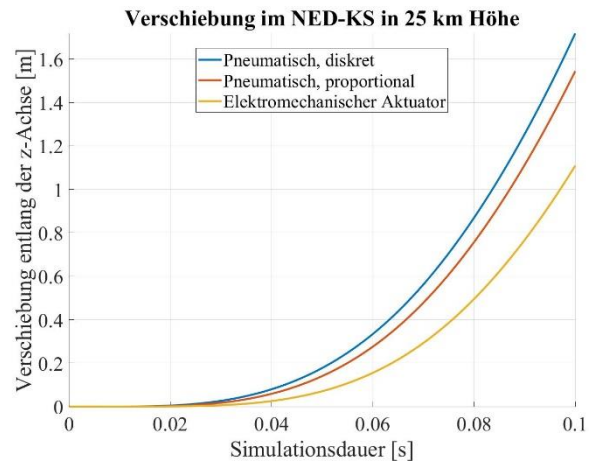


Abbildung 5.32: Verschiebungen senkrecht zur Flugrichtung, $v = 847$ m/s

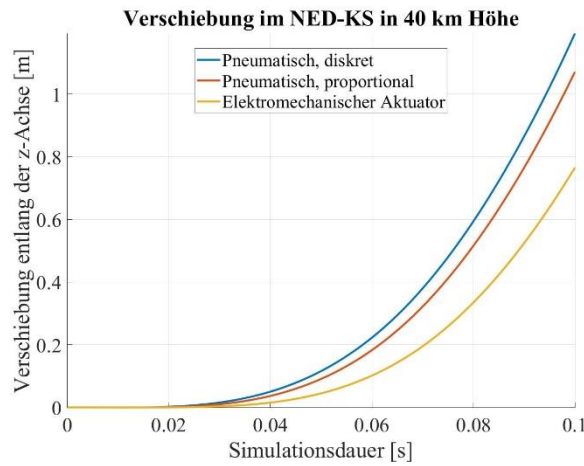


Abbildung 5.33: Verschiebungen senkrecht zur Flugrichtung, $v = 603$ m/s

6 Versuchsergebnisse und Analyse

6.1 Versuchsergebnisse des pneumatisch gesteuerten Kaltgasdemonstrators

Insgesamt wurden mehrere Versuchsserien in der statischen und dynamischen Ausführung des Prüflings durchgeführt. Die statischen Versuche zielten darauf ab, die Simulationsmodelle an den Messergebnissen der Kräfte und Schübe des Prüflings zu validieren. Bei jedem einzelnen Versuch wurde die Nadel manuell auf eine bestimmte Position eingestellt und über eine Sequenzdauer von einer Sekunde mit dem Betriebsdruck belastet. Eine vollständige Versuchsserie besteht dabei aus mindestens 13 einzelnen Versuchen, bei welchen die Nadel statisch im Bereich zwischen 0 und 6 mm mit einem Intervall von 0,5 mm manuell variiert wird.

Das Ziel der dynamischen Versuche war hingegen die Validierung von Stellzeiten sowie von möglichen Regelungsansätzen bei Variation der Ventilöffnungszeiten. Die Versuche wurden dabei in zwei Ausbaustufen durchgeführt. In der ersten Ausbaustufe wurde lediglich der Aktuator-Teil des Triebwerkes bedrückt (Ausgleichs- und die Steuerkammer), wobei in das Plenum kein Stickstoff geleitet wurde. Mit dieser Anordnung sollten die Schaltzeiten und das dynamische Verhalten des Triebwerkes vereinfacht überprüft werden. Im nachfolgenden Schritt wurde auch das Plenum bedrückt, um das operationelle Verhalten vollständig abzubilden. Eine Übersicht der durchgeführten statischen und dynamischen Versuche zusammen mit ihrer eindeutigen Identifikation ist in der Tabelle 6.1 zusammengefasst.

| Versuchsserie Nr. | Datum | Art | Identifikationsname |
|-------------------|------------|-----------|---------------------|
| 1 | 21.11.2016 | Statisch | S1 |
| 2 | 01.06.2017 | Statisch | S2 |
| 3 | 01.06.2017 | Statisch | S3 |
| 4 | 20.12.2016 | Dynamisch | D1 |
| 5 | 06.07.2017 | Dynamisch | D2 |
| 6 | 19.07.2017 | Dynamisch | D3 |
| 7 | 19.07.2017 | Dynamisch | D4 |

Tabelle 6.1: Übersicht der durchgeführten Versuche mit dem Kaltgasdemonstrator

Bei der Integration des Prüflings in der dynamischen Konfiguration wurde ein irreversibler Fertigungsfehler festgestellt, welcher eine Positionierung der Nadel lediglich in einem Bereich zwischen 0 und 5 mm möglich machte. Dies wurde in den anschließenden Auswertungen und Nachsimulationen des dynamischen Verhaltens berücksichtigt.

6.1.1 Ergebnisse der statischen Versuchsserie Nr. 1

Im Rahmen der ersten Versuchsserie wurden die Werte des erreichten Schubes, der Nadellast, Temperatur und des Druckes im Plenum bei unterschiedlichen Nadelpositionen gemessen. Als Quelle für das Arbeitsmedium wurde ein Stickstoffbündel mit 16 Flaschen á 50 l Füllvolumen bei einem Initialdruck von 290 bar verwendet. Im Laufe des Versuches wurde festgestellt, dass der initial eingestellte Gasdruck von 100 bar hinter dem Druckminderer, nach dem Durchströmen des Hauptventils und der Zuleitungen, nicht im Plenum aufrechterhalten wurde. Trotz großzügig dimensionierter Leitungsquerschnitte von 10 mm Innendurchmesser konnten die Auswirkungen von Strömungsverlusten erst nach dem Verringern des Speisedruckes hinter dem Druckminderer auf 72 bar akzeptiert werden. Dabei wurde im Plenum bei geschlossenen Nadelstellungen (10% des Maximalschubes) ein stationärer Druck von 68 bar erreicht. Mit dem Öffnen des Düsenhalsquerschnittes fiel dieser jedoch weiter ab, siehe Abbildung 6.1.

Vor den Versuchen wurden die Kraftsensoren im verbauten Zustand kalibriert. Der Schubsensor konnte dabei nur mit nicht bedrückten Zuleitungen kalibriert werden, da das Hauptventil wegen seiner Dimension nicht auf dem Schubbock integriert werden konnte. Diese Besonderheit führte zur Verfälschung der Schubsensorwerte durch das Versteifen bedrückter Zulauf- sowie Messleitungen im Versuch, was eine Verringerung des gemessenen Schubes zu Folge hatte. Erst in der nachfolgenden Analyse konnte die Größenordnung der Messverfälschung relativ zu den Ergebnissen aus CFD-Simulationen ermittelt werden.

Die Verstellung der Nadel von einer Position zur nächsten wurde manuell durchgeführt, wobei hier eine Positionierungstoleranz von ca. $\pm 0,02$ bis $0,03$ mm (Ablesen am Messschieber), insbesondere in den nahezu geschlossenen Nadelstellungen berücksichtigt werden muss. Einen weiteren Beitrag zum gesamten Messfehler stellen Haftreibungskräfte dar, welche anhand des Haftreibungskoeffizienten lediglich abgeschätzt werden können. Besonders in den nahezu geschlossenen Nadelstellungen (5 – 6 mm) können diese die Kräftebilanz dominieren.

Ebenfalls ist die Messung der Nadelkräfte in der geschlossenen Extremstellung (6 mm) mechanisch schwierig. Dies ist mit der konstruktiven Ausführung begründet, da in dieser Position die Nadel das Düsengehäuse berührt, sodass sich über den fest eingespannten Schubsensor ein überbestimmter Kraftzustand einstellen kann. Obwohl bei den Versuchen stets darauf geachtet wurde, dass die Nadel in der Extremposition nicht verspannt wird, muss mit Abweichungen in den Sensordaten in diesem Betriebspunkt gerechnet werden.

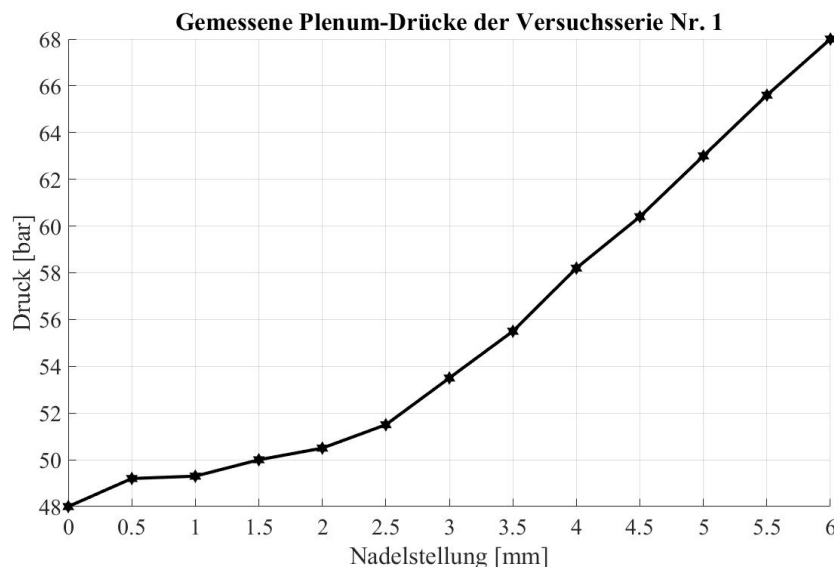


Abbildung 6.1: Gemessene Drücke im Plenum, statische Versuchsserie Nr. 1

Anhand der gemessenen Daten wurden Simulationen mit Matlab und Fluent bei entsprechenden Nadelstellung und angepassten Randbedingungen (Druck und durchschnittliche Temperatur des Stickstoffs) vgl. Kapitel 5.1.2 durchgeführt. Die Abbildung 6.2 zeigt die zusammengefassten Daten aus dem Versuch sowie den Simulationen in Matlab und Fluent.

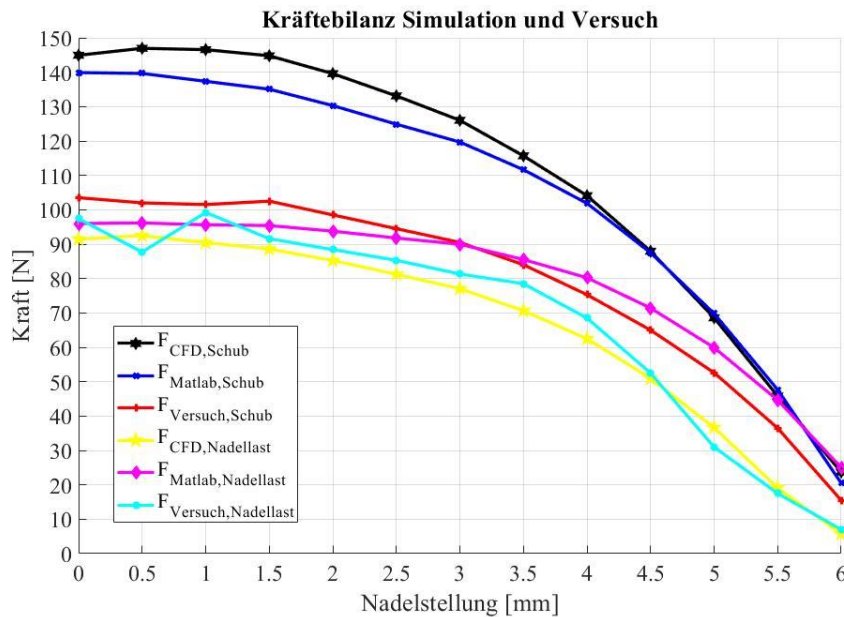


Abbildung 6.2: Vergleich der simulierten und gemessenen Werte, Versuchsserie Nr. 1

Auffällig sind die großen Abweichungen zwischen den gemessenen (rot) und simulierten (schwarz, blau) Schubdaten. Im Anhang 27 sind die absoluten und relativen Abweichungen der Ergebnisse aus den Simulationen und der Versuchsserie Nr. 1 zusammengefasst. Die relativen Schubabweichungen zwischen den Matlab-Simulationen und den Versuchsergebnissen liegen nahezu konstant bei ca. 33 (± 3) %, unabhängig von der Nadelposition, was auf ein systematisches Fehlverhalten schließen lässt. CFD Rechnungen, aus welchen tendenziell eine genauere Abbildung der Verhältnisse zu erwarten wäre, zeigen hingegen größere Abweichungen, welche sich erst ab einer Nadelposition von 4 mm verringern. Bei einer geschlossenen Position von 6 mm steigt jedoch die relative Abweichung auf ca. 52% bei einem absoluten Wert von ca. 7 N. Dieses Verhalten kann mit einer Erhöhung der Steifigkeit beim Bedrücken der Zulaufleitungen erklärt werden.

Eine bessere Korrelation der Ergebnisse zeigt dabei der Verlauf der Nadellast, wobei hier die CFD-Rechnungen relative Abweichungen unterhalb von 10 %, über die Mehrheit der Nadelstellungen aufweisen. Die maximale relative Abweichung in der Versuchsserie liegt bei ca. 18 % mit einem absoluten Wert von 1,3 N. In diesem Fall wird mit CFD Rechnungen eine geringere Nadellast ermittelt, als beim Versuch gemessen. Die Simulationen der Nadellast in Matlab zeigen eine wachsende Tendenz der Abweichungen beim Schließen des Düsenhalses. Dies lässt sich mit einer steigenden Dominanz der Haftreibungskräfte in der gesamten Kräftebilanz erklären, je weiter die Nadel den Düsenhalsquerschnitt sperrt. Hierbei verringern sich die Gasdruckkräfte auf ein vergleichbares Niveau mit den Reibungskräften, sodass die letzteren einen hohen prozentualen Anteil an der Resultierenden annehmen und damit zu Messungenauigkeiten führen. Anzumerken ist auch die Tatsache, dass Matlab durchgehend höhere Nadelkräfte ermittelt, als im Versuch gemessenen.

Die Ergebnisse der Temperaturmessung bei einer Nadelstellung von 3 mm zeigen eine Erhöhung der Temperatur direkt nach dem Öffnen des Hauptventils von 283 K auf 295 K, was mit einem schlagartigen Druckanstieg im Plenum einhergeht, siehe Anhang 28. Anschließend erfolgt eine Verringerung der Temperatur auf 277 K im stationären Betrieb. Nach dem Schließen des Hauptventils und einer Entspannung des Gases auf den Umgebungsdruck im Plenum folgt eine weitere Verringerung der Temperatur auf 266 K. Im Rahmen der erstellten Simulationen im Kapitel 5.1.2 hat sich gezeigt, dass Vorgaben der Eintrittstemperatur im Bereich zwischen 260 und 290 K sehr geringe Auswirkungen auf den erzielbaren Schubwert aufweisen und deutlich unter einem Prozent liegen.

6.1.2 Ergebnisse der statischen Versuchsserien Nr. 2 und Nr. 3

Versuche mit statischer Nadelpositionierung S2 und S3 wurden im Sommer 2017 wiederholt, um Reproduzierbarkeit der Ergebnisse zu untersuchen, sowie mögliche Fehler in den Messungen vorhergehender Versuche auszuschließen. Ähnlich wie in der Versuchsserie Nr. 1 wurde hier der Zuleitungsdruck auf ca. 75 bar am Druckminderer eingestellt, wobei ein maximaler Druck im Plenum von 73 bar in der geschlossenen Nadelposition erreicht werden konnte, siehe Anhang 29.

Der gemessene Schub liegt stets unterhalb der simulierten Werte, vgl. Abbildung 6.4, wobei die relativen Abweichungen über die gesamte Versuchsserie sich im Bereich von ca. 50% bewegen: Anhang 30. Genauso, wie in der Versuchsserie Nr. 1 deutet das Verhalten der relativen Abweichungen auf einen systematischen Fehler der Messmethode hin. Wie bereits im vorhergehenden Kapitel angemerkt, ist die regelmäßige Abweichung auf ein Versteifen der Zuleitung beim Bedrücken dieser zu erklären.

Der Vergleich der Nadellasten ergibt in der Versuchsserie Nr. 2 höhere Abweichungen, als in der vorhergehenden, wobei die gemessenen Werte sich tendenziell zwischen den simulierten bewegen, vgl. Abbildung 6.4. Die relativen Abweichungen liegen im Bereich von ca. 15 % und steigen in geschlossenen Nadelpositionen auf ca. 60 % mit absoluten Abweichungen von 10 N.

Die Unterschiede in absoluten Abweichungen der Nadellast liegen über dem gesamten Messbereich bei 10 ± 5 N, nahezu unabhängig von der Nadelposition. Der konstante Verlauf der absoluten Abweichungen kann durch eine Interaktion des Dichtungsringes mit der Nadeloberfläche erklärt werden. Dabei wirken die Druckkräfte sowohl auf die Nadelspitze, als auch auf den Dichtring, welcher die Düsenadel umschließt und sich unter Druckwirkung verformt. Die Verformung des Dichtringes drückt diesen in den Spalt zwischen Düsenadel und Gehäuse und erhöht somit durch die Haftreibung mit der Nadel die gemessene Nadellast. Dieser Effekt äußert sich lediglich in nahezu-geschlossenen Nadelpositionen in Form hoher relativer Abweichungen, da sie im vergleichbaren Größenbereich mit den tatsächlichen Nadellasten liegen. Mit dem Einsatz von weniger elastischen Materialien wie Graphitdichtungen ist eine Minderung des Effektes zu erwarten.

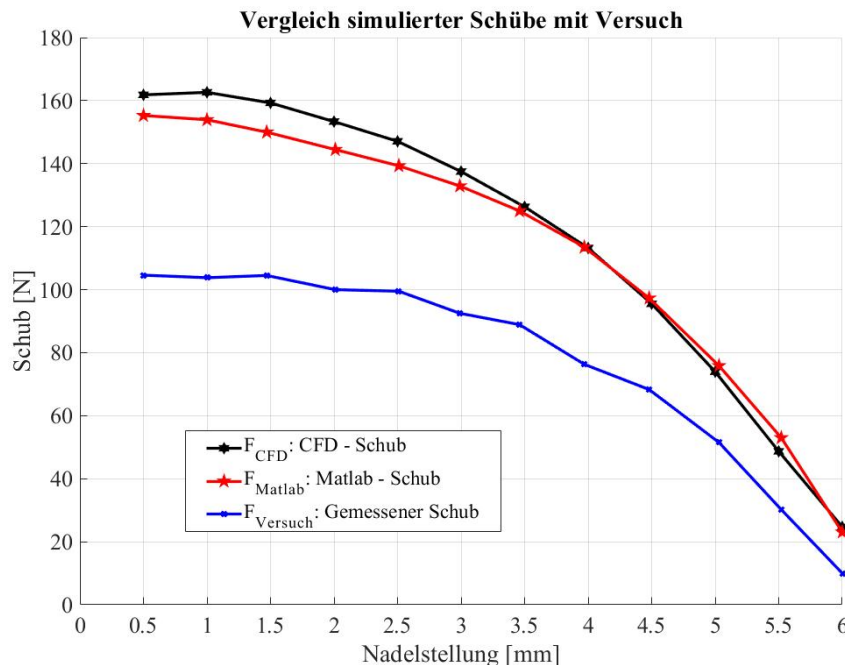


Abbildung 6.3: Simulierte und gemessene Schübe der Versuchsserie Nr. 2

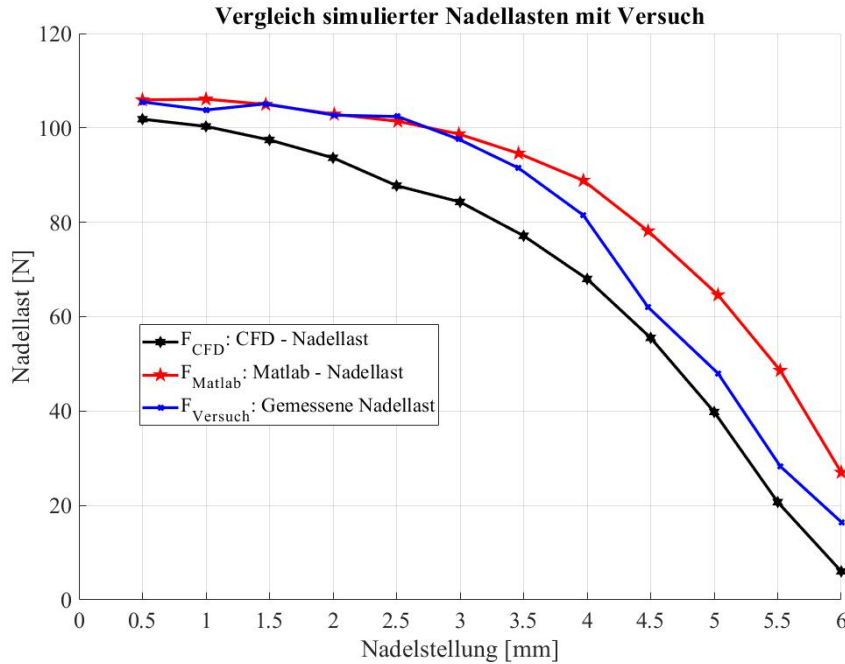


Abbildung 6.4: Simulierte und gemessene Nadellasten der Versuchsserie Nr. 2

Die Wiederholung der Versuche in der Serie Nr. 3 führte zu ähnlichen Ergebnissen und Abweichungen wie in den ersten zwei Versuchsserien. Der Betriebsdruck wurde auf ein Niveau von ca. 75 bar hinter dem Druckminderer eingestellt und fiel mit steigendem Düsenhalsquerschnitt, siehe Anhang 31. Im Gegensatz zu den ersten Versuchsserien wurden in der dritten Versuchsreihe die Abstände zwischen einzelnen Messpunkten unsystematisch variiert. Die Messpositionen lagen im Bereich von $< 0,5$ mm voneinander. An entsprechenden Positionen der Düsennadel wurden auch Matlab-Simulationen durchgeführt. CFD-Rechnungen erfolgten hingegen mit einem Abstand von 0,5 mm zwischen den einzelnen Nadelstellungen, beginnend in der Position von 0 mm. Die Abbildung 6.5 und Abbildung 6.6 zeigen die gemessenen und simulierten Werte des Schubes und der Nadellast in der Versuchsserie Nr. 3.

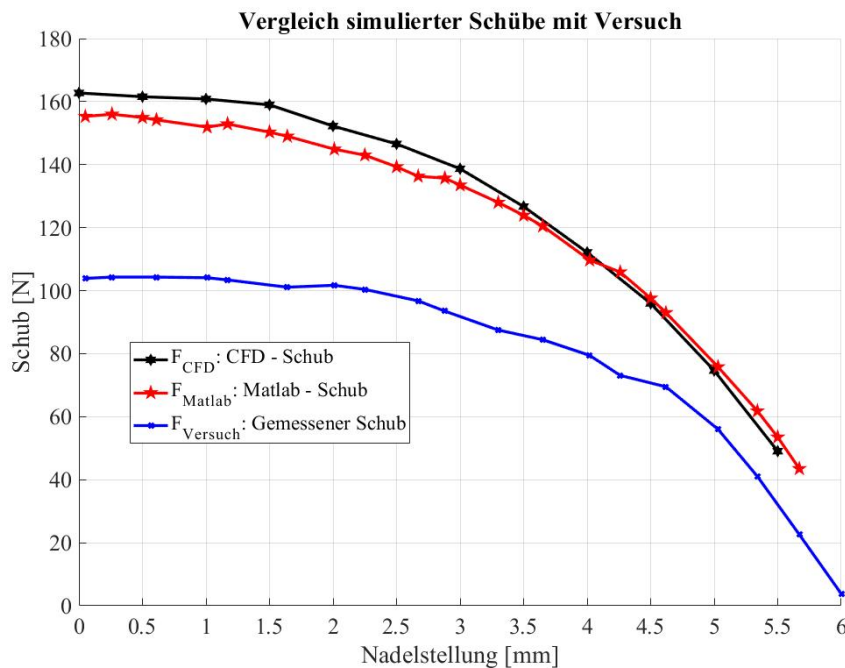


Abbildung 6.5: Simulierte und gemessene Schübe der Versuchsserie Nr. 3

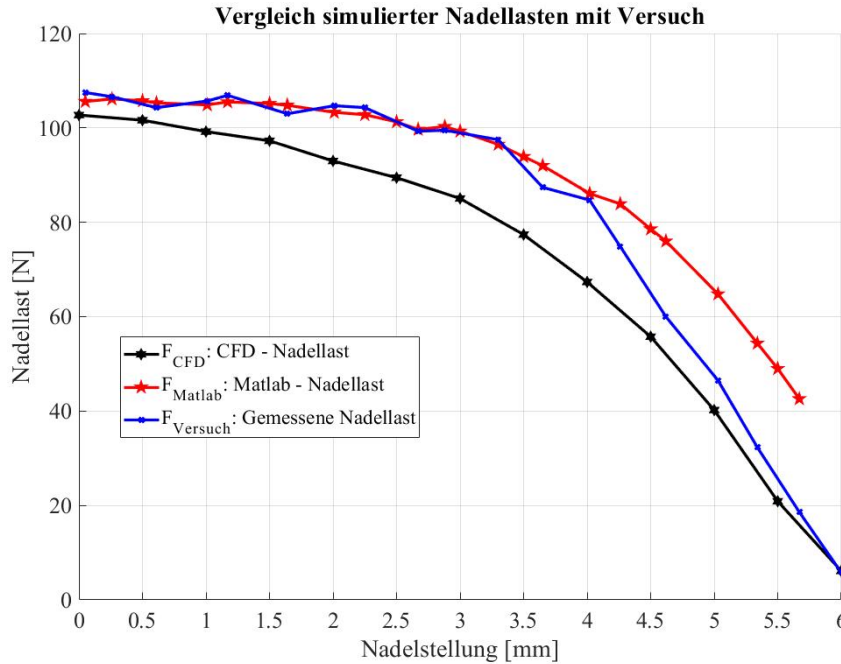


Abbildung 6.6: Simulierte und gemessene Nadellasten der Versuchsserie Nr. 3

In allen Versuchsserien treten Oszillationen bei den Messungen der Nadellast in Positionen ab ca. 4 mm auf, vgl. Abbildung 6.7. Die Schwingungsfrequenz liegt dabei im Bereich von 5,5 Hz. Die Druckschwingungen im Plenum können anhand der Messungen nicht als Ursache des Phänomens festgestellt werden. Ebenfalls werden keine Schwingungen vom Schubsensor gemessen. Wie bereits im Kapitel 4.3.1 erwähnt, ergibt sich beim Schließen des Düsenhalses eine Erhöhung des Expansionsverhältnisses, welche zu einer Verringerung des Düsenaustrittsdruckes unterhalb des Summerfield-Kriteriums von 0,4 führt [112]. Es muss jedoch berücksichtigt werden, dass die Nadel sich im Bereich niedrigerer Expansionsverhältnisse, bzw. höherer statischer Drücke befindet, was Strömungsablösungen unwahrscheinlicher macht.

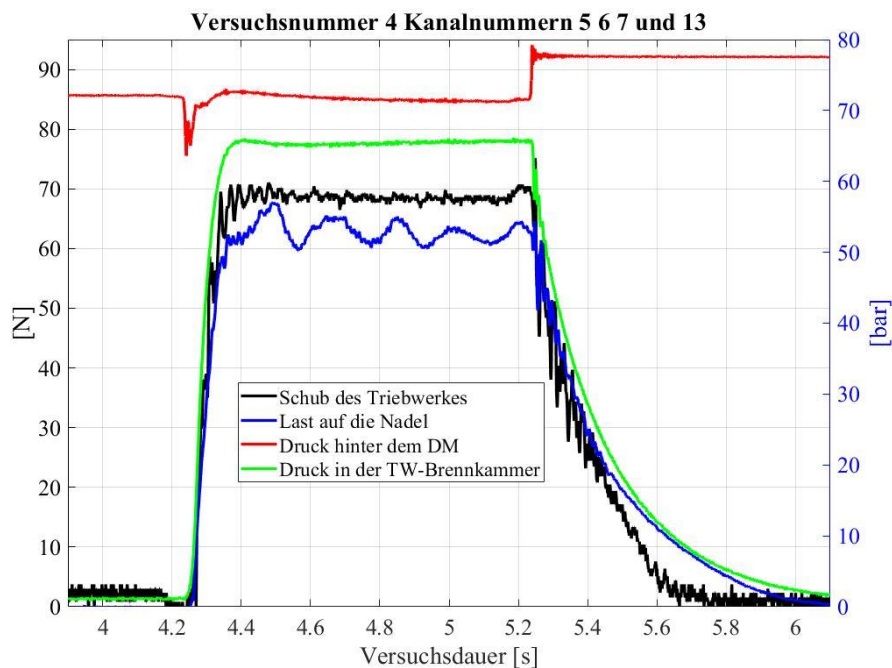


Abbildung 6.7: Druck- und Kraftmessung, Nadelposition von 4,48 mm, Versuchsserie Nr. 2

Eine Literaturrecherche hat zusätzlich ergeben, dass die Frequenzen des fluktuierenden Druckverhaltens bei Strömungsablösungen an der Düsenwand abhängig von den Betriebsparametern sind und in den betrachteten Veröffentlichungen in einem Frequenzband zwischen 200 – 550 Hz auftreten [113], [114], [115]. Diese Frequenzen liegen deutlich über den gemessenen, sodass die Oszillationen eindeutig nicht auf die Strömungsablösungen an der Nadel zurückzuführen sind. Als Ursache der Schwingungen wird das elastische Verhalten der Nadel gesehen. Mit dem Schließen des Düsenhalses erhöht sich die nicht eingespannte Nadellänge. Die Stabschwingungsfrequenz des Nadelkörpers verringert sich und kann insbesondere dann angeregt werden, wenn eine mangelnde fertigungsbedingte Konzentrität mit dem Düsenhals vorliegt. In diesem Fall bildet sich ein unsymmetrischer kritischer Querschnitt aus, welcher zur entsprechenden Druckverteilung auf die Nadelspitze führt und diese aus ihrer Montagelage auslenkt. Dabei verändern sich die Dichtungsbedingungen sowie Reibungskräfte zwischen der Nadel und dem Düsengehäuse, was wiederum Änderungen im axialen Lastverhalten verursacht.

Für die Ermittlung der Abweichungen zwischen den Berechnungsmethoden der Nadellasten und dem Versuch wurden entsprechende Werte interpoliert, siehe Anhang 32. Die maximalen relativen Abweichungen der Nadellast liegen bei ca. 20 %. Der Verlauf der relativen Abweichungen des Schubes zeigt eine systematische Entwicklung mit einer Verringerung der Werte von ca. 55 % auf 33 %.

Insgesamt können mehrere Quellen für die Ungenauigkeiten und systematische Fehler identifiziert werden. Zu diesen gehören:

- Positionierungs- und Messungenauigkeit der Nadel;
- Wirkung der Dichtungen auf die Nadellast;
- Kalibrierung des Schubsensors bei nicht bedrückten Zuleitungen.

Unsicherheiten infolge von unterschiedlicher Aufheizung der Stickstoff-Zuleitungen durch die Sonneneinstrahlung können nahezu ausgeschlossen werden, da die Temperaturmessungen Abweichungen von max. 5 K in ihren Extremwerten aufweisen.

Insgesamt kann zusammengefasst werden, dass CFD-basierte 2D-Rechnungen die auftretenden Nadellasten im Rahmen einer Vorauslegung geringfügig unterschätzen, wobei die Matlab-Methode stets von zu hohen Werten ausgeht. Nichtsdestotrotz, können beide Methoden unter Berücksichtigung der zu erwartenden Abweichungen eine gute Prognose der Nadelkräfte liefern, welche in der Vorauslegung des Systems hinreichend präzise ist.

6.1.3 Ergebnisse der dynamischen Versuchsserie Nr. 1

Nach den durchgeführten statischen Versuchen zur Messung der Nadellasten wurden am 20.12.2016 mehrere Tests zur Untersuchung des dynamischen Verhaltens durchgeführt. In dieser Serie wurde durch die Sequenzkonfiguration die Gaszufuhr in das Plenum unterbunden, sodass lediglich die Ausgleichskammer und die Steuerkammer bedrückt wurden. Im Mittelpunkt stand dabei sowohl die Untersuchung des Nadelverhaltens beim Erreichen extremer Positionen und die Fähigkeit des Aktuators bestimmte Zwischenpositionen anzufahren. Insbesondere waren die Schaltzeiten des Aktuators von Interesse. Diese Sequenzkonfiguration wurde jeweils mit zwei unterschiedlichen Ausgangsstellungen der Nadel getestet.

Ermittlung minimaler Stellzeiten

In den ersten Versuchen wurde lediglich die Stelldauer für das Bewegen der Nadel von einer Extremposition in die andere getestet, um die Ergebnisse des Simulationsmodells zu validieren. Der Druck in der Leitung der Ausgleichskammer wurde auf ca. 70 bar eingestellt. Die Steuerkammer wurde mit einem Druck von max. 9 bar bedrückt. Die vorprogrammierte Sequenz der Versuchsserie ist in der Abbildung 6.8 dargestellt. Zu Beginn des Versuches wurde sowohl die Ausgleichskammer als auch die Leitung vor dem Schnellschalt-Einlassventil durch das Öffnen beider Hauptventile (HV) bedrückt, vgl.

Abbildung 5.4. Dadurch wurde die Nadel in ihre Initialposition bei 5 mm verschoben. Nach einer Wartezeit von einer Sekunde wurde das Einlass-Schnellschaltventil geöffnet und die STK bedrückt, was zu einem Verschieben der Nadel in die geöffnete Extremstellung geführt hat. Eine Sekunde später wurde das Einlassventil geschlossen, um eine Änderung des Systemzustandes zu prüfen. Nach einer weiteren Sekunde wurden sowohl das Einlass- als auch das Auslassventil aufgemacht, um den Druck in der Steuerkammer abzubauen. In den nachfolgenden Schritten wurde die Gaszufuhr der Ausgleichskammer durch das Schließen des Zulaufventils unterbrochen und die Leitung entlüftet.

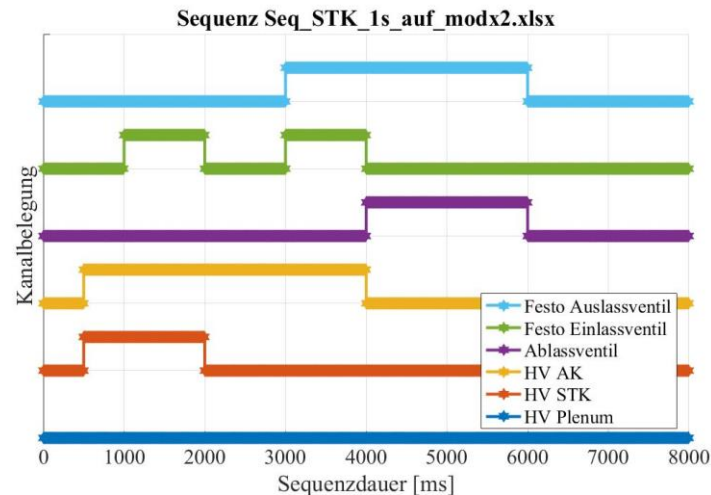


Abbildung 6.8: Sequenz zur Prüfung des Ein-/Aus-Verhaltens des Kaltgasdemonstrators

Die Abbildung 6.9 zeigt die gemessenen Werte der Nadelposition und des Steuerkammerdruckes über den gesamten Versuch – links und im Zeitintervall zwischen 7,57 und 7,6 Sekunden – rechts. Aus dem Druckverlauf in der STK wird ersichtlich, dass nach dem Öffnen der Hauptventile, ohne Betätigung der Steuerventile, eine Druckerhöhung auf ca. 3,7 bar erfolgt. Dies lässt auf eine Leckage im Einlass-Schnellschaltventil oder im Prüflingsaufbau schließen. Im Nachhinein konnte festgestellt werden, dass eine Schraube, welche beide Nadelteile miteinander verbindet, nicht abgedichtet war und die Leckage verursacht hatte. In den nachfolgenden Versuchen wurde die Leckage beseitigt.

Aus den gemessenen Nadelpositionen lässt sich erkennen, dass die Nadelbewegung erst bei einem STK-Druck von ca. 2 bar einsetzt und es insgesamt 8 ms dauert, bis die zweite Extremposition erreicht wird. Anschließend steigt der Druck bei geöffnetem Einlassventil weiter auf ca. 9,2 bar. Nach dem Schließen des Einlassventils erhöht sich der Druck in der STK jedoch weiter auf 10,8 bar. Damit erreicht das Druckniveau nahezu den Druck direkt hinter dem Druckminderer. Anzumerken ist die Tatsache, dass die gemessene Stellzeit der Nadel sich aus den entsprechenden Zeitpunkten ergibt, zu welchen eine Positionsänderung eindeutig sichtbar ist. Der Zeitpunkt des tatsächlichen Kommandos zum Öffnen und Schließen der Ventile konnte erst in späteren Versuchsserien gemessen werden.

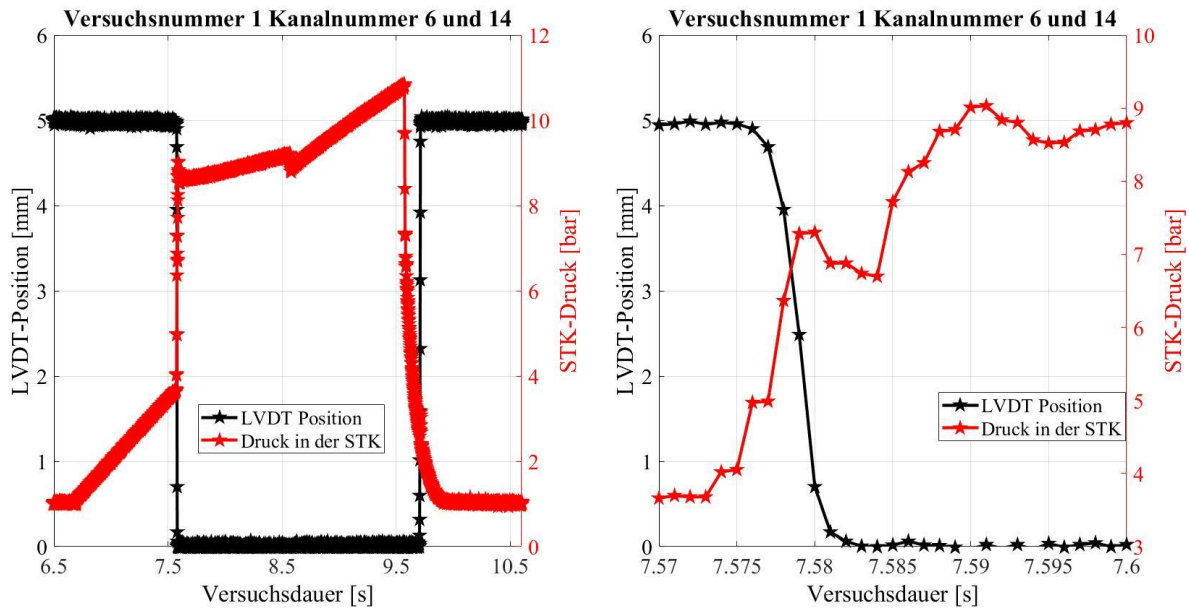


Abbildung 6.9: Messwerte der Nadelposition und des Steuerkammerdruckes, Sequenz Seq_STK_1s_auf_mod

Nach dem Öffnen des Auslassventils sinkt der Druck in der Steuerkammer, wobei die Bewegung der Nadel erst nach dem Erreichen eines Druckes von 2,6 bar eingeleitet wird. Trotz eines langsamen Druckabfalls innerhalb von ca. 150 ms, erfolgt die gesamte Nadelbewegung mit 12 ms vergleichbar schnell, bzw. abrupt. Die gleiche Sequenz wurde in mehreren Versuchen wiederholt, wobei keine deutlichen Unterschiede festgestellt werden konnten. Das Öffnen des Düsenhalsquerschnittes erfolgte hier innerhalb von 7 ms, das Schließen – innerhalb von 12 ms. Diese Werte liegen deutlich über den simulierten, bei welchen die Nadelbewegung von einer Extremstellung in die andere, innerhalb von 4,3 s erfolgte.

Erreichen einer Zwischenposition der Düsennadel durch das Öffnen des Düsenhalses

Als Ziel der Versuche wurde das Erreichen einer Position zwischen den beiden Extremstellungen gesetzt. Die Nadel wurde dabei aus der Stellung des geschlossenen Düsenhalses herausbewegt, was sich in den Simulationen bereits als ungünstig gezeigt hatte, da mit der gewählten Steuerungsmethode die Düsennadel lediglich sehr wenige Positionen nur unregelmäßig anfahren konnte. Im Rahmen der dynamischen Versuchsserie wurden mehrere Steuersequenzen, vergleichbar mit der simulierten Sequenz *Seq_dyn1*, vorgestellt im Kapitel 5.1.2, bzw. der Abbildung 5.19, ausgeführt. Zum Erreichen einer bestimmten Zwischenposition wurden dabei Kommando-Schaltverzögerungen zwischen den Steuerventilen im Bereich von einer bis sieben Millisekunden vorprogrammiert. Die Nadel wurde aus der Stellung mit einem geschlossenen Düsenhals durch ein kurzzeitiges Bedrücken der Steuerkammer herausbewegt, wobei die Versuchsergebnisse mit Simulationsergebnissen aus Abbildung 5.20 verglichen werden sollten.

In den ersten zwei Versuchen wurde eine Sequenz mit Schaltverzögerungen von 1 – 4 ms ausgeführt (*Seq_dyn_V3_mod*). Dabei konnten Steuerkammerdrücke von bis zu 5,5 bar aufgebaut werden, ohne dabei die Nadel in Bewegung zu versetzen. Diese liegen über den Druckniveaus, welche in den ersten zwei Versuchen notwendig waren, um die Nadelbewegung einzuleiten. Eine mögliche Ursache hierfür kann in einer Veränderung des Haftreibungskoeffizienten zwischen der Nadel und dem Triebwerksgehäuse liegen.

Die Erhöhung der Schaltverzögerungen auf 4 – 7 ms (*Seq_dyn_V4_mod*) in den nächsten zwei Versuchen führte zwar zu Verschiebungen der Düsennadel, Zwischenpositionen konnten jedoch nicht erreicht werden. Ein vergleichbares Verhalten wurde auch in der Simulation beobachtet, in welcher Schaltversätze der Ventile von mehr als 4 ms, zur abrupten Verschiebung der Düsennadel aus einer Extremposition in die andere führen. Die Abbildung 6.10 zeigt den Verlauf der gemessenen

Nadelposition und des Steuerkammerdruckes. Insgesamt liegen die Öffnungs- und Schließdauern einzelner Impulse bei ca. 11 ± 2 ms. Im Gegensatz zu den ersten zwei dynamischen Versuchen mit kürzeren Stellverzögerungen, setzt hier das Öffnen der Nadel bereits ab einem STK-Druck von 4,5 bar ein. Das Schließen der Nadel tritt erst beim Unterschreiten von 3,5 bar auf. Bei der Ausführung einzelner Steuerungsimpulse steigt der Druck in der Steuerkammer jeweils auf das gleiche Niveau von ca. 5,1 bar, mit Ausnahme des ersten Impulses, bei welchem ein Druck von 6,3 bar erreicht wird. Dieser Unterschied ist mit einer Leckage zwischen der AK und STK zu erklären, was einen abweichenden Initialzustand der STK mit sich führt.

Weitere Versuche der Serie mit Erhöhung des Schaltversatzes lieferten vergleichbare Ergebnisse, wobei die Nadel nach mehreren Versuchswiederholungen mehr und mehr geklemmt hat, was im Abbrechen der Serie mündete.

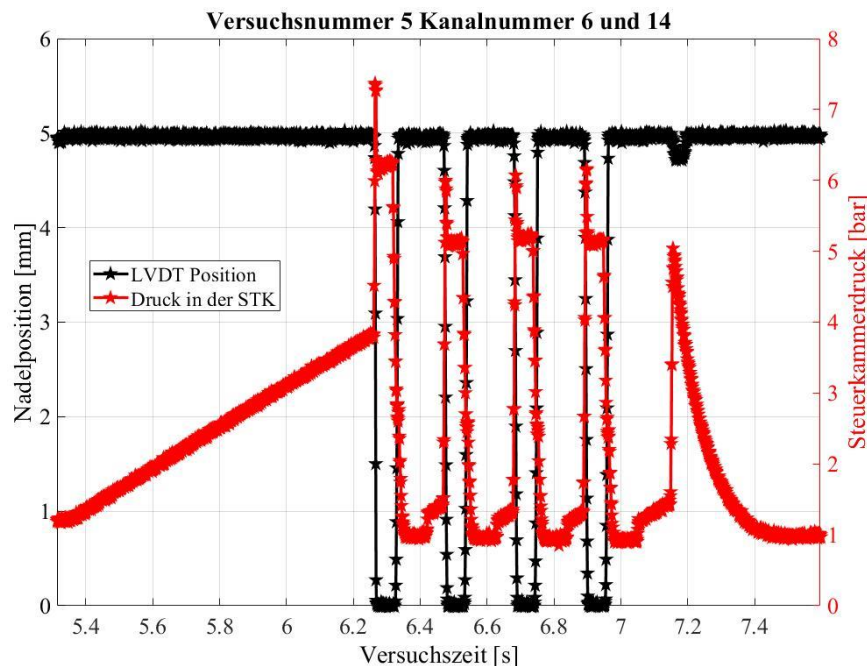


Abbildung 6.10: Messwerte der Nadelposition und des Steuerkammerdruckes, Sequenz Seq_dyn_V4_mod

Im Rahmen der dynamischen Versuche und einer Nachuntersuchung hat es sich gezeigt, dass die mechanische Fertigung nicht mit den geforderten Maßtoleranzen ausgeführt wurde. Dies führte beim ruckartigen Öffnen des Düsenhalses zum Verkanten der Nadel in einer Extremposition, vor allem bei einer nicht bedrückten Ausgleichskammer.

Unterschiede in den Stellzeiten der Nadel zwischen den einzelnen Versuchen können auf die sich ändernden Reibungskräfte zurückgeführt werden. Die Temperatur des Prüflings zu Anfang der Versuche ist mit Raumtemperatur, d. h. ca. $+20$ °C gleichzusetzen. Da der Prüfstand im Freien aufgestellt wurde, sank die Prüflingstemperatur im Laufe der Versuche auf ca. -5 °C, was zu einer Änderung der Spaltmaße geführt hat. Während der Montage wurden Gleitflächen mit Öl benetzt, um den Gleitreibungskoeffizienten zu verringern. Mit der sinkenden Temperatur des Prüflings über die einzelnen Versuche muss zusätzlich mit einer Änderung des viskosen Verhaltens gerechnet werden.

6.1.4 Ergebnisse der dynamischen Versuchsserie Nr. 2

Die durchgeführten Simulationen haben gezeigt, dass das Erreichen einer Zwischenposition der Nadel aus der Extremposition des offenen Düsenhalses wesentlich besser erfolgt als aus der, des geschlossenen. Die Abbildung 6.11 zeigt die erstellte Sequenz für die Untersuchung des dynamischen Triebwerksverhaltens mit der initialen Nadelposition bei offenem Düsenhals. Zu Beginn des Versuches wird das Einlassventil geöffnet, die Steuerkammer bedrückt und der Düsenhals somit geöffnet. Anschließend wird das Auslassventil für eine bestimmte Dauer aufgemacht, sodass sich durch das

gleichzeitig einströmende und ausströmende Gas ein Gleichgewichtsdruck einstellt. Dabei wird das Einlassventil, und mit einem definierten zeitlichen Versatz, auch das Auslassventil geschlossen. Durch das stetige Erhöhen der Versatzdauern zwischen den Schließzeiten einzelner Ventile, stellt sich eine bestimmte Gasmasse in der Steuerkammer ein, welche einem definierten Kräftegleichgewicht, bzw. einer definierten Position entspricht. Die Versatzdauer zwischen den Schließzeiten steigt von 1 ms im ersten bis 6 ms im letzten Impuls.

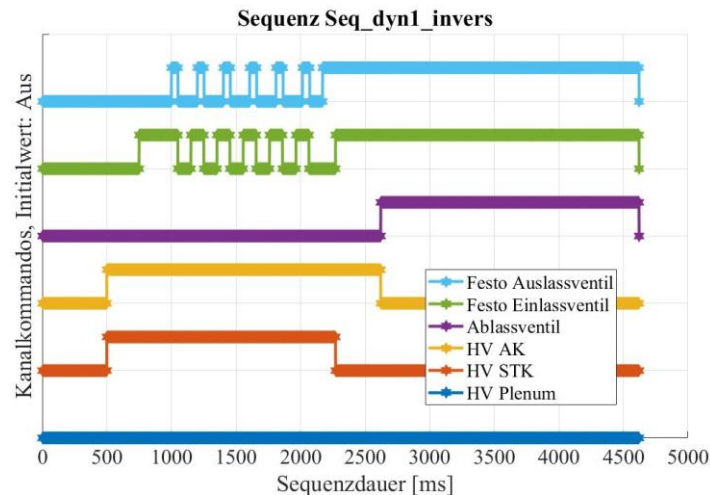


Abbildung 6.11: Sequenz für die Untersuchung des dynamischen Verhaltens

Das primäre Ziel der zweiten dynamischen Versuchsserie D2, lag im grundlegenden Erreichen bestimmter Zwischenpositionen der Düsenadel. Dabei wurde das Plenum genauso wie in der ersten dynamischen Versuchsserie nicht bedrückt, sodass weder Nadellasten noch Triebwerksschub erzeugt wurden. In den Versuchen wurden mehrere Variationen der Drücke in der Ausgleichskammer durchgeführt, um die Verhaltensabhängigkeit der Nadel auf diese zu untersuchen. Im Gegensatz zur ersten dynamischen Versuchsserie, konnte hier der Kommandozeitpunkt der Steuerventile aufgezeichnet werden. Die zeitlichen Angaben zum Erreichen von bestimmten Positionen beziehen sich somit auf die Dauer zwischen dem Schaltkommando und dem tatsächlichen Anfahrzeitpunkt einer stationären Nadelstellung.

Die Tabelle 6.2 fasst die gemessenen Daten und Ergebnisse der Versuchsserie zusammen. Aus diesen wird deutlich, dass ein niedriger Druck in der Ausgleichskammer zum langsamen Schließen des Düsenhalses führt. Bei einer Erhöhung des Druckes in der AK bis zu einem Niveau von ca. 70 bar, stellt sich ein ausgewogenes Nadelverhalten mit vergleichbaren Schließ- und Öffnungszeiten der Nadel ein. Mit einer Bedrückung des Plenums wird eine Verschiebung hin zum schnelleren Öffnen der Düse erwartet, sodass der Druck in der AK, ähnlich wie in den Simulationen, erhöht werden muss, um diese Tendenz zu kompensieren.

| Versuch Nr. | Druck in der AK [bar] | Druck in der STK [bar] | Ø Öffnungsdauer der Düse [ms] | Ø Schließdauer der Düse [ms] |
|-------------|-----------------------|------------------------|-------------------------------|------------------------------|
| 1, 2 | 38,2 | 8,7 | – | – |
| 3, 4 | 47,5 – 48,4 | 8,9 | 10 ±2 | 28 ±5 |
| 5, 6 | 57,4 – 58,5 | 8,7 | 13 ±2 | 20 ±3 |
| 7, 8 | 67,6 – 69,1 | 8,6 – 8,8 | 17 ±2 | 17 ±2 |
| 9, 10, 11 | 68,7 – 69,2 | 10,5 | 11 | 24 ±6 |

Tabelle 6.2: Haupt-Versuchsparameter und Ergebnisse der dynamischen Versuchsserie Nr. 2

Die Abbildung 6.12 zeigt die gemessenen Werte der Nadelposition (als LVDT-Position), des Steuerkammerdruckes und der Steuerventile (die Ein-/Aus-Angaben beziehen sich auf die Wertangabe 1/0 auf der Positionsachse). Das Einstellen der Düsenadel auf eine bestimmte Position zwischen den Extremstellungen erfolgt innerhalb von ca. 20 ms.

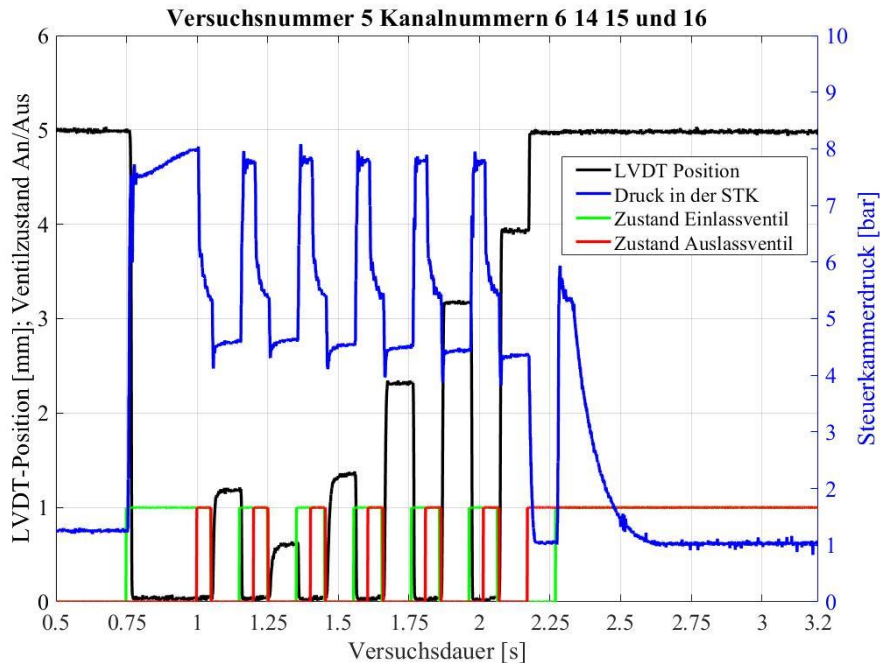


Abbildung 6.12: Ergebnisse aus dem Versuch Nr. 5

Die Positionsverschiebungen der Düsennadel erfolgen mit jedem Impuls nahezu linear, was dem vorprogrammierten Muster einzelner Schaltverzögerungen entspricht. Auffallend ist die Tatsache, dass der erste Impuls mit der kürzesten Schließzeitverzögerung von 1 ms zu einer größeren Nadelverschiebung führt, als der nachfolgende Impuls mit 2 ms. Dieses Phänomen wiederholt sich auch in den nachfolgenden Versuchen Nr. 6 – 11 und lässt auf eine geringfügige Leckage zwischen der AK und STK, genauso wie in der ersten dynamischen Versuchsserie, schließen. Die Temperaturmessungen in der STK erfolgen mit einer Messfrequenz von 50 Hz und zeigen eine geringfügige Temperaturänderung im Bereich von ca. 1,5 °C.

Die Vergleichbarkeit und Reproduzierbarkeit der Ergebnisse zwischen den einzelnen Versuchen ist bei gleichen Initialparametern, bzw. Drücken sehr hoch. Die maximalen Abweichungen der Nadelpositionen liegen im Bereich von 0,1 mm bei Versuchswiederholung, ohne Änderungen in den Einstellungsdrücken.

Im Vergleich zu den durchgeführten Simulationen, bei welchen das Einstellen der Nadelposition (von der offenen in die geschlossene Düsenstellung) ca. 11 – 15 ms dauert, zeigen die Werte der Versuche Nr. 7 und 8 mit 17 ± 2 ms zwar hohe relative, jedoch geringe absolute Abweichungen. Dies ist auf höhere Reibwerte in der Versuchsanordnung zurückzuführen. Unter der Annahme, dass nach jedem Korrekturmanöver die Nadel zurück in die Ausgangsstellung von 0 mm verschoben wird, ergeben sich die kürzesten Impulsdauern im Bereich zwischen 30 und 38 ms, was maximalen Stellfrequenzen des Querschubtriebwerkes zwischen 33,3 und 26,3 Hz entspricht.

6.1.5 Ergebnisse der dynamischen Versuchsserien Nr. 3 und Nr. 4

Im Rahmen dieser Versuchskampagne wurden zwei Versuchsserien – Nr. 3 und Nr. 4 durchgeführt. Das Plenum wurde bedrückt, um das Triebwerk auf seine vollständige Funktionstüchtigkeit hin zu untersuchen. Der vorprogrammierten Sequenz liegt die, in den vorhergehenden Versuchen, getestete Schaltreihenfolge der Ventile zugrunde. Die einzige Änderung bestand im zusätzlichen Öffnen des Hauptventils des Plenums, wodurch sowohl der Schub erzeugt, als auch eine Nadellast aufgebracht wurden. Im Rahmen der Kampagne wurden mehrere Versuchsserien mit verschiedenen Druckeinstellungen in den einzelnen Triebwerkskammern durchgeführt. Die eingestellten und erreichten Drücke in den jeweiligen Serien sind in der Tabelle 6.3 und Tabelle 6.4 zusammengefasst. In

den Tests 1 – 6 der Serie Nr. 3 wurden Versuche aus der vorhergehenden dynamischen Versuchsserie Nr. 2 wiederholt, um die Reproduzierbarkeit der Stelldynamik nachzuweisen.

| Versuchs-Nr. | Druck in der AK [bar] | Druck im Plenum, min. [bar] | Druck im Plenum, max. [bar] | STK-Druck, max. [bar] |
|--------------|-----------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------|
| 7, 8 | 80 | 33 | 47 | 8,2 |
| 9, 10 | 80 | 41 | 58 | 8,2 |
| 11, 12 | 80 | 47,5 | 67,5 | 8,2 |
| 13, 14, | 90 | 66 | 67,5 | 8,2 |
| 15 | 90 | 61 | 67,5 | 8,5 |
| 16, 17 | 72 | 47,5 | 67,5 | 8,3 |

Tabelle 6.3: Eingestellte und erreichte Drücke in der Versuchsserie Nr. 3

| Versuchs-Nr. | Druck in der AK [bar] | Druck im Plenum, min. [bar] | Druck im Plenum, max. [bar] | STK-Druck, max. [bar] |
|--------------|-----------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------|
| 1, 2 | 80 | 54 | 67,5 | 8,2 |
| 3 | 63 | 47,5 | 67,5 | 8,2 |
| 4 | 68,5 | 47,5 | 67,5 | 8,2 |
| 5, 6 | 90 | 65,5 | 67,5 | 8,2 |
| 7, 8 | 79 | 47,5 | 67,5 | 8,2 |
| 9, 10 | 72,5 | 47,5 | 67,5 | 8,2 |
| 11, 12, 13 | 84 | 47,5 | 67,5 | 8,2 |

Tabelle 6.4: Eingestellte und erreichte Drücke in der Versuchsserie Nr. 4

Ähnlich zu den dynamischen Versuchen der letzten Versuchsserie, tritt beim ersten Impuls mit einer Versatzdauer der Schaltzeit von 1 ms eine größere Nadelauslenkung auf, als in den nachfolgenden Impulsen mit längeren Versatzdauern, siehe Abbildung 6.13. Die Leckage zwischen der AK und STK konnte hier ebenfalls nicht vollständig beseitigt werden.

Das Öffnen des Düsenhalses erfolgte im Versuch Nr. 7 der Serie Nr. 4 innerhalb von 15 ± 2 ms, das Schließen – innerhalb von ca. 25 ± 3 ms. Unregelmäßigkeiten von wenigen ms, sowie Ausreißer im Bereich von ca. 39 ms traten während des Schließens des Düsenhalsquerschnittes bei kleinen Stellwegen der Düsennadel jedoch ebenfalls auf.

Das gemessene Schubverhalten im Versuch Nr. 7 ist in der Abbildung 6.14 dargestellt. Die Schubmessung wird von der Eigendynamik des Schubbockes sowie der Nadelbewegung beeinflusst, sodass hier Schwingungen im Amplitudenbereich von ± 10 N entstehen. Im letzten Versuch der Kampagne wurde ein Stoßimpuls auf den Schubbock ausgeübt, um anhand der Schubsensormesswerte die Resonanzfrequenz der nicht bedrückten Anordnung zu ermitteln. Die Auswertung hat ergeben, dass die Resonanzfrequenz des Schubbockes bei ca. 40 Hz liegt, was mit Schwingungsfrequenzen in der ganzen Versuchsserie gut übereinstimmt. Ungeachtet der Schwingungen, ist eine Schubmodulation deutlich zu erkennen, wobei diese bei geringen Nadelauslenkungen sehr klein ausfällt und sich mit den Ergebnissen aus den statischen Versuchen, vgl. Abbildung 6.2 deckt. Dies ist auf einen vergleichbaren Druckbereich im Plenum bei beiden Versuchsserien zurückzuführen.

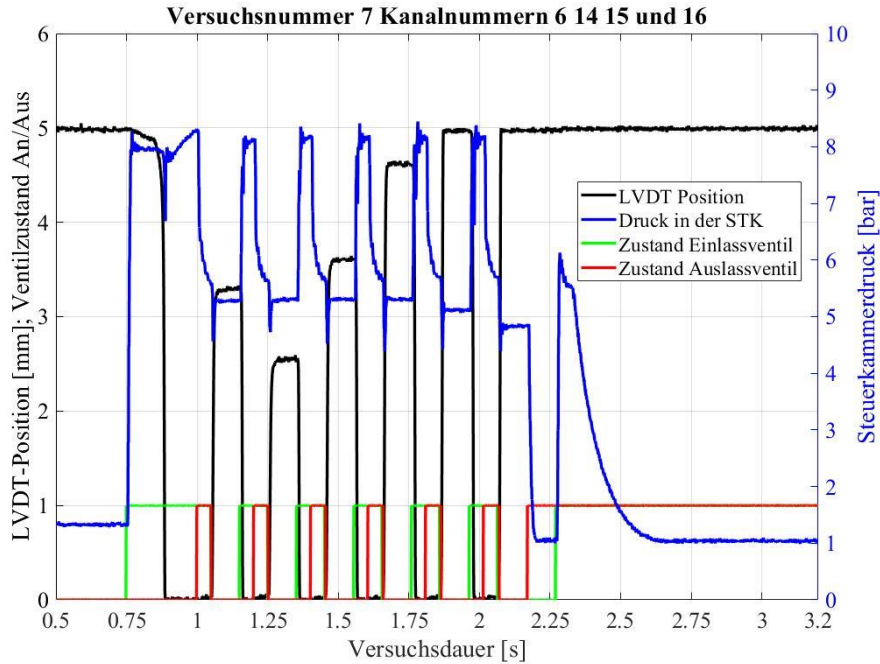


Abbildung 6.13: Nadelposition und Steuerkammerdruckes im Versuch Nr. 7, Serie 4

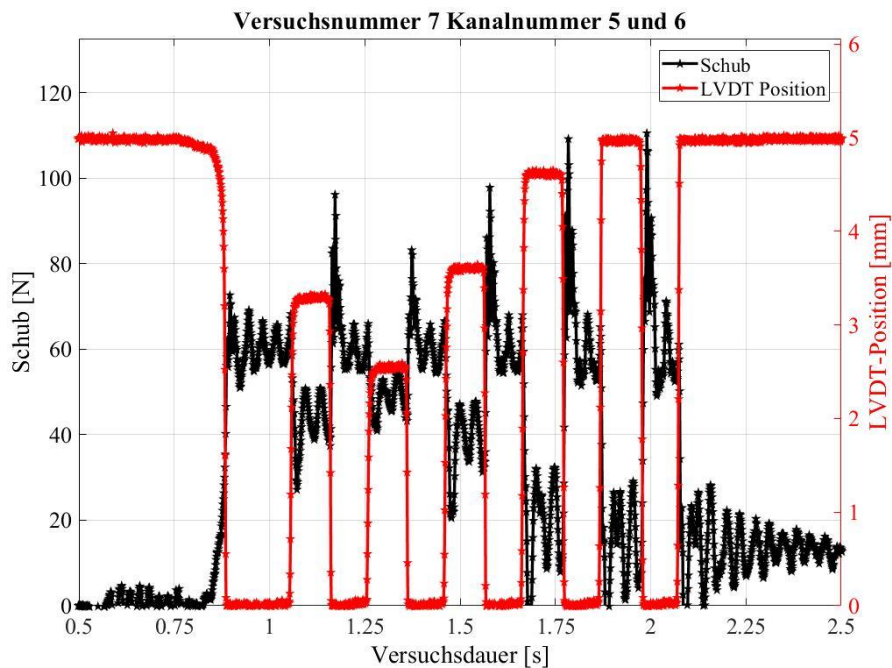


Abbildung 6.14: Schubverhalten im Versuch Nr. 7, Serie 4

Anzumerken ist das schwingungsfreie Verhalten der Düsennadel, welches im Vorfeld mit den durchgeführten Simulationen prädictiert wurde. Wie in der Abbildung 6.15 zu sehen ist, weisen die Druckmessungen keine signifikanten Schwingungen auf, was die Strukturdynamik als alleinige Ursache von Oszillationen der Schubmessung identifiziert. Ebenfalls anzumerken sind Druckänderungen im Plenum, welche stets den Verschiebungen der Nadelposition folgen und auf die langsame Dynamik des Druckminderers zurückzuführen sind. Da die Druckänderungen bei einer konstanten Nadelposition erfolgen, wird hier deutlich, dass die Haftreibungskräfte ein bestimmtes Ungleichgewicht der Gaskräfte in den einzelnen Kammern kompensieren können. Für ein höher-dynamisches Ansprechverhalten ist dieser Effekt jedoch unerwünscht.

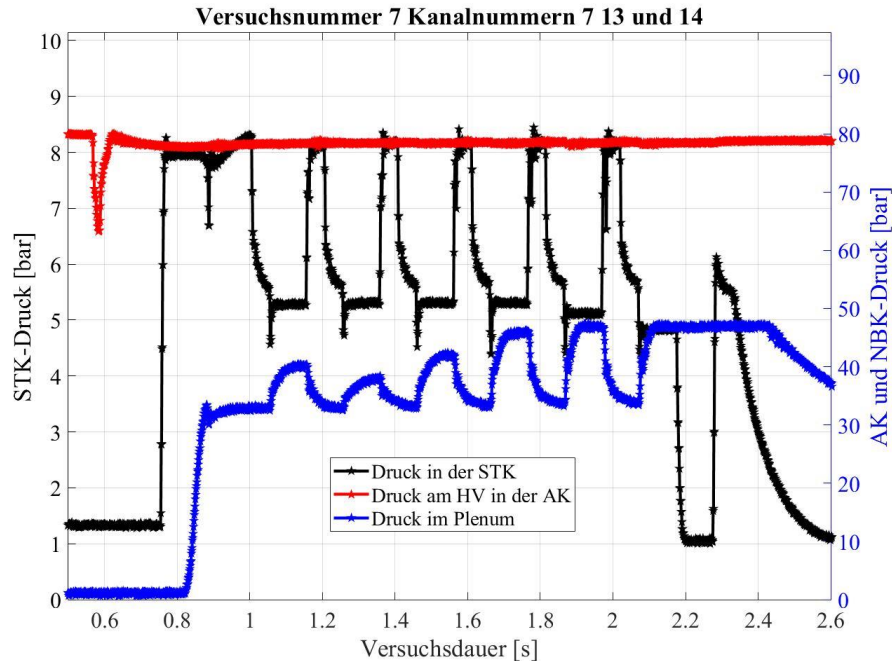


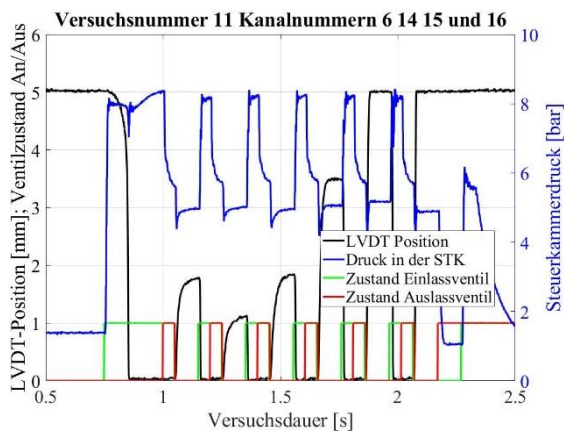
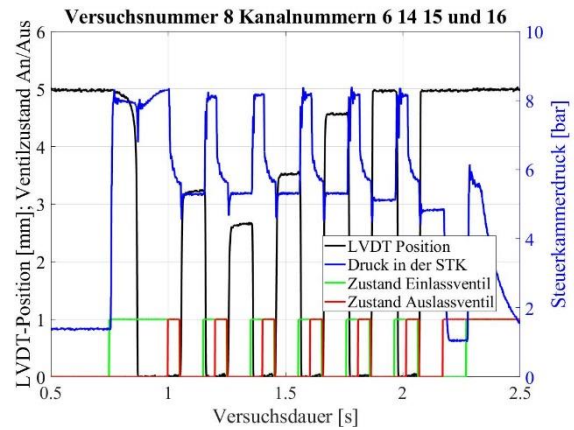
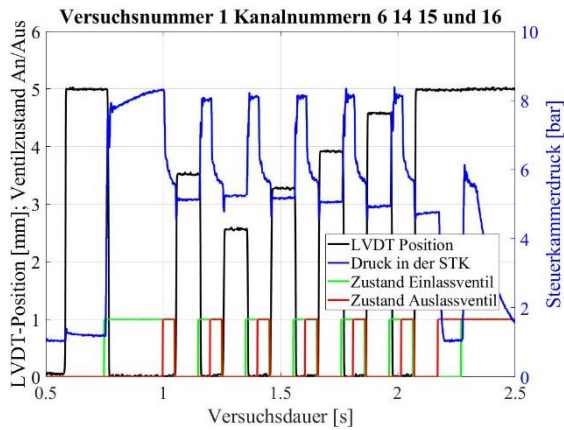
Abbildung 6.15: Druckmessungen im Versuch Nr. 7, Serie 4

Nach der Analyse einzelner Versuche ist eine Reduzierung der Nadeldynamik beim proportionalen Anfahren einer Position mit der Erhöhung des Druckes im Plenum zu beobachten. Der Gradient der Nadellast verringert sich beim Schließen der Düse nahezu quadratisch, bedingt durch die konische Kontur der Nadelspitze. Beim Erreichen einer Kräftegleichgewichtsposition, verringert sich die Nadellast stetig, wodurch sich die GGW-Position verschiebt. Dies erfolgt so lange, bis die Haftreibungskräfte zwischen Düsennadel und Gehäuse größer werden als das Ungleichgewicht der gasdynamischen Kräfte. Insbesondere ist dies im Vergleich der Versuche mit einem bedrückten und einem nicht bedrückten Plenum, in Abbildung 6.16 zu sehen.

Im Versuch Nr. 1 wurde das Plenum nicht bedrückt, wobei der Druck in der AK auf 69 bar eingestellt wurde. In den Versuchen Nr. 8 und 11 wurde der AK-Druck auf 80 bar erhöht. Die maximalen Drücke im Plenum wurden im Versuch Nr. 8 mit 47 bar und im Versuch Nr. 11 mit 67,5 bar gemessen. Als Basis des Vergleichs wurde das Erreichen einer Stellung von $3,35 \pm 0,09$ mm ausgewählt. Die kürzeste Stelldauer wird mit 15 ms im Versuch 8 erreicht. Beim moderaten Bedrücken des Plenums auf max. 47 bar, erhöht sich die Stelldauer auf 20 ms. Die höchste Stelldauer der Nadel liegt bei einem maximal erreichbaren Druck im Plenum von 68 bar mit ca. 39 ms. Diese Abhängigkeit konnte von der Simulation nur bedingt abgebildet werden, was auf die Annahme zu geringer Reibungskräfte zurückzuführen ist.

Die Versuche 1 – 12 in der Versuchsserie Nr. 3 erfolgten mit einem AK-Druck von 80 bar bei Variation des Plenum-Druckes. Nach einer Erhöhung des AK-Druckes auf 90 bar konnte der Düsenhals im Betrieb nicht mehr geöffnet werden, da der voreingestellte Druck im Plenum zu gering war. Um dies zu kompensieren, wurde im Versuch Nr. 15 der maximale STK-Druck von 8,2 auf 8,5 bar erhöht. Dies führte zum vollständigen Öffnen und Schließen des Düsenhalses bei jedem angeforderten Impuls, ohne das Anfahren einer Zwischenposition, was auf eine starke Abhängigkeit des Aktuators von den vorliegenden Drücken in der STK schließen lässt.

In den Versuchen der Serie Nr. 4 wurde der maximale STK-Druck auf 8,2 bar reduziert und lediglich der Druck in der AK variiert. Der maximale Druck im Plenum wurde auf ca. 67,5 bar eingestellt. Bei Verringerung des AK-Druckes auf weniger als ca. 68,5 bar, konnte bei den Versuchen kein Schließen des Düsenhalses festgestellt werden. Durch Drücke von über 84 bar in der AK erfolgte das Schließen des Düsenhalses mit den kürzesten Versätzen in den Schaltzeiten der Steuerventile. Unter diesen Bedingungen konnte die höchste Dynamik der Düsennadel erreicht werden. Im Rahmen der Versuchsserie Nr. 2 wurde somit der optimale Arbeitsbereich des Triebwerkes eingegrenzt.



AK-Drücke:

Max. Plenum-Drücke:

Versuch Nr. 1: 69 bar

Versuch Nr. 1: 1 bar

Versuch Nr. 8: 80 bar

Versuch Nr. 8: 47 bar

Versuch Nr. 11: 80 bar

Versuch Nr. 11: 67,5 bar

Abbildung 6.16: Gemessene STK-Drücke und Nadelpositionen der Versuchsserie Nr. 3

6.2 Versuchsergebnisse im Rahmen der Arbeiten am ACV-Demonstrator

Insgesamt wurden vier Versuche an einem Heißgas-Demonstrator mit operationellen Dimensionen und Betriebsbedingungen in Aschau auf dem Gelände der Firma *Bayern Chemie Gesellschaft für flugmechanische Antriebe mbH* durchgeführt. Wie im Kapitel 5.2.1 bereits beschrieben, wurden mehrere Versuchsziele definiert:

- Validierung der Auslegungstools, insbesondere zur Vorhersage der auftretenden Nadellasten;
- Validierung der Entwurfsmethoden von Aktuator- und Triebwerkskomponenten;
- Untersuchung des Materialverhaltens der Plenum-Isolation, sowie der Düse und Düsennadel bei Thermalbelastungen;
- Untersuchung der Umströmungsverhältnisse der Nadel im Düsenbereich;
- Validierung der Dichtungsmethode der Düsennadel.

Für die Untersuchung der Umströmungsverhältnisse der Düsennadel wurden Druckmessungen an den Düsen sowie den einzelnen Plenen an unterschiedlichen radialen Winkelpositionen durchgeführt, um mögliche Effekte einer einseitigen Heißgaszufuhr auf die Strömungsbildung zu untersuchen.

In den ersten zwei Versuchen wurden unterbilanzierte, bzw. brennstoffreiche Gele als Treibstoffmischungen mit verhältnismäßig niedrigen Verbrennungstemperaturen verwendet, um die auftretenden Thermalbelastungen auf den Prüfling gering zu halten. Nach einem erfolgreichen Fortschreiten der Versuche wurde ein Gel mit höherer Verbrennungstemperatur eingesetzt, um den operationellen Bedingungen eines Feststoffes näher zu kommen.

Im Vorfeld wurden Versuche mit entsprechenden Sequenzen mit Kaltgas (komprimierter Luft) durchgeführt, um die Funktionsweise aller Sensoren und des Aktuators zu prüfen. Die vorprogrammierten Positionssollwerte der Nadel in der Sequenz wurden an den Prüfling mit einer Frequenz von 100 Hz vorgegeben, wobei die Sensordaten mit einer Frequenz von 1 kHz ausgelesen

wurden. Vor jedem Versuch wurde die Düsennadel in die neutrale Stellung verfahren und mit einem LVDT-Positionssensor kalibriert. Als Referenzwerte wurden die Abstände zwischen den Nadelspitzen und den Endquerschnitten der Düsen gemessen, um die neutrale Position der Nadel zu ermitteln.

Bereits bei der ersten Kalibrierung des Positionssensors konnte ein mechanisches Spiel in der kinematischen Kette zwischen dem Aktuator und der Nadel festgestellt werden. Eine stabile neutrale Schubstellung der Düsennadel konnte somit nicht erreicht werden, da beim Anfahren der entsprechenden Motorposition die Düsennadel um den Betrag des mechanischen Spiels durch die angreifenden Gaskräfte versetzt wurde. Der Betrag des Versatzes wurde zusätzlich durch die elastische Verformung des Hebels und der Motorspindel erhöht.

Die Logik der Sequenzerstellung in den einzelnen Versuchen folgte einer stetigen Erhöhung der Aktuatordynamik, der Brennkammerdrücke und der Verbrennungstemperatur hin bis zum Erreichen operationell vorgegebener Werte. Zusätzlich wurde ein Sequenzabschnitt erstellt, welcher in allen Versuchen identisch ausgeführt wurde, um anschließend die Ergebnisse dieses Abschnittes direkt miteinander vergleichen zu können. Wie bereits angesprochen, werden aus Geheimhaltungsgründen alle Drücke, Schübe und Nadelpositionen in den Messungen auf Auslegungswerte normiert.

6.2.1 Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 1

Im Heißgasversuch Nr. 1 wurde die Komposition aus allen Systemkomponenten zum ersten Mal vollständig getestet. Um die kinematischen Komponenten des Demonstrators durch mögliche fehlerhafte Konstruktion dieser oder potenzielle Fehlabschätzungen der Nadellasten nicht überstrapazieren, wurde eine einfache Sequenz mit langsamen Fahrgeschwindigkeiten vorprogrammiert. Der Stellweg wurde auf +100 % und -50 % des nominellen Stellbereiches beschränkt, wobei die programmierte Sequenz als Referenz für die nachfolgenden Versuche definiert wurde, siehe Anhang 33. Die maximale Vorgabegeschwindigkeit der Nadel wurde auf 31,6 % des Maximalwertes beschränkt. Die richtige Implementierung der Sequenz wurde zuerst in einem Trockentest ohne Bedrückung der Brennkammer überprüft. Anschließend wurde die Sequenz mit aktivierter Brennkammer ausgeführt. Die Abbildung 6.17 zeigt die Positionsmessung der Nadel mit einem LVDT-Glied im Trocken- und Heißtest. Die Nadelpositionen sind jeweils mit dem Wert maximaler Auslenkung normiert.

Die prozentuale Abweichung zwischen dem Anfangs- und dem Endwert der Nadelposition liegt bei 2,56 %, was dem mechanischen Spiel zwischen den Komponenten entspricht. Deutlich ist ein Unterschied in den Maximalwerten der Positionsmessung zwischen dem Trocken- und dem Heißtest zu sehen, welcher aus einer einseitigen Belastung der Nadel resultiert und zu einer elastischen Verformung der Komponenten (Hebel, Spindel, Spindelmutter) führt. Insgesamt erhöht sich die Auslenkung der Nadel im Heißtest um ca. 4,1 % bis 5,1 % der maximalen Auslenkungsposition gegenüber dem Trockentest, was sich auch auf die Schubdifferenz auswirkt.

Die hervorgerufene Last durch die Bedrückung der Nadel erfordert nur geringfügig höhere Drehmomente des Motors im Vergleich zwischen Trocken- und Heißtest. Diese lassen sich anhand der gemessenen Motorströme in Abbildung 6.18 am besten vergleichen. Die größten Unterschiede treten insbesondere beim Anfahren des Motors und beim Halten der Nadelposition auf. Die Stromspitzen, welche sowohl im positiven, als auch negativen Bereich beim Verfahren auftreten, resultieren aus der spezifischen Implementierung der Motorsteuerung. Die Vorgabe einzelner Motorimpulse erfolgt auf Basis der Positionsvergleiche zwischen der vorgegebenen und erreichten Nadelposition, wobei diese mit einer Frequenz von 100 Hz stattfinden. Die Motorgeschwindigkeit, mit welcher die jeweilige Position angefahren wird, entspricht jedoch stets der maximalen, sodass bei langsamen Positionsänderungen der Motor zuerst beschleunigt und anschließend verzögert werden muss. Dies führt zu einer ruckartigen Positionsänderung, wie aus der Vergrößerung der Abbildung 6.17 im Zeitbereich zwischen 35,8 und 35,9 s zu erkennen ist.

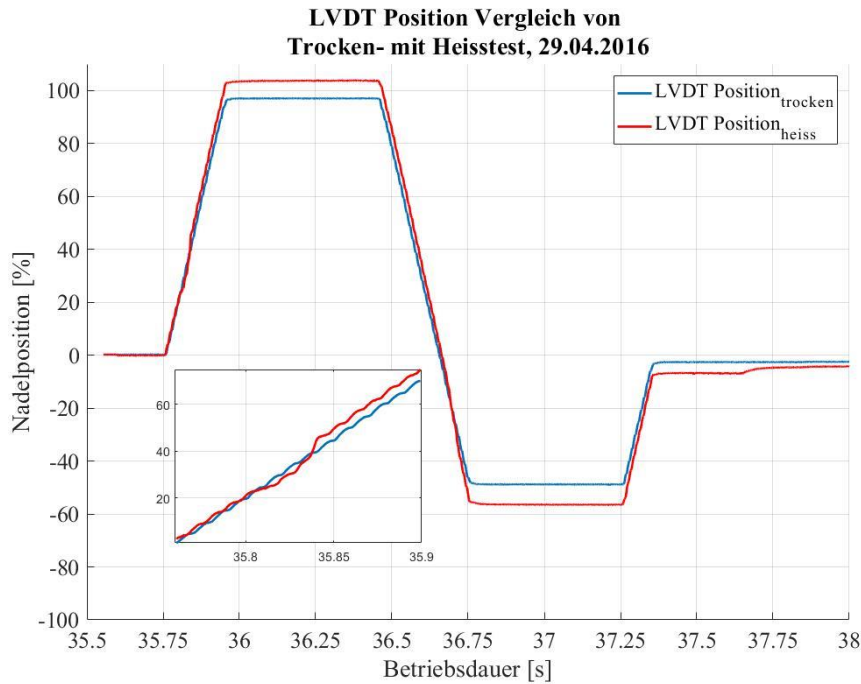


Abbildung 6.17: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 1

Anzumerken ist auch eine langsame Erhöhung des notwendigen Motorstroms beim Halten einer konstanten Position der Düsenadel in den Extremstellungen (in den Zeitspannen 35,9 – 36,4 s und 36,75 – 37,25 s), siehe Abbildung 6.18.

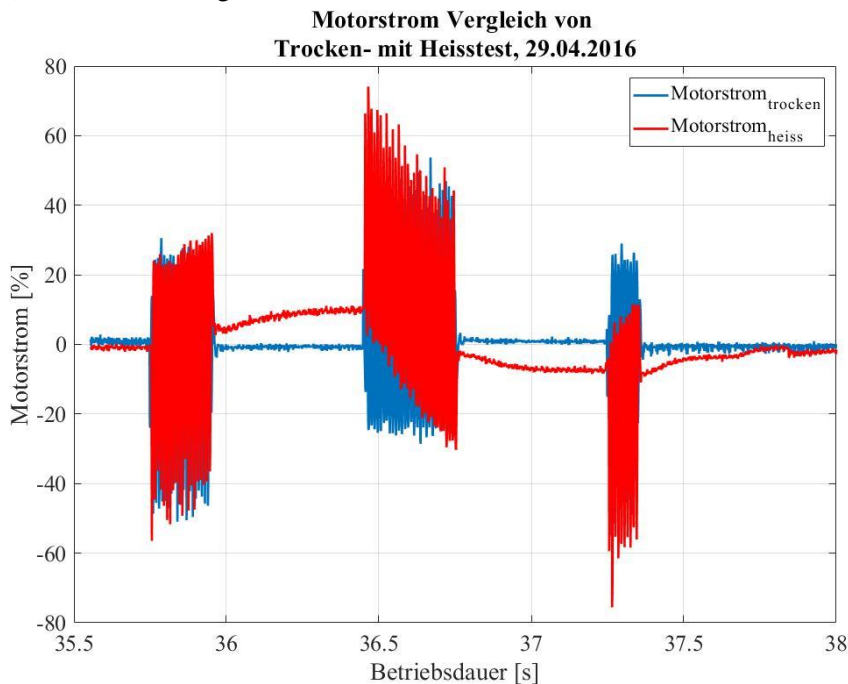


Abbildung 6.18: Gemessene Motorströme im Heiß- und Trockentest Nr. 1

Das erforderliche Halte-Drehmoment der wirkenden Nadellast wird dabei bereits kurz nach dem Erreichen der Extremposition aufgebracht. Da keine Brennkammerdruckänderung während dieser Phase erfolgt – zwischen 36,0 und 36,4 s in der Abbildung 6.17, bzw. 0,5 und 0,9 s in der Abbildung 6.19, ist dieses Phänomen auf die Überwindung der Grenzreibung in den mechanischen Komponenten durch den Motor zurückzuführen. Der Motor regelt während des gesamten Versuches die geforderte Nadelstellung anhand der Rotorposition aus. Somit wird auch die Extremposition nicht starr eingestellt, sondern permanent geregelt. Bei sehr niedrigen Stellgeschwindigkeiten der Nadel muss dabei Grenzreibung

überwunden werden [116]. Diese ist höher als die Mischreibung, welche bei der Bewegung der Nadel mit etwas höherer Restgeschwindigkeit – zwischen 35,95 und 36 s in der Abbildung 6.18 vorliegt. Das zur Kompensation der Grenzreibung notwendige Drehmoment bzw. der Motorstrom ist somit höher als dasjenige, welches zur Überwindung der Mischreibung während des Anfahrens der Nadel in die Extremstellung gefordert wird.

In der Abbildung 6.19 sind die Druckmessungen vor dem Injektor und in der Brennkammer dargestellt. Die Prozentangaben beziehen sich dabei auf den operationell vorgesehenen Brennkammerdruck.

50 ms nach Beginn der Aufzeichnung erfolgt die pyrotechnische Zündung, nach weiteren 50 ms öffnet das Hauptventil und die Geleinspritzung beginnt. Durch die Treibstoffeinspritzung in eine nicht bedrückte Brennkammer mit einem aktivierten Zünder kommt es zu einer Druckspitze, welche mit dem Einstellen des stabilen Betriebs, bei ca. 0,5 s wieder abflacht. Die Druckverläufe weisen im Folgenden keinen konstanten Verlauf auf, sondern erhöhen sich mit dem Verfahren der Nadel in beide Extremstellungen. Dieses Phänomen ist auf die konstruktive Ausführung der Düsenadel zurückzuführen. Die Summe der Düsenhalsquerschnittsflächen beider Triebwerke variiert mit der Nadelposition, sodass ihr Maximum in der Neutralstellung liegt und mit stetiger Auslenkung in die Extremstellungen geringfügig abnimmt.

Mit dem Abschalten der Treibstoffzufuhr sinkt der Druck in der Brennkammer auf das Atmosphäreniveau ab. Da die Bedrückung des Geltanks aus einem Gasflaschenlager erfolgt, sinkt dieser im Laufe des Versuches ab, was sich auch auf dem Brennkammerdruck auswirkt. Insgesamt wurde der Versuch auf 2,2 Sekunden beschränkt, um sowohl die Thermalbelastungen des Prüflings, als auch die potenzielle Gefahr durch eingesetzte Treibstoffmenge bei einem Fehlverhalten zu minimieren.

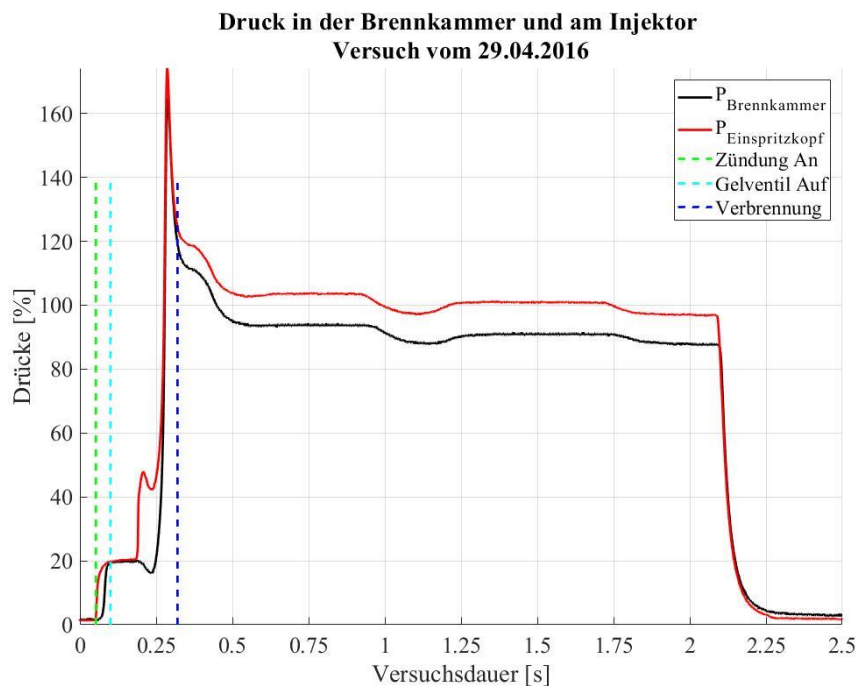


Abbildung 6.19: Gemessene Drücke am Injektor und in der Brennkammer

Bei der Betrachtung des resultierenden Schubverhaltens in Abbildung 6.20, werden starke Schwingungen in den Messwerten sichtbar. Da keine Druckschwankungen in der Brennkammer, bzw. vor dem Injektor festzustellen sind, deuten diese auf eine mechanisch bedingte Resonanzfrequenz des Prüfstandaufbaus im Bereich von 20 – 21 Hz hin.

Die erste Schubspitze ist auf das Einleiten der Nadelbewegung und auf den Anfahrvorgang mit einer Druckspitze in der Brennkammer zurückzuführen. Eine deutliche Abweichung in der Nadelposition vom programmierten Verlauf ist dabei nicht zu sehen.

Bei der Betrachtung von Messwerten in der Neutralstellung ist eine Schubabweichung zwischen dem resultierenden und dem anzustrebenden Schub zu erkennen. Diese liegt im Bereich von ca. 9 % des Maximalschubes und resultiert in erster Linie aus zwei konstruktiv bedingten Aspekten: Dem mechanischen Spiel zwischen den kinematischen Komponenten und den Ungenauigkeiten in der relativen Position der engsten Düsenhalsquerschnitte beider Triebwerke zur gemeinsamen Düsenadel. Im Rahmen der durchgeführten Versuche stand die Regelung des Prüflings auf einen bestimmten vorgegebenen Schub nicht im Vordergrund, sodass hier keine Erfahrungswerte vorliegen.

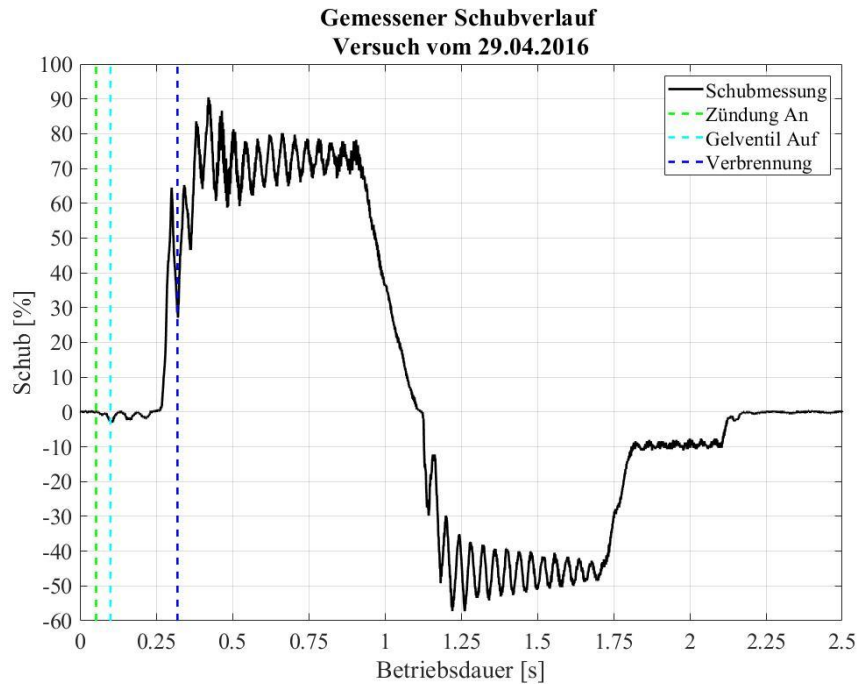


Abbildung 6.20: Gemessener Schubverlauf, Heißgasversuch Nr. 1

Für die Abschätzung der Strömungsverhältnisse in der Düse wurden mehrere Drucksensoren in den jeweiligen Düsen angebracht. Die Positionen der Druckmessbohrungen sind in der Abbildung 6.21 (blau markiert) dargestellt. Die Ebenen der Messpositionen liegen in axialer Düsenrichtung zwischen dem Düsenhals und dem Düsenendquerschnitt bei jeweils einem und zwei Dritteln der gesamten Düsenlänge L .

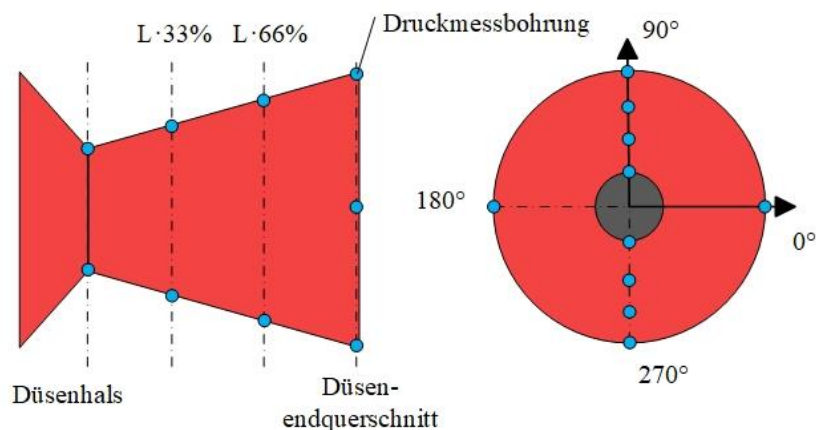


Abbildung 6.21: Positionen der Druckmessbohrungen an den Düsen des Prüflings

Die Abbildung 6.22 zeigt die gemessenen und normierten statischen Drücke entsprechend der Definition in Abbildung 6.21. Aus Symmetriegründen wären gleiche Tendenzen in den Druckverläufen beider Düsen zu erwarten. Im geöffneten Zustand der Düse Nr. 1 (Betriebsdauer 0,5 s bis 1,0 s) zeigt der Drucksensor an den Positionen $L \cdot 66\%$ bei 90° , einen höheren statischen Druck an, als der Sensor $L \cdot 66\%$ bei 270° . Beim Öffnen der zweiten Düse (Betriebsdauer 1,25 s bis 1,75 s) zeigt der Sensor an

der Position $L \cdot 66\%$ bei 270° jedoch einen höheren statischen Druck an, als der gegenüberliegende Sensor.

Die Auswertung der Druckmessungen kann somit nicht als ein eindeutiger Beleg für eine unsymmetrische Strömungsverteilung gewertet werden, da keine konsistente Richtungstendenz in der Druckverteilung festzustellen ist. Als Ursache können hierfür mehrere Faktoren verantwortlich sein:

- Ungenaue Positionierung der Druckmessbohrungen in den Düsen;
- Veränderung der Geometrie der Messbohrungen durch Abplatzen oder Deformation an der Oberfläche des thermalen Isolationsmaterials;
- Verstopfung der Druckmessbohrungen durch Ruß oder Isolationsmaterial;
- Montage- und Integrationsungenauigkeiten der Düsenadel relativ zu den Triebwerksdüsen;
- Falsches Anschließen der Drucksensoren an das Datenerfassungssystem.

Abgesehen von den Druckmessungen in der Düse, konnten die gestellten Erwartungen an die Ergebnisse des ersten Versuches vollständig erfüllt werden. Die Werte für den gemessenen Schub haben sowohl eine lineare Positionsabhängigkeit nachgewiesen, als auch den angestrebten Wertebereich. Die aufgetretene Nadellast, welche indirekt aus den Werten des gemessenen Motorstroms abgeschätzt werden konnte, lag im unteren Bereich der vorherberechneten Werte.

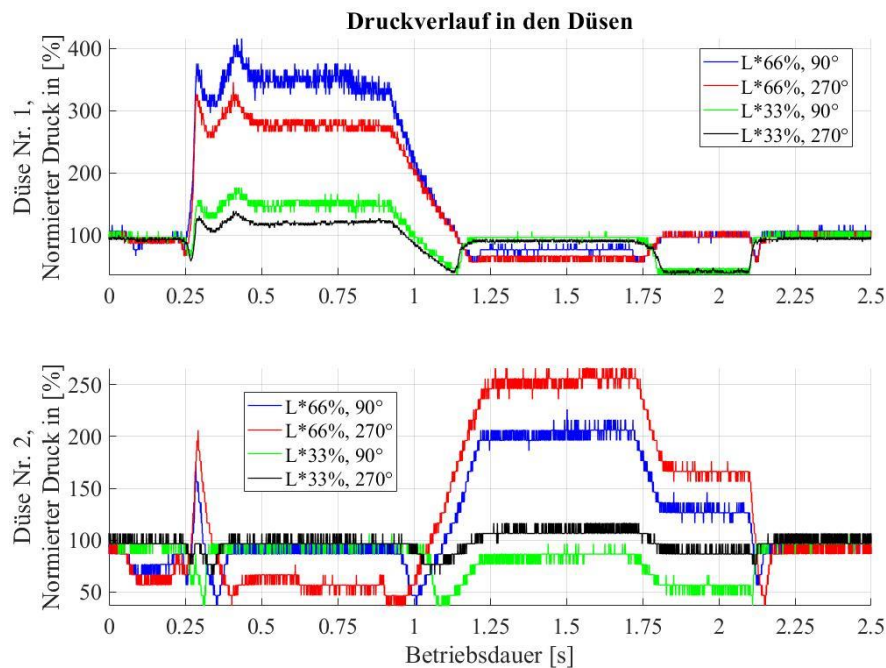


Abbildung 6.22: Normierte Druckverläufe in den Düsen, Heißgasversuch Nr. 1

Bei einer optischen Inspektion des Prüflings konnten keine Beschädigungen infolge von Thermallasten festgestellt werden. Die Druckmessung des Leckagemassenstroms hinter der ersten Dichtungskaskade weist einen geringen Druckanstieg während der Zündung auf, dieser flacht sich jedoch im Laufe des Triebwerkbetriebes auf Werte im Bereich des unbedrückten Zustandes ab.

Anhand der gewonnenen Ergebnisse wurde mit nachfolgenden Versuchen ohne Änderungen im Aufbau oder Stellsequenz fortgeführt. Auf eine Anpassung des Zündvorgangs zur Vermeidung der Druckspitze wurde aufgrund hoher Sicherheitsfaktoren der Konstruktion in den nachfolgenden Tests verzichtet.

6.2.2 Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 2

Im zweiten Versuch wurden die Vorgaben an die Stelldynamik, insbesondere bezüglich der Stellgeschwindigkeit des Elektromotors hin zu seinen Maximalwerten, erhöht, um das Verhalten unter

Extrembedingungen zu untersuchen. Neben dem Verfahren des Motors in die vollen und halben Extremstellungen kam die Vorgabe kleine Auslenkungen der Nadel in sehr kurzen, vorgegebenen Stellzeiten zu erreichen hinzu. Mit dieser Forderung sollten durch einen Stoßimpuls Schwingungen am Prüfstand angeregt, gemessen und analysiert werden. Zusätzlich wurde der Förderdruck des Gels auf das operationell angeforderte Niveau gehoben. Dieser Versuch wurde genauso wie der erste mit einem unterbilanzierten, „kalten“ Gel durchgeführt, wobei die Versuchsdauer auf 4 s angehoben wurde.

Die Abbildung 6.23 zeigt den Vergleich zwischen den Nadelpositionen im Trocken- und Heißlauf der vorprogrammierten Sequenz. Ähnlich wie im Heißgasversuch Nr. 1, sind hier deutliche Abweichungen zwischen den gemessenen Positionen zu sehen. Diese resultieren sowohl aus dem mechanischen Spiel als auch aus der elastischen Verformung der Komponenten und liegen ca. 7 % oberhalb der vorgegebenen Werte. Die höheren Abweichungen im Vergleich zum Versuch Nr. 1 sind auf einen höheren Brennkammerdruck und auf eine plastische Verformung der Schnittstellenkomponenten (Passfeder, Spindel und Spindelmutter) zurückzuführen. Im Anhang 34 sind einzelne Druckspitzen der normierten Brennkammerdrücke während der Zündung und des operationellen Betriebes, beim Verfahren der Nadel in Extrempositionen zu sehen. Die minimale Dauer zum Verfahren der Nadel aus der neutralen in die extreme Position liegt im Bereich von 50 ms und ist allein durch die maximale Drehgeschwindigkeit des Motors beschränkt.

Der Vergleich der Motorströme im Trocken- und Heißlauf zeigt, dass erst bei einer Vorgabe der Motordrehgeschwindigkeit, welche die maximal realisierbaren Werte übertrifft, der Motor kontinuierlich beschleunigt, ohne seine Position zu korrigieren. Dieses Verhalten ist deutlich am Ende des Versuches (213,8 – 214,4 s), bei Ausführung kleiner Auslenkungen zu erkennen, siehe Anhang 35 – Vergleich normierter Motorströme aus dem Trocken- und Heißtest Nr. 2. Der Motor erreicht im Versuch nicht die volle Belastungsgrenze, sodass die benötigten Motorströme bei ca. 80 % der Maximalwerte liegen.

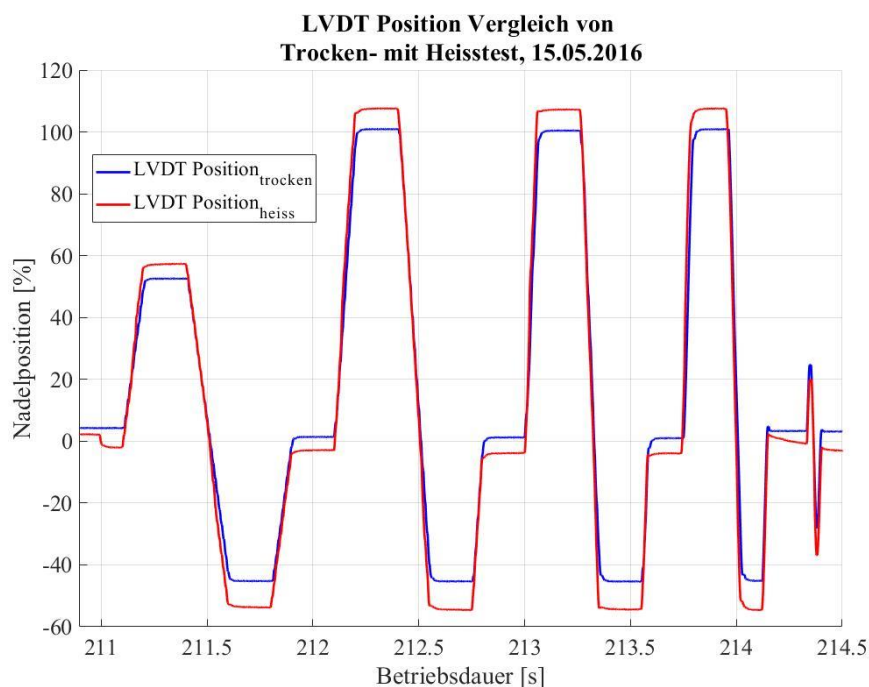


Abbildung 6.23: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 2

Wie im Heißgasversuch Nr. 1, wird in der Neutralstellung der Nadel ein Schub von ca. -8 % des nominellen Wertes gemessen. Insgesamt werden gemittelte Maximalschubwerte von bis zu ca. 90 % gemessen (3,1 s – 3,3 s), wobei der Prüfstand in Schwingungsresonanz gebracht wird. Nach jedem Schubkommando erfolgt eine Schwingungsanregung, welche über die Zeit durch die Versuchsanordnung lediglich geringfügig gedämpft wird.

Die Messung des Leckgedruckes zeigt lediglich beim Anfahren des Triebwerkes einen Peak an und fällt anschließend auf das Niveau des Umgebungsdruckes herab. Bei diesem Verhalten ist von einem Verstopfen der Leckagestellen durch unverbrannten Treibstoff oder abgeplatzte Partikel des Isolationsmaterials auszugehen.

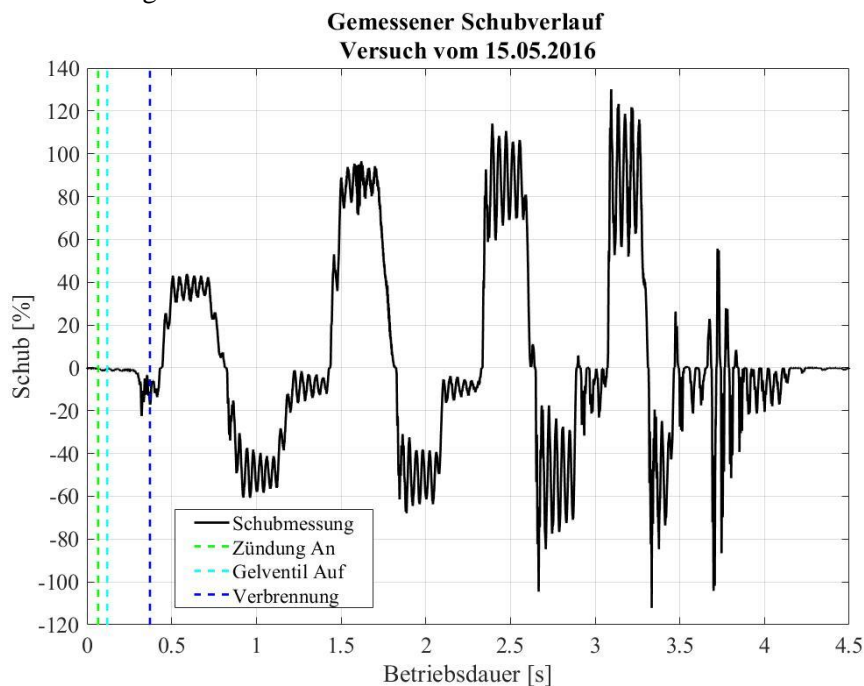


Abbildung 6.24: Gemessener Schubverlauf, Heißgasversuch Nr. 2

Die Druckmessungen in den Düsen zeigen ein vergleichbares Verhalten wie im Heißgasversuch Nr. 1. Insgesamt wurden alle Versuchsziele erreicht. Bei optischen Prüfungen waren keine Beschädigungen des Isolationsmaterials feststellbar. Die Resonanzschwingungen des Prüfstandaufbaus an der Schubmessdose haben dabei gezeigt, dass eine aktive Regelung des Triebwerkes basierend auf den Schubdaten große Herausforderungen mit sich bringt, sofern diese hochdynamisch erfolgen soll.

6.2.3 Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 3

Im Heißgasversuch Nr. 3 wurden Kommandos eines typischen Lenkungsverlaufs einer pN-Navigation simuliert, siehe Abbildung 6.25. Zu Beginn einer hypothetischen Zielaufschaltung erfolgt die Zielaufschaltung und somit die erste Kurskorrektur, welche in der Sequenz zweistufig vorgegeben wurde – siehe Phase 1.1. Anschließend folgt ein Freiflug mit geringfügigen Korrekturen der Trajektorie – Phase 1.2. Im Endanflug – Phase 1.3 wird der Restversatz einer Bahnabweichung korrigiert. Die Abschnitte 2.1 bis 2.3 stellen den in ihrer Wirkrichtung gespiegelten Verlauf der Phasen 1.1 bis 1.3 dar. Im letzten Sequenzabschnitt (Phase 3) wurde ein Sinussignal mit einer sich verringernden Frequenz und Amplitude vorgegeben. Dabei sollte nach potenziellen Resonanzfrequenzen des Systems neben der bereits bekannten Prüfstandfrequenz gesucht werden.

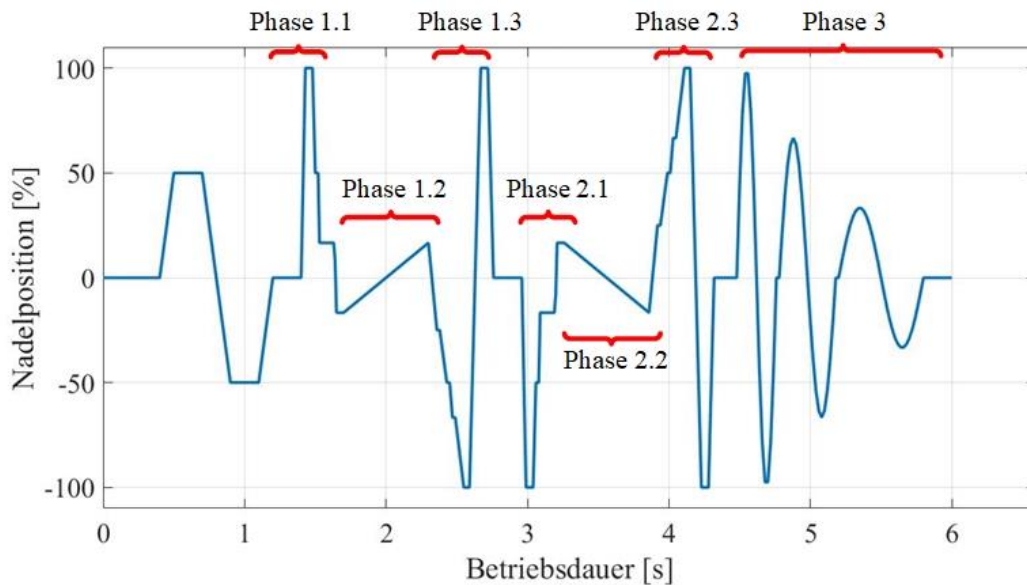


Abbildung 6.25: Sequenzaufteilung, Heißgasversuch Nr. 3

In der Abbildung 6.26 sind die Verläufe des Trocken- und Heißgasversuches dargestellt. Im Gegensatz zu den ersten zwei Versuchen, wurde in diesem Versuch zum ersten Mal das optimal bilanzierte, „heiße“ Gel eingesetzt, um die vollständige Leistungsfähigkeit des Prüflings zu ermitteln. Zusätzlich wurde die Masse des pyrotechnischen Initialzünders herabgesetzt, um die Druckspitze in der Brennkammer am Anfang des Betriebes etwas abzumindern. Die Versuchsdauer wurde auf 6 s erhöht.

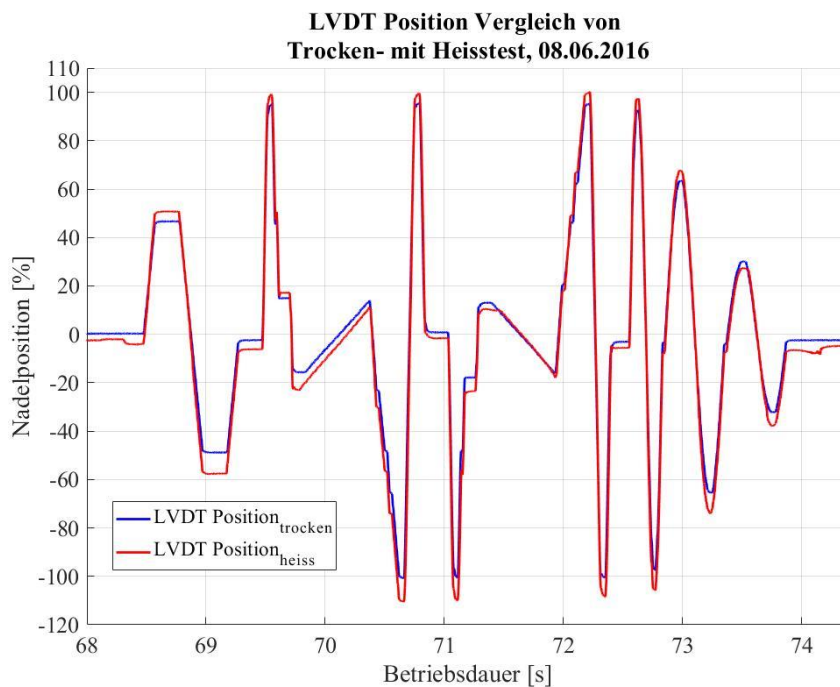


Abbildung 6.26: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 3

Die Abweichungen zwischen den erreichten Auslenkungen der Nadel im Trocken- und Heißtest liegen bei min. -9,8 % in der negativen und max. 4,8 % in der positiven Richtung. Die stetige Erhöhung der relativen Abweichungen vom Versuch Nr. 2 zum Versuch Nr. 3 deutet auf eine plastische Verformung, bzw. eine Vergrößerung des mechanischen Spiels hin, da zwischen den Versuchen der Brennkammerdruck nahezu konstant gehalten wurde. Anzumerken ist die Tatsache, dass die Druckspitzen in der Brennkammer mit den Auslenkungen der Düsenadel, welche über die

vorgesehenen Bereichs hinausgehen, korrelieren, vgl. Anhang 36 und Abbildung 6.26. Die minimale Stellzeit der Nadel von der Neutral- bis zur Extremposition liegt bei 46 ms.

Die Abbildung 6.27 zeigt den gemessenen Schubverlauf des Versuches Nr. 3. Genauso wie in den ersten beiden Versuchen liegt ein Schubversatz in der neutralen Position vor. Dieser beträgt ca. 10 % des Nominalschubes am Anfang und vergrößert sich auf ca. 13 % am Ende des Versuches. Neben der stetigen Erhöhung der Abweichungen in den Nadelauslenkungen deuten diese Werte auf eine Vergrößerung der plastischen Deformation der Konstruktion hin.

Obwohl die Stellgeschwindigkeiten in beiden Abschnitten der pN-Simulation gleich vorgegeben wurden, koppelt die Prüfstandstruktur im ersten Abschnitt wesentlich stärker ein, als im zweiten. Dies kann mit der einseitig vorgespannten Anordnung und einem mechanischen Spiel in der Aufhängung erklärt werden, da die Schwingungen vorzugsweise bei der Bewegung der Nadel in positiver Richtung auftreten.

Die Ergebnisse des dritten Versuches liegen im erwarteten Wertebereich, mit Ausnahme der sich vergrößernden Abweichungen in den Extremstellungen der Nadel, sowie des Schubes. Die Messungen der Leckage während des Versuches zeigen eine stetig steigende Tendenz. Im Gegensatz zum Versuch Nr. 2 erfolgt hier kein Verstopfen der ersten Dichtungskaskade. Die gemessenen Leckagedrücke liegen jedoch im unteren, einstelligen Prozentbereich, bezogen auf den nominellen Brennkammerdruck. Somit kann die Leckage vernachlässigt werden.

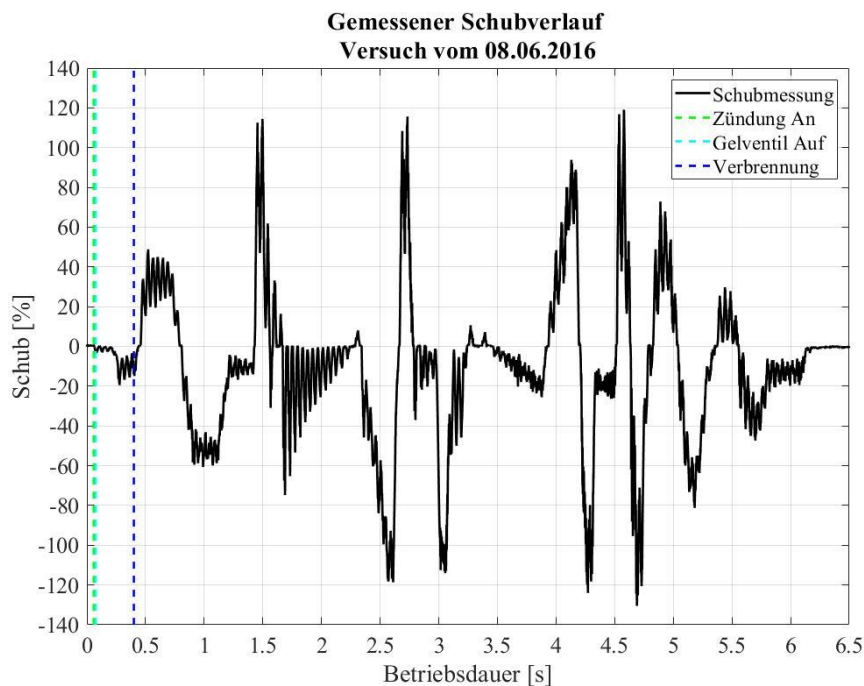


Abbildung 6.27: Gemessener Schubverlauf, Heißgasversuch Nr. 3

6.2.4 Ergebnisse des Heißgasversuches Nr. 4

Im vierten Heißtest wurde eine Sequenz vorprogrammiert, mit welcher eine kontinuierliche Betriebsweise des Triebwerkes simuliert werden sollte, siehe Abbildung 6.28. Zusätzlich sollten Daten für die Validierung der Regelungsalgorithmen des Aktuator-systems aufgenommen werden [107]. Im Positionsvergleich zwischen dem Trocken- und Heißtest sind Messabweichungen lediglich in der positiven Richtung zu erkennen. Dies liegt an der Kalibrierungsmethode der Nadel, bei welcher das Anfahren der neutralen Position von einer Seite aus, das mechanische Spiel vollständig kompensiert. Beim Umkehren der Bewegung muss das vorhandene Spiel jedoch zuerst überwunden werden, bevor eine kraftschlüssige Verbindung zwischen den mechanischen Komponenten entsteht. Die mechanische Abweichung zwischen den gemessenen Positionen liegt im Bereich von ca. 10,3 % der gesamten

Nadelauslenkung während und bei ca. 15 % am Ende des Betriebes. Dies deutet auf eine progressive plastische Verformung und eine Ermüdung der mechanischen Bauteile hin.

Der Schubverlauf im Versuch Nr. 4 zeigt besonders in den Referenzabschnitten der Sequenz (0,5 – 1,5 s) deutliche Schwingungen auf, dessen Amplitude oberhalb der gemessenen Werte der vorhergehenden Versuchen liegt – Abbildung 6.29. Als Ursache für die Oszillationen kann die Kombination aus dem mechanischen Spiel und der abweichenden Neutralstellung genannt werden, mit welchen keine stabile Lage bei kleinen Nadelauslenkungen aufrechterhalten werden kann.

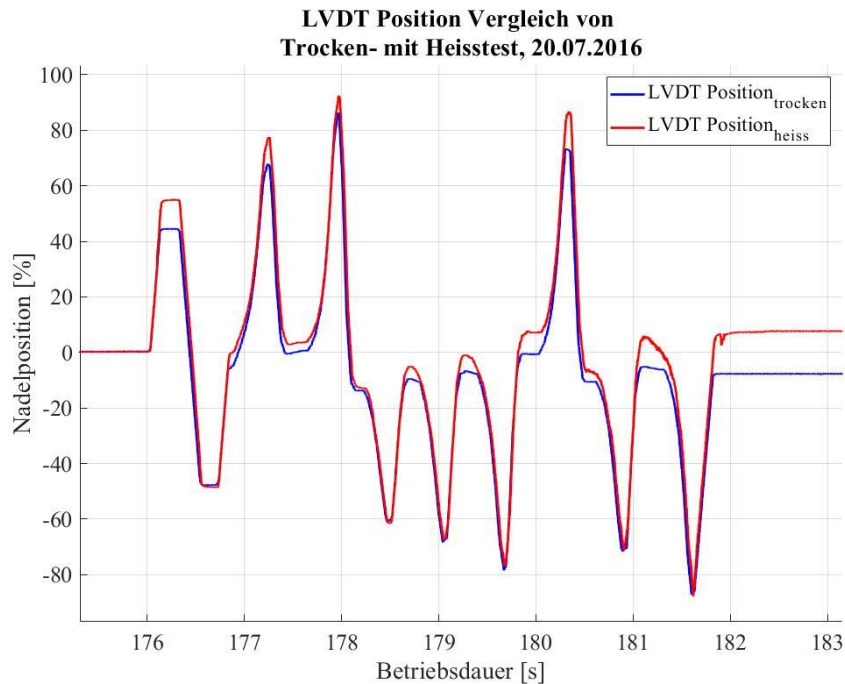


Abbildung 6.28: LVDT-Positionsvergleich zwischen dem Heiß- und Trockentest Nr. 4

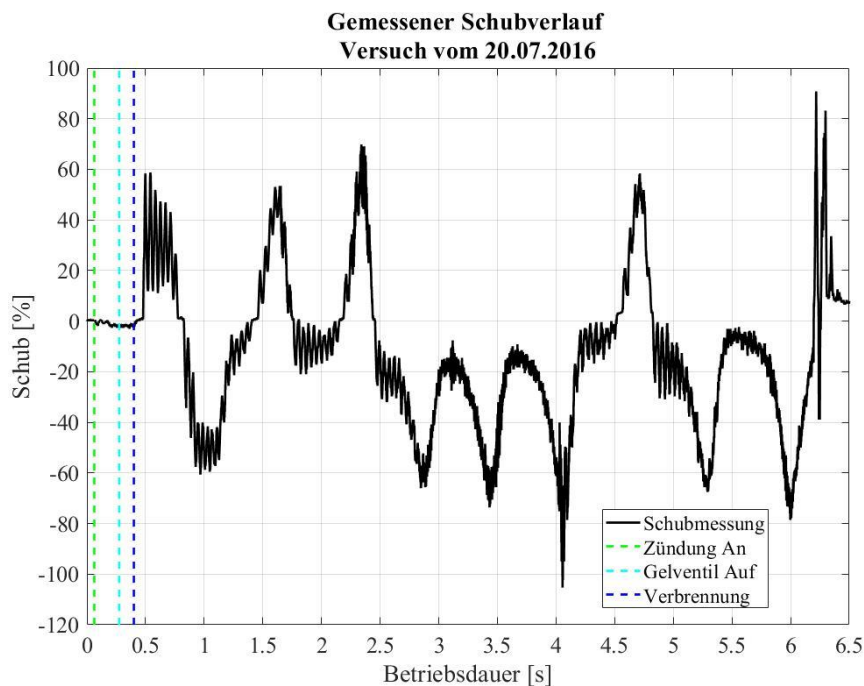


Abbildung 6.29: Gemessener Schubverlauf, Versuch Nr. 4

Wie am Ende des Schubverlaufes in Abbildung 6.29 deutlich zu sehen ist, erfasste der Schubsensor eine abrupte Schuberrhöhung bei ca. 6,2 s. Diese resultierte aus dem Platzen einer Zuleitung und einem

Austreten von Resttreibstoffen aus der Brennkammer. Da die unverbrannten Treibstoffmengen verhältnismäßig klein waren, konnten keine weiteren Schäden am Prüfling oder dem Prüfstand festgestellt werden. Mit der nachfolgenden Demontage und Inspektion konnte ermittelt werden, dass der Grund des Versagens in der abgenutzten Thermalisolation auf der Innenseite der Zuleitung lag. Im Vorfeld wurde diese Stelle als am meisten gefährdet eingestuft, da hier die Strömung aus der Brennkammer in das Plenum umgelenkt wird. Der Temperatursensor, welcher am äußeren Krümmungsradius der Zuleitung angebracht war, registrierte eine Temperatur von > 1000 K, zum Zeitpunkt des Versagens.

Aufgrund der entstandenen Verformungen einzelner Komponenten hinsichtlich des mechanischen Spiels, wurden keine weiteren Versuche mit dem Heißgasdemonstrator durchgeführt. Mit den gewonnenen Ergebnissen konnten jedoch sowohl die gewählten Auslegungsmethoden, als auch die Hilfstoos validiert werden, vor allem unter Berücksichtigung der Tatsache, dass die Gesamtzeit aller Versuche die nominelle Betriebsdauer des DAC-Systems in einem operationellen Fall deutlich überschritten hat.

6.3 Analyse und Schlussfolgerungen aus den Simulationen und Versuchen

Das Reaktionsverhalten der ausgewählten und untersuchten Systeme kann anhand von mehreren Parametern unterschieden und gegeneinander verglichen werden. Zu diesen gehören:

- Stellzeit des Aktuators / Triebwerkes;
- Reproduzierbarkeit der Stellkommandos als Reaktion auf sich verändernde Betriebsbedingungen (bspw. Erhöhung der Reibungskräfte durch Veränderung der Form- und Lagetoleranzen infolge von Thermalbelastungen, Ablagerungen);
- Regelungsfähigkeit des Aktuators / Triebwerkes und damit verbundene Korrekturmöglichkeiten des eingestellten Schubwertes;
- Systemkomplexität hinsichtlich zusätzlicher notwendiger Versorgungssysteme und Aktuatoren;
- Systemmasse und Skalierungsfähigkeit.

Das pneumatische Antriebssystem erreicht sowohl in den Simulationen, als auch bei den Versuchen die kürzesten Stellzeiten. Insbesondere bei diskreter Arbeitsweise der Aktuatoren lassen sich Schaltzeiten von 7 bis 12 ms erreichen. Beim Anfahren von Zwischenpositionen sind höhere Stelldauern, im Bereich von ca. 15 bis 20 ms erforderlich, da hier die erreichte Nadelgeschwindigkeit nicht durch einen mechanischen Anschlag, sondern Gas- und Reibungskräfte abgebaut werden muss. Ebenfalls muss berücksichtigt werden, dass gleiche Zeitdauern zum Zurückfahren der Nadel in die Ausgangsstellung benötigt werden. Im Rahmen der Versuche wurden keine Sequenzen zur Maximierung der Stellfrequenz des pneumatischen Triebwerkes durchgeführt. Grundsätzlich besteht hier jedoch Optimierungspotential, da die Schaltdynamik der Ventile deutlich schneller ist, als die der Düsenadel. Insbesondere stellt das Anfahren bestimmter Positionen aus einer Zwischenstellung eine Möglichkeit zum Erhöhen der Stellfrequenzen dar.

Die Stellzeit des elektromechanischen ACV-Demonstrators liegt im Bereich von ca. 50 ms zum Erreichen von Extrempositionen. Hier muss jedoch angemerkt werden, dass bei der Simulation des elektromechanischen Referenz-DAC-Systems keine optimalen Regelungsansätze angewandt wurden, sodass hier weiterer Optimierungspotential besteht. Davon unabhängig ist eine Verringerung der Stellzeiten entweder durch die Reduktion der Nadellast oder durch eine Erhöhung von Motorspannung, bzw. -strom erreichbar.

Hinsichtlich der Reproduzierbarkeit von Stellkommandos kann hier das elektromechanische System deutlich präzisere Systemantworten erbringen sofern mechanische Spielfreiheit zwischen einzelnen Komponenten vorliegt. Dies ist auf eine aktive Positionsregelung zurückzuführen, da jede Nadelstellung unabhängig vom jeweiligen Systemzustand angefahren werden kann.

Versuche mit pneumatischen Systemen haben ebenfalls einen hohen Grad an Reproduzierbarkeit der Nadelposition gezeigt, jedoch konnte dies lediglich aus einer definierten Ausgangsstellung und bei einem bestimmten Triebwerkszustand erreicht werden. Der Stick-Slip-Effekt, welcher sich durch eine

Änderung der Haft-, bzw. Gleitreibungskräfte äußert, überlagert sich mit den Steuerkräften in den Druckkammern und beeinflusst so entscheidend die Nadeldynamik. Dadurch wird das Ansprechverhalten des Triebwerkaktuators, bzw. die Präzision beim Erreichen einer vorgegebenen Nadelposition geändert. Die Dynamik der Nadelbewegung hängt somit stark von operationellen Parametern, insbesondere der Temperatur des Triebwerkes und des Arbeitsmediums ab. Dies wiederum macht die Regelung eines proportionalen pneumatischen Aktuators schwierig, bzw. erfordert intensive Versuchsserien an der Hardware, um genaue Systemantworten bei definierten Betriebsbedingungen zu ermitteln, und den operationellen Einsatz zu ermöglichen. Hinsichtlich der Regelungsmöglichkeiten kann bei proportionaler Arbeitsweise ein erweitertes Pulsweiten-Modulationsverfahren eingesetzt werden, wobei hier nicht nur die Impulsdauer, sondern auch die Amplitude der Nadelauslenkung, bzw. des Schubes eingestellt werden kann. Durch das Einführen von mehreren diskreten Steuerventilen, oder alternativ Servo-Ventilen werden zusätzliche Freiheitsgrade in der Ansteuerung des Triebwerkes bereitgestellt, sodass Nachteile gegenüber einem elektromechanischen System minimiert werden. Diese müssen dabei parallel angeschlossen werden, um weitere Totzeiten zu vermeiden.

Elektromechanische Aktuatorssysteme weisen im Vergleich zu pneumatischen Antrieben wesentlich bessere Regelungseigenschaften im kontinuierlichen Betrieb auf. Aufgrund ihrer niedrigen Leistungsdichte, erfordern diese jedoch höhere Strukturmassen bei einer reduzierten Stelldynamik. Nichtsdestotrotz muss im Designauswahlprozess als Erstes die zu bewältigende Nadellast zusammen mit den Stellzeiten ermittelt werden, um in der späteren Entwicklung die optimale Aktuator-technologie identifizieren zu können. Einen eindeutigen Vorteil der elektromechanischen Technologie gegenüber pneumatischen Aktuatoren mit diskreten Steuerventilen stellt die Möglichkeit dar, den eingestellten Schub des Triebwerkes zu korrigieren, ohne dabei die Ausgangsposition anfahren zu müssen.

Das Vorhandensein eines mechanischen Spiels in der Kinematik führt insbesondere bei der Zündung des Triebwerkes zu Störmomenten und Querschüben, welche in der Regelung des Flugkörpers berücksichtigt werden müssen. Diese Problematik tritt im Speziellen bei Konstruktionen mit gekoppelter Nadelausführung auf und ist durch eine mechanische Arretierung der Nadel während des Anfahrens zu beseitigen, was jedoch eine zusätzliche sicherheitskritische Komponente erfordert. Der Ansatz, Auswirkungen des mechanischen Spiels auszuregulieren, führt unvermeidlich zu zeitlichen Verzögerungen in der Vorgabe effektiver Schubvorgaben. Somit müssen jegliche konstruktiven Ungenauigkeiten in zukünftigen Entwürfen minimiert werden.

Hinsichtlich der mitzuführenden Ressourcen für das pneumatische Antriebssystem beschränken sich diese lediglich auf das zu verwendende Arbeitsfluid. Im Fall der Nutzung vom DACS-Heißgas, müssen zwar die Steuerventile auf den kurzzeitigen Betrieb unter diesen Bedingungen hin entworfen werden, das Heißgas steht jedoch mit dem Anfahren des Motors in ausreichender Menge zur Verfügung. Alternativ muss ein weiterer Kaltgas-Hochdruckbehälter mitgeführt werden, um kommerzielle Ventile ohne konzeptionelle Änderungen verwenden zu können.

Nicht zu unterschätzen sind die notwendigen Ressourcen für den Betrieb elektromechanischer Aktuatoren. Neben der eigentlichen Aktuatormasse, müssen Spannungen von 200 V und Ströme im Bereich zwischen 40 und 50 A bereitgestellt werden. Diese erfordern Energiequellen und Leistungselektroniken, welche in ihrer Masse und Volumen, den Aktuatoren gleichgesetzt werden können. Zusätzlich müssen elastische mechanische Endanschläge im elektromechanischen System vorgesehen werden, um den Motor und das Getriebe in den Extremstellungen nicht zu beschädigen. Dementsprechend liegen die Systemmassen und Dimensionen des elektromechanischen Systems deutlich über denen der pneumatischen Aktuatoren. Insbesondere ist hier anzumerken, dass eine Positionierung aller vier Triebwerke in einer axialen Flugkörperebene sich mit pneumatischen Aktuatoren deutlich einfacher gestaltet als bei elektromechanischen Systemen. Dies ist auf die notwendige mechanische Anbindung der Düsenadel mit dem Aktuator zurückzuführen.

Für einen operationellen Betrieb in einem FK muss das Triebwerk und seine Komponenten entsprechend skaliert werden. Höhere Stellkräfte der Düsenadel erfordern bei pneumatischen Aktuatoren größere Kolbenflächen und führen somit zu größerem Volumen der Steuer- und Ausgleichskammer. Um die vorgegebenen, kurzen Stellzeiten des Triebwerkes zu realisieren, müssen Steuerventile bei gleichen Schaltzeiten höhere Volumenströme durchlassen. Dies wiederum ist bei

Beibehaltung der gleichen Ventiltechnologie nicht möglich, sodass entweder diese auf eine leistungsstärkere Technologie geändert wird, oder mehrere schnellschaltende Ventile parallel angeschlossen werden. Eine mögliche Potentialsteigerung kann bspw. durch die Verwendung von sog. *Rapid Reaction Valves* der Firma *GSR Ventiltechnik GmbH & Co. KG* erreicht werden, da hier zum Öffnen und Schließen des Ventils die Masse des eigentlichen Dichtungskörpers sehr niedrig ist [85].

Bedingt durch die pyrotechnische Zündung entstehen beim Starten des DAC-Systems hohe Anfahrdrücke, welche zu einem Überschreiten des operationellen Druckes um ca. das 1,7-fache bei offenen Düsenhalsquerschnitten führen. Dies erfordert auf Seiten der Flughardware entsprechende Sicherheitsfaktoren bei der Gestaltung der Brennkammer und Zuleitungen. Um den Brennkammerdruck während der Zündung nicht weiter zu erhöhen, darf die Nadel im Anfahrprozess nicht aus der Stellung des offenen Düsenhalses bewegt werden.

Zu den kritischen Aspekten bei Entwicklung und Betrieb von Feststoff-Querschub- und Lageregelungssystemen gehört in erster Linie die Notwendigkeit einer hohen Leistungsdichte der Aktuatoren. Diese wird umso wichtiger, je größer und schwerer der eigentliche Flugkörper wird, da somit höhere Schübe angefordert werden und größere Nadellasten bewältigt werden müssen. Ein weiterer Aspekt bezieht sich auf die notwendige hochfrequente Datenerfassung der Triebwerkszustände und eine noch schnellere Datenverarbeitung und Regelung auf Basis der vorhandenen Stellgrößen des Systems. Im Rahmen der Versuche mit dem pneumatischen Aktuator wurde gezeigt, dass die Vorgabe von Stellgrößen in 1 ms Schritten zwar eine stufenartige Schubregelung ermöglicht, diese sich jedoch auf wenige Stellungen beschränkt. Eine höhere Flexibilität beim Anfahren von Schub- und Positionseinstellungen kann nur mit höheren Schaltfrequenzen, bzw. einer schnelleren Datenverarbeitung erreicht werden. Frequenzen zur Datenerfassung und Signalbereitstellung von > 1 kHz müssen bei der Konzipierung von Prüfständen und operationeller Hardware berücksichtigt werden.

Des Weiteren muss die Betrachtung des resultierenden Schubes eines DACS-Triebwerkes als Regelgröße, diskutiert werden. Im Prüfstandbetrieb werden auf den Schubbock mit seiner eigenen Resonanzfrequenz, Schwingungen induziert, welche wiederum von der Kraftmessdose aufgezeichnet werden. Das, durch die Schwingungen des Prüfstandes, verfälschte Signal, muss somit gefiltert werden, um für die weitere Datenverarbeitung im Regelkreis verwendet zu werden. Beim Fehlen eines schnellen Datenerfassungssystems und der Anwesenheit von Totzeitgliedern in der Signalverarbeitung, stellt die Schubregelung eine große Herausforderung im Prüfstandbetrieb dar. Das Steuerungs- und Regelungsverhalten wird zusätzlich durch die konische Ausführung der Nadelspitze erschwert, wie sich in Versuchen mit dem pneumatischen Aktuator gezeigt hat. Dies ist besonders bei niedrigen Schüben zu beobachten, da in diesem Bereich der Gradient des Schub-Nadelposition-Verlaufes seine maximalen Werte annimmt. In der Entwicklung des elektromechanischen Demonstrators wurde dies durch die konkave Ausführung der Nadelspitze berücksichtigt. Dieser Aspekt muss auch im Entwurf nachfolgender DAC-Systeme beachtet werden.

Bei Weiterentwicklung des pneumatischen Aktuator-Konzeptes, muss der konstruktive Entwurf eines operationellen Systems so ausgeführt werden, dass die notwendigen mechanischen Toleranzen unter der thermischen Ausdehnung der Komponenten eingehalten werden. Die Dichtungen sollten dabei eine hohe Flexibilität und Robustheit bei der Bewegung aufweisen und bspw. aus Graphit ausgeführt werden. Nach einem erfolgreichen Funktionsnachweis des vorhandenen Entwurfes kann die Nadelgeometrie im Plenum so verändert werden, dass die resultierende Kraftwirkung zum Schließen des Düsenhalses führt und damit die Ausgleichskammer überflüssig macht. Dadurch kann die Längsausdehnung der Konstruktion verringert werden, was ein Unterbringen einzelner Triebwerke in einer Ebene erleichtert.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Die aktuelle internationale Lage erfordert eine intensivere Betrachtung der Raketenabwehr in Deutschland und Europa. Die vorliegende Arbeit stellt einen Beitrag zu einer Vielzahl von Studien in diesem Bereich dar und ergänzt die vorhandenen Informationen um neue Gesichtspunkte. Die Diskussion einzelner technischen Aspekte dient in erster Linie dem Aufbau von Knowhow und fungiert als ein notwendiger, bereits vorhandener, Grundstein, falls sich der Bedarf für die Anwendung dieser Technologie ergibt.

Ausgehend von einem angenommenen generischen Bedrohungsszenario wurden im Rahmen der Arbeit Anforderungen an einen Abwehrflugkörper, sowie sein Querschub- und Lageregelungssystem definiert. Anhand dieser Daten wurde ein generischeres Flugkörperkonzept erstellt, welches eine Grundlage für die nachfolgenden Betrachtungen des DAC-Systems definiert hat.

In den Betrachtungen des Querschub- und Lageregelungssystems wurde ein Konzept zur Änderung des Düsenhalsdurchmessers erarbeitet und basierend auf den vorgegebenen Leistungsanforderungen, dimensioniert. Anhand operationeller Betriebsbedingungen des Triebwerkes mit einem variablen Düsenhals wurden die notwendigen Leistungen eines Aktuators ermittelt und zwei Lösungskonzepte erarbeitet. Zum Arbeitsumfang gehörten sowohl vereinfachte analytische und numerische Betrachtungen als auch die experimentelle Bewertung einzelner Lösungskonzepte, inklusive Realisierung der Prüflinge und Testumgebung.

Die Ergebnisse der durchgeführten Simulationen verdeutlichen den signifikanten Einfluss der Dynamik von DAC-Systemen auf das Verhalten generischer Flugkörperentwürfe. Mit steigenden Höhen und fallenden FK-Geschwindigkeiten verliert die Aerodynamik gegenüber den reaktiven Kräften eines DAC-Systems deutlich an Wirkung, was die Notwendigkeit von Querschub- und Lageregelungssystemen bestätigt.

Unter strenger Betrachtung der im Kapitel 2.3.3 gestellten Anforderungen an das Design des Aktuators eines Feststoff-DAC-Systems erfüllt weder die elektromechanische noch die pneumatische Technologie die notwendigen Bedingungen vollständig. Nichtsdestotrotz kommt der Entwurf des pneumatischen Aktuatoriums diesen sehr nahe und kann nach dem Beseitigen aufgedeckter Nachteile bis zum operationellen Reifegrad gebracht werden. Im Rahmen der Arbeiten am pneumatischen Aktuator in Verbindung mit Querschub- und Lageregelungssystemen wurde der Aufbau und die Funktionsweise national sowie europaweit patentiert [117], [118].

Im Vergleich zum elektromechanischen Referenzsystem zeigt das pneumatische Aktuatorium eine wesentlich höhere Dynamik, welche sich bei diskreter Ansteuerung weiter steigern lässt. Insgesamt kann ein derartiges System wesentlich leichter ausgeführt werden und ermöglicht eine kompaktere Integration aller Triebwerke in einer axialen FK-Ebene. Die impulsartige Betriebsweise, bzw. Unfähigkeit das Schubniveau kontinuierlich zu ändern, stellt jedoch Herausforderungen an die Regelung der DAC-Triebwerte dar und wird durch die maximale Stellfrequenz des Aktuators beschränkt. Zur Erhöhung der dynamischen Leistungsfähigkeit in einer möglichen Weiterentwicklung des pneumatischen Systems muss der Versuch unternommen werden, diskrete durch servopneumatische Steuerventile zu ersetzen. Um die Anforderungen an höhere Stellkräfte und Stellgenauigkeiten zu realisieren, ist ein höherer Energieaufwand notwendig. Dieser Schritt kann durch einen weiteren Technologiesprung, hin zum Einsatz von Gel als Betriebsmittel, angegangen werden. Dies ist vor allem dann vorteilhaft, wenn das entsprechende Medium bereits an Bord des Fluggerätes für andere Aufgaben verwendet wird und somit vorliegt.

Literaturquellen

- [1] T. de Maiziére, *Konzeption der Bundeswehr*, Berlin: Bundesministerium der Verteidigung, 2013.
- [2] B. W. Kubbig, „Die Abwehrwaffe MEADS auf dem parlamentarischen Prüfstand,“ Leibnitz-Institut Hessische Stiftung Friedens- und Konfliktforschung (HSFK), Frankfurt am Main, 2014.
- [3] R. H. Schmucker und M. Schiller, *Fernwaffen in Entwicklungsländern*, Vorlesungsskript, Technische Universität München: Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, 2010.
- [4] National Air and Space Intelligence Center, "Ballistic and Cruise Missile Threat," Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2006.
- [5] W. Wolff, *Raketen und Raketenballistik*, Klitzschen: Elbe-Dnjepr-Verlag, 2006.
- [6] Министерство Обороны СССР, *Ракета 8К14 Техническое описание, часть 2*, Москва: Военное Издательство Министерства Обороны СССР, 1974.
- [7] P. Gallais, *Atmospheric Re-Entry Vehicle Mechanics*, Berlin Heidelberg New York: Springer-Verlag, 2007.
- [8] Y. Metsker, K. Weinand, G. Geulen and O. J. Haidn, "Analysis of generic reentry vehicle flight dynamics," in *5th European Conference for Aerospace Sciences*, Krakow, Poland, 2015.
- [9] W. J. Shattuck, "Technology and the Peacekeeper," in *AIAA Space Programs and Technologies Conference, AIAA 92-1326*, Huntsville, AL, 1992.
- [10] G. N. Lewis and T. L. Postol, "A Technically Detailed Description of Flaws in the SM-3 and GMD Missile Defense Systems Revealed by the Defense Departments Ballistic Missile Test Data," MIT Lincoln Laboratory, Massachusetts, 2010.
- [11] Department of State, "National Security Policy 1969-1972," in *Foreign Relations of the United States*, Washington, United States Government Printing Office, 2011.
- [12] H. Mark, "Defense Against Ballistic Missiles," in *30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 92-0002*, Reno, NV, 1992.
- [13] Orbital ATK, "Ground-based Midcourse Defense Boost Vehicle," *Fact Sheet*, p. 2, 07. Feb 2017.
- [14] Ballistic Missile Defense Organization, External Affairs, "Theater High Altitude Area Defense System, Fact Sheet," Defense Pentagon, Washington D.C., 2000.
- [15] Israel Aerospace Industries, "The "Arrow" Weapon System, Brochure," AIA, 2017.
- [16] J. P. Amenabar, "Semi-Empirical Approach for Missile-Seeker Sizing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. Vol. 49, no. No. 3, pp. 529-534, 2012.
- [17] J. S. Gansler, *Ballistic Missile Defense, Past and Future*, Washington D.C.: Center for Technology and National Security Policy, 2010.
- [18] G. H. Canavan, *Missile Defense for the 21st Century*, Washington, DC: The Heritage Foundation, 2003.
- [19] P. W. Doup, "Endgame analyses against a ballistic missile: a parametric study," Netherlands Organisation for Applied Scientific Research, Rijiswijk, 2005.
- [20] Department of Defense, United States of America, "Status of the Space Based Infrared System Program," Office of the Secretary of Defense, Washington D.C., 2005.
- [21] P. O'Reilly and E. Walters, "Patriot PAC-3 Missile Program - An Affordable Integration Approach," Lockheed Martin Vought Systems Corp., Dallas, TX, 1996.

- [22] Bundeswehr, Luftwaffe, „Das Flugabwehrraketensystem Patriot,“ Bundeswehr der Bundesrepublik Deutschland, 08 05 2014. [Online]. Available: <http://www.luftwaffe.de/>. [Zugriff am 27 02 2017].
- [23] N. A. Shneydor, *Missile Guidance and Pursuit, Kinematics, Dynamics and Control*, Chichester, England: Horwood Publishing Limited, 1998.
- [24] P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance, Second Edition*, Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [25] P. Zarchan, "When Bad Things Happen to Good Missiles," in *Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA 93-3781-CP*, Monterey, CA, 1993.
- [26] E. L. Fleeman, *Tactical Missile Design*, Reston, VA: AIAA Education Series, 2001.
- [27] D. V. Stallard, "What Types of Fin Servos are Suitable for Interceptor Missiles?," in *Guidance Navigation and Control Conference, 88-4088-CP*, Minneapolis, MN, 1988.
- [28] A. C. Piccirillo, "The Origins of the Anti-Ship Guided Missile," in *World Aviation Congress, AIAA 97-5652*, Anaheim, CA, USA, 1997.
- [29] S. Mobley, H. Mody, C. Graves, M. ElSherbiny and J. Trolinger, "Dual Mode Millimeter Wave/IR Seeker for Endoatmospheric Interceptors," in *Aerospace Design Conference, AIAA 92-0993*, Irvine, CA, 1992.
- [30] J. Andrzejewski and C. Wyman, "An Integrated Radiance Throughput Model for Hypersonic Interceptor Seeker Performance Evaluation," in *AIAA SDIO Annual Interceptor Technology Conference, AIAA 92-2752*, Huntsville, AL, 1992.
- [31] M. Cantrell, T. VanHorn and A. Muras, "Endoatmospheric LEAP," in *Aerospace Design Conference, AIAA 92-1215*, Irvine, CA, 1992.
- [32] M. E. DeFlumere, M. W. Fong and H. M. Stewart, "Dual Mode (MWIR and LaDAR) Seeker for Missile Defense," in *11th AIAA/MDA Technology Conference, ADM201460*, Monterey, CA, 2002.
- [33] P. Giragosian, "Aerodynamic Considerations in the Design of a Vertically Launched Advanced Interdiction Missile," in *9th Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA 82-1340*, San Diego, CA, 1982.
- [34] RAFAEL Armament Development Authority, "RAFAEL Stunner Terminal Missile Defense Interceptor," 2007. [Online]. Available: <http://www.rafael.co.il>. [Accessed 20 02 2017].
- [35] RAFAEL Advanced Defence Systems LTD., "Iron Dome Dual-Mission Counter Rocket, Artillery and Mortar and Very Short Range Air Defense System," 2017. [Online]. Available: www.rafael.co.il. [Accessed 20 02 2017].
- [36] R. Herman and J. Butler, "Subsystems for the Extended Range Interceptor (ERINT-1) Missile," in *AIAA SDIO Annual Interceptor Technology Conference, AIAA 92-2750*, Huntsville, AL, 1992.
- [37] U.S. Army Space and Strategic Defense Command, "PATRIOT Advanced Capability-3 (PAC-3) Life-cycle, Environmental Assessment," Department of the Army, Huntsville, AL, 1997.
- [38] J. Coon and W. Yasuhara, "Solid Propulsion Approaches for Terminal Steering," in *AIAA SDIO Interceptor Technology Conference, AIAA 93-2641*, Albuquerque, NM, 1993.
- [39] P. Baker and A. V. Funari, "Army Lightweight Exo-Atmospheric Projectile (LEAP)," in *Aerospace Design Conference, AIAA 92-1212*, Irvine, CA, 1992.
- [40] B. Baur, „Realitätsgetreue Simulation eines Flugkörpers zur Fehlereffektanalyse und nichtlinearen adaptiven Regelung,“ Diplomarbeit, Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, TUM, Garching, 2010.

- [41] W. B. Blake, "Missile DATCOM Users Manual," Airforce Research Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Ohio, 1997.
- [42] C. P. Pinto, J. Ramsel, K. Schmid, K. W. Naumann, H. Niedermaier and A. Thumann, "Control Characteristics of a Gel Propellant throttleable Rocket Motor," in *European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, München, 2013.
- [43] G. P. Sutton, *Rocket Propulsion Elements*, vol. seventh edition, John Wiley & Sons, Inc., 2001.
- [44] O. Knab und G. Hagemann, *Raumfahrtantriebe 1, Vorlesungsskript*, Lehrstuhl für Turbomaschinen und Flugantriebe: Technische Universität München, 2005.
- [45] D. K. Huzel and D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, vol. 147, Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [46] Y. Metsker, „Entwicklung und Konstruktion des Feststoffmotors für den experimentellen Lenkflugkörper xM-2,“ Semesterarbeit, Technische Universität München, 2013.
- [47] C. Blum, „Entwicklung eines Programms für den Entwurf von Feststoffraketenmotoren,“ Bachelorarbeit, Technische Universität München, 2012.
- [48] M. Mutschler, "Modelling and simulation of solid and liquid propulsion systems for missiles," Master Thesis, Technische Universität München, 2016.
- [49] A. Davenas, *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, 1993.
- [50] R. S. Fry, "Solid Propellant Subscale Burning Rate Analysis Methods for U.S. and selected NATO Facilities," Chemical Propulsion Information Agency, The John Hopkins University, Columbia, Maryland, 2002.
- [51] F. A. Williams, M. Barrere and N. C. Huang, *Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets*, Springfield: The Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, 1989.
- [52] P. W. M. Jacobs and H. M. Whitehead, "Decomposition and Combustion of Ammonium Perchlorate," *Chemical Reviews*, vol. 69, no. 4, pp. 551-590, 1969.
- [53] H. S. Mukunda and P. J. Paul, "Universal Behaviour in Erosive Burning of Solid Propellants," *Combustion and Flame, Elsevier Science Inc.*, vol. 109, no. 1-2, pp. 224-236, 1997.
- [54] L. Stiklorus, *Das dynamische Verhalten von Flugkörpern, Teil 1*, Oberpfaffenhofen: Carl-Cranz-Gesellschaft e.V., 1980.
- [55] N. Rott and L. Pottsepp, "Simplified Calculation of the Jet-Damping Effects," *AIAA Journal*, Vol. 2, No. 4, pp. 764-766, 15 January 1964.
- [56] D. A. Johnson, "Dual Area Nozzle Actuating Mechanical Actuation System". USA Patent 4,478,040, 23 October 1984.
- [57] J. A. Dell and C. W. Bolieau, "Dual-Thrust Nozzle Apparatus for Rockets". USA Patent 4,495,763, 29 January 1985.
- [58] R. Mastronardi and P. Bellomi, "Adjustable nozzle for a solid-propellant engine, and engine featuring such an adjustable nozzle". EU Patent EP1645747A2, 14 April 2006.
- [59] T. Le Fur, B. Debons, A. LaFond and A. Dumortier, "Compact optimal and Modulatable Thrust Device for Controlling Aerospace Vehicles". USA Patent US 6,543,717 B1, 8 April 2003.
- [60] S. G. Abel, W. F. Ryan, M. A. Pepe, P. J. Silk and D. T. Hopper, "Force Driven Hot Gas Proportional Thrust Valve". USA Patent US 6,233,919, 22 May 2001.

- [61] C. L. Cover and A. S. Drendel, "Rocket Thruster Assembly Comprising Load-Balanced Pintle Valve". USA Patent US20110179768A1, 28 July 2011.
- [62] A. Larson und N. Windborg, „Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide (ADN),“ in *Advances in Spacecraft Technologies*, Sweden, Jason Hall, InTech, FOI - Swedish Defence Research Agency, 2011, pp. 139 - 156.
- [63] H. H. Krause, „New Energetic Materials,“ in *Energetic Meterials*, Weinheim, WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2005.
- [64] G. Lengelle, J. Duterque and J. F. Trubert, "Combustion of Solid Propellants," in *Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion, RTO-EN-023*, Rhode-Saint-Genese, Belgium, 2002.
- [65] M. Y. Nagamachi, J. I. S. Oliveira, A. M. Kawamoto and R. d. C. L. Dutra, "ADN - The new oxidizer around the corner for an environmentally friendly smokeless propellant," *Journal of Aerospace and Management*, vol. 1, no. 2, pp. 153-160, 2009.
- [66] M. Fisher and M. Sharp, "Solid Rocket Propellants for Improved IM Response - Recent Activities in the NIMIC Nations," in *Advances in Rocket Performance Life and Disposal, RTO-MP-091*, Aalborg, Denmark, 2002.
- [67] Y. Metsker, „Konzipierung eines Demonstrators für eine exoatmosphärische Direkttreffer-Anwendung, Diplomarbeit,“ Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, Schrobenhausen, 2013.
- [68] U. Walter, „Systems Engineering, Vorlesungsfolien,“ Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TUM, Garching, 2010.
- [69] F. Holzapfel, Flugsystemdynamik I, Vorlesungsskript, Garching: Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, TUM, 2009.
- [70] F. Holzapfel, Flugsystemdynamik II, Vorlesungsskript, Garching: Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, TUM, 2010.
- [71] D. Gross, W. Hauger und W. Schnell, Technische Mechanik Band 1: Statik, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2006.
- [72] D. Gross, W. Hauger und W. Schnell, Technische Mechanik Band 3: Kinetik, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2006.
- [73] A. Krenik, CFD Analyse der Aerodynamik eines Flugkörpers mit Querschubsteuerung, Diplomarbeit, Darmstadt: Technische Universität Darmstadt, 2012.
- [74] R. P. Roger, "The Aerodynamics of Jet Thruster Control for Supersonic/Hypersonic Endo-Interceptors: Lessons Learned," in *37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 99-0804*, Reno, NV, 1999.
- [75] National Aeronautics and Space Administration, "U.S. Standard Atmosphere 1976," U.S. Government Printing Office, Washington D.C., 1976.
- [76] Headquarters Department of the Army, "Patriot Battalion and Battery Operations, Field Manual," Headquarters Department of the Army, Washington, DC, 2002.
- [77] L. J. Stadler, S. Hoffmann, J. Huber, R. Stingl and K. W. Naumann, "The Flight Demonstration of the Double Pulse Motor Demonstrator MSA," in *Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2010-6756*, Nashville, TN, 2010.
- [78] K. W. Naumann, L. Stadler, P. Trouillot, A. Weigand, D. Zanelli and S. Schilling, "Double-Pulse Solid Rocket Technology at Bayern-Chemie / Protac," in *Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006-4761*, Sacramento, CA, 2006.
- [79] T. Gallhauser, L. Netter und H. Wasner, „Lenkflugkörper und Verfahren zum Lenken eines Lenkflugkörpers“. Deutschland, Bayern Patent DE 102014004251 A1, 24 03 2014.

- [80] S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, Cleveland, Ohio, 1994.
- [81] W. Cai, P. Thakre and V. Yang, "A Model of AP/HTPB Composite Propellant Combustion in Rocket-Motor Environments," *Combustion Science and Technology*, vol. 180, no. 12, pp. 2143-2169, 2008.
- [82] C. Kopp, "Air Power Australia," April 2012. [Online]. Available: <http://www.airspace.net>. [Accessed 15 03 2017].
- [83] A. Dumortier, "Hot-Gas Valve Development using a simple Numeric Code," in *30th AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 94-3185*, Indianapolis, IN, 1994.
- [84] P. Baker, B. Kelley and A. Avetissian, "Lightweight Exo-Atmospheric Projectile (LEAP) Space Flight Test, June 1992, Performance Validation," in *2nd Annual AIAA SDIO Interceptor Technology Conference, AIAA 93-2696*, Albuquerque, NM, 1993.
- [85] GSR Ventiltechnik GmbH & Co. KG, „Datenblatt Rapid Reaction Valves,“ Vlotho, 2010.
- [86] J. W. Morris, R. W. Carlson, K. L. Peterson and E. M. Reich, "Multiple Pintle Nozzle Propulsion Control System". U.S.A. Patent 5,456,425, 10 October 1995.
- [87] T. M. Long, "Temperature Responsive Rocket Nozzle". U.S.A. Patent 2,870,599, 27 Jan. 1959.
- [88] F. E. Roach and O. E. Duemler, "Variable Throat Rocket Nozzle". U.S.A. Patent 2,552,497, 8 May 1951.
- [89] C. G. Sota, G. J. Callis and R. K. Masse, "Thrust Vector Control System for a Plug Nozzle Rocket Engine". U.S.A. Patent 7,155,898 B2, 02 January 2007.
- [90] T. Fujita, "Side Thruster Valve and Side Thruster Device". U.S.A. Patent 6,986,246 B2, 17 January 2006.
- [91] R. Isermann, *Mechatronische Systeme*, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2008.
- [92] H. Watter, *Hydraulik und Pneumatik*, Wiesbaden: Vieweg+Teubner, 2008.
- [93] M. Lindner, *Experimentelle und theoretische Untersuchungen zur Gummireibung an Profilklotzen und Dichtungen*, Dissertation: Universität Hannover, 2005.
- [94] J. Ehlen, "System Resarch on a pneumatically actuated DACS Thruster," MBDA Deutschland GmbH, Delft University of Technology, Schrobenhausen, 2017.
- [95] KOLLMORGEN Europe GmbH, "Datenblatt RBE(H) Series Motors," 2003. [Online]. Available: www.kollmorgen.com. [Accessed 23 06 2017].
- [96] H. Scherf, *Modellbildung und Simulation dynamischer Systeme*, München: Oldenbourg Wissensverlag GmbH, 2010.
- [97] E. Richer and Y. Hurmuzlu, "A High Performance Pneumatic Force Actuator System Part I - Nonlinear Mathematical Model," *ASME Journal of Dynamic Systems Measurement and Control*, vol. 122, no. 3, pp. 416 - 425, 1999.
- [98] T. Sattelmayer, *Technische Thermodynamik*, Skriptum zur Vorlesung, Garching: Technische Universität München, 2007.
- [99] A. Al-Ibrahim and D. Otis, "Transient Air Temperature and Pressure Measurements During the Charging and Discharging Processes of an Actuating Pneumatic Cylinder," in *International Fluid Power Exposition and Technical Conference*, Milwaukee, 1992.
- [100] D. Ben-Dov and S. Salcudean, "A Force-Controlled Pneumatic Actuator," in *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, Vol. 11, No. 6, pp. 906-911, 1995.
- [101] GSR Ventiltechnik, „Datenblatt GSR Ventil Baureihe 52,“ Mai 2011. [Online]. Available: <http://www.ventiltechnik.de>. [Zugriff am 22 April 2017].

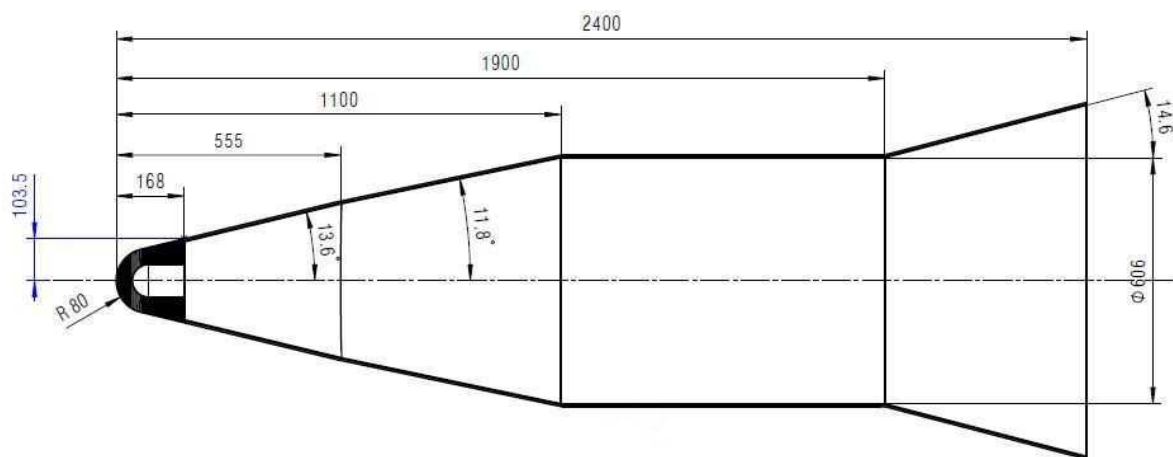
- [102] M. Wittmayr, „Realisierung eines Funktions-Demonstrators zur pneumatischen Lageregelung,“ Bachelorarbeit der Fakultät für Maschinenbau und Verfahrenstechnik an der Hochschule Augsburg, Augsburg, 2013.
- [103] Festo AG&Co. KG, „Datenblatt Magnetventile MH2/MH3/MH4, Schnellschaltventile,“ Januar 2011. [Online]. Available: <https://www.festo.com>. [Zugriff am 01 August 2016].
- [104] ANSYS Inc., ANSYS Fluent User's Guide, Canonsburg, PA, USA: ANSYS Inc., 2016.
- [105] R. H. Stark, "Flow Separation in Rocket Nozzles, a Simple Criteria," in *41 st Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, 2005-3940, AIAA.
- [106] J. Ehlen, „Flow Characteristics in pintle-controlled rocket motor nozzles, MSc. Thesis,“ MBDA Deutschland GmbH, TU Delft, Schrobenhausen, Delft, 2017.
- [107] N. Hopfe and G. Kurth, "Funnel Flight Controller for a Simulation Model and Attitude Control System," *Journal of Energy and Challenges and Mechanics*, vol. 3, no. 2, pp. 1-12, 27 July 2016.
- [108] D. Schröder, Elektrische Antriebe - Regelung von Antriebssystemen, München: Springer-Verlag GmbH Berlin Heidelberg, 2015.
- [109] A. B. Lindner, „Untersuchung von Low-Cost-Konzepten für die Gestaltung von stabilisierten Plattformen in Suchköpfen von Lenkflugkörpern,“ Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme, Garching bei München, 2017.
- [110] G. Schulz und K. Graf, Regelungstechnik 1, Lineare und nichtlineare Regelung, rechengestützter Regelfentwurf, München: Walter de Gruyter GmbH, Berlin, Boston, 2015.
- [111] T. Lausenhammer, „Flugmechanische Simulation von Feststoff-Lageregelungssystemen zur Manövrierung eines generischen Flugkörpers in höheren Atmosphärenschichten,“ Lehrstuhl für Turbomaschinen und Flugantriebe, TUM, Garching, 2017.
- [112] G. Hagemann, H. Immich, T. V. Nguyen and G. Dumnov, "Advanced Rocket Nozzles," in *Journal of Propulsion and Power*, AIAA, 1998, pp. 620-634.
- [113] P. Reijasse, B. Corbel and D. Soulevant, "Unsteadiness and Asymmetry of Shock-Induced Separation in a Planar-Two-Dimensional Nozzle: A Flow Separation," in *30th AIAA Fluid Dynamics Conference*, AIAA 99-3694, Norfolk, VA, 1999.
- [114] R. P. Welle, B. S. Hardy, J. W. Murdock, A. J. Majamaki and G. F. Hawkins, "Separation instabilities in overexpanded nozzles," in *39th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, 2003.
- [115] E. Martelli, P. P. Ciottoli, M. Bernardini, F. Nasuti and M. Valorani, "Detached-Eddy Simulation of Shock Unsteadiness in an Overexpanded Planar Nozzle," *AIAA Journal Vol. 55, No. 6*, pp. 2016-2028, June 2017.
- [116] G. Niemann, H. Winter und B.-R. Höhn, Maschinenelemente Band 1: Konstruktion und Berechnung von Verbindungen, Lagern, Wellen, Bd. 1, Garching: Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, 2005.
- [117] Y. Metsker, J. Ehlen, D. Stern und H. Gernert, „Triebwerkvorrichtung eines Raketentriebwerks“. DE Patent DE102016217104A1, 08 09 2016.
- [118] Y. Metsker, J. Ehlen, D. Stern und H. Gernert, „Triebwerkvorrichtung eines Raketentriebwerkes“. EU Patent EP3293389A1, 25 08 2017.
- [119] R. A. Guidotti and P. Masset, "Thermally activated ("thermal") battery technology, Part I: An overview," *Journal of Power Sources*, pp. 1443-1449, 25 July 2006.

Anhang

Anhang 1. Parameter und Ergebnisse aus Wiedereintrittssimulationen eines generischen GK

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 2.1.

Im Rahmen der Studie [8] wurde ein Wiedereintrittskörper mit den unten angeführten Dimensionen simuliert.



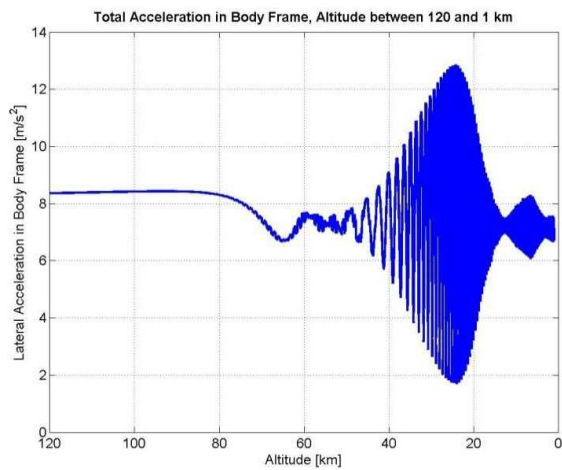
| Parameter | Wert | Dimension |
|---|-------|------------------------|
| Gesamtmasse | 740 | [kg] |
| Schwerpunktposition | 1303 | [mm] |
| Massenträgheitsmoment I_{xx} | 32,2 | [kg · m ²] |
| Massenträgheitsmoment $I_{yy} = I_{zz}$ | 224,8 | [kg · m ²] |

Auf Basis des oben angeführten Wiedereintrittskörpers wurden Simulationen (Studie [8]) des Wiedereintrittsverhaltens bei Variation von aerodynamischen und massenspezifischen Eigenschaften des Vehikels, sowie der initialen Randbedingungen nach der Separation des GK durchgeführt. Als Referenzbedingungen wurden folgende Initialparameter für den Wiedereintritt gewählt:

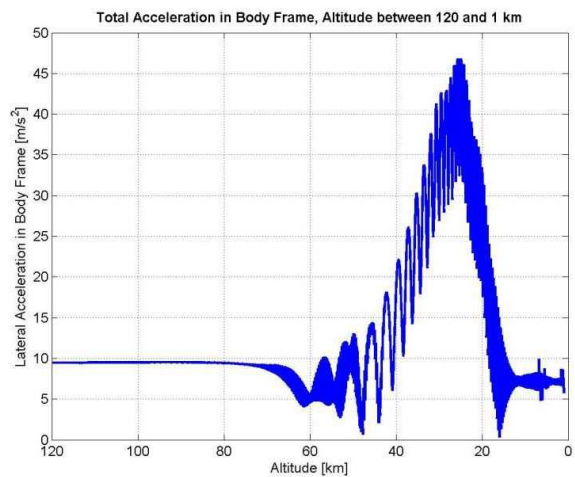
| Initialparameter | Wert | Dimension |
|------------------------|------|---------------|
| Bahnwinkel γ_0 | -38 | [°] |
| Starthöhe h_0 | 120 | [km] über MSL |
| Anstellwinkel α | 0 | [°] |
| Geschwindigkeit v_0 | 3600 | [m/s] |
| Rollrate p_0 | 0 | [°/s] |
| Azimut | 90 | [°] |

Variationen der aerodynamischen Parameter führten lediglich zu Abweichungen in den Einschlagspunkten des Vehikels. Hohe Querbeschleunigungen konnten durch Vorgabe von Rollrate, Schwerpunktverschiebung, Anstellwinkel oder aus einer Kombination dieser Zustandsgrößen erreicht werden. Für die angenommene Konfiguration des Wiedereintrittskörpers ergeben sich bei den vorgegebenen Randparametern maximale Querbeschleunigungen unterhalb von 40 km Höhe. Dabei können Beschleunigungen von bis zu 5 g erreicht werden.

Ergebnisse aus den Simulationen mit der Vorgabe einer initialen Rollrate und eines Anstellwinkels

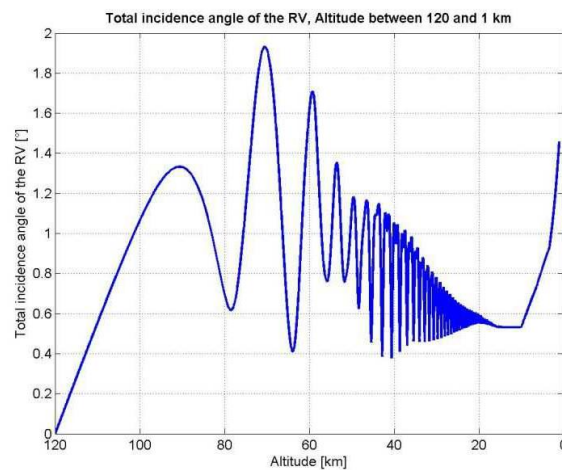


Gesamte Querbeschleunigung bei einer initialen Rollrate von 1 Hz und einem Anstellwinkel von 10°

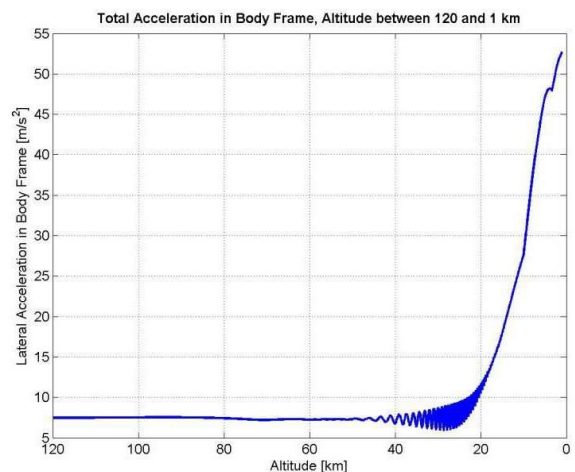


Gesamte Querbeschleunigung bei einer initialen Rollrate von 4 Hz und einem Anstellwinkel von 40°

Ergebnisse aus den Simulationen mit einem Schwerpunktversatz um 0,06 m (10% des Kalibers)

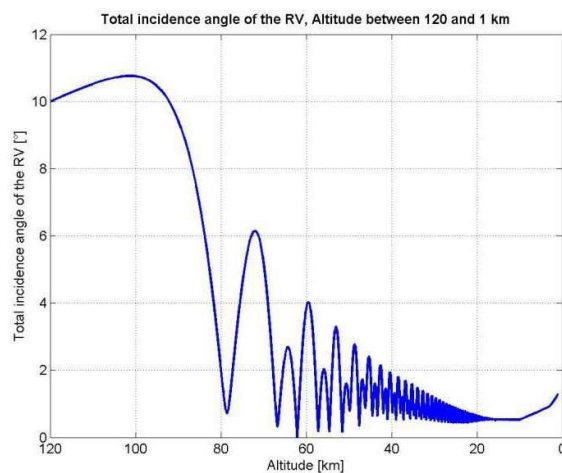


Gesamter Anstellwinkel

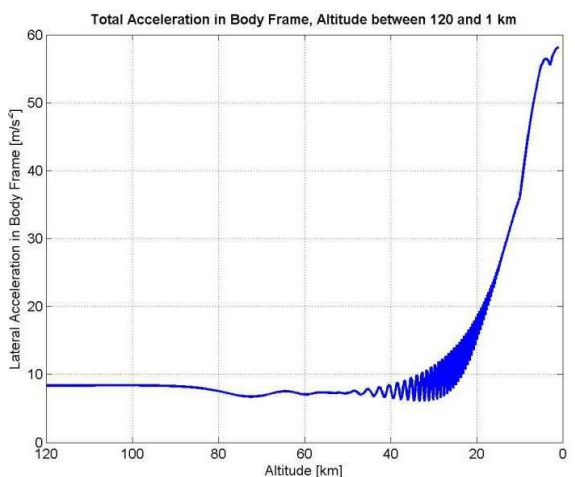


Gesamte Querbeschleunigung

Ergebnisse aus den Simulationen mit einem initialen Anstellwinkel von 10° und Schwerpunktversatz um 0,06 m (10 % des Kalibers)



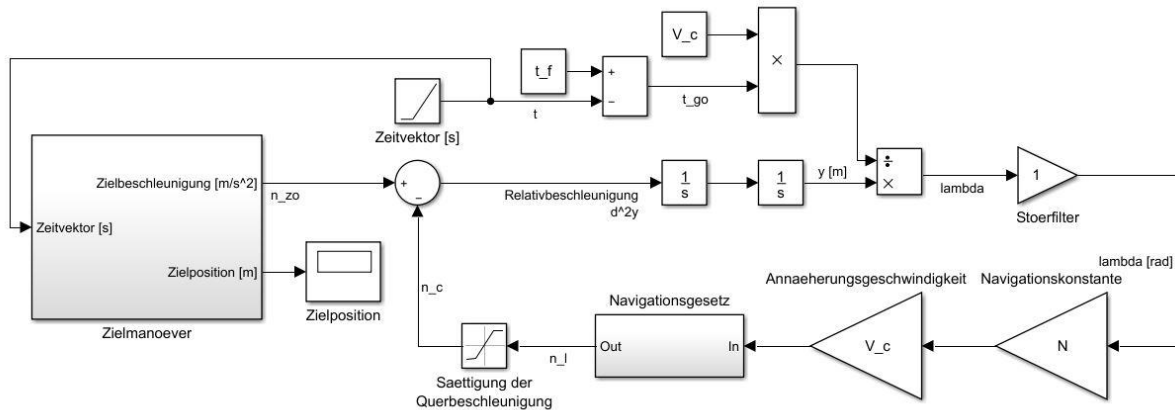
Gesamter Anstellwinkel



Gesamte Querbeschleunigung

Anhang 2. Modell eines geschlossenen Regelkreises der Proportional-Navigation

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 2.3.3.

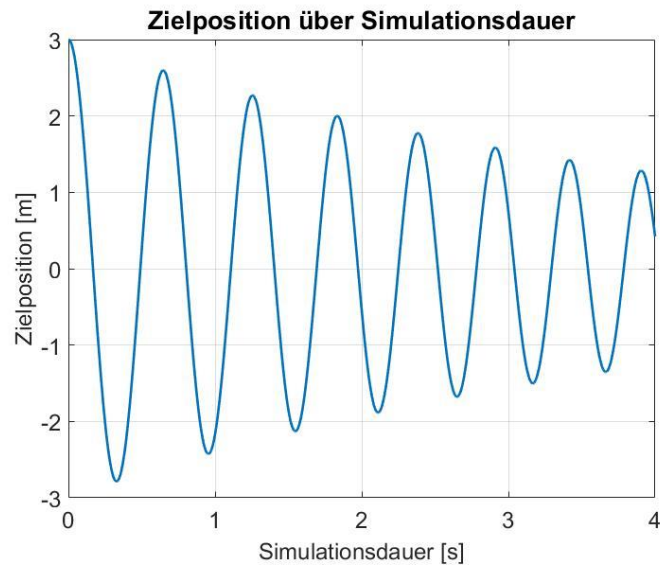


Der abgebildete Störungsfilter wird lediglich mit einem Verzögerungsglied erster Ordnung im Subsystem Navigationsgesetz berücksichtigt. Die Signalkorrektur des Störungsfilters zur Messung des Sichtlinienwinkels wird nicht modelliert.

Anhang 3. Randbedingungen der pN-Simulation

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 2.3.3.

Die Treffersimulation wurde mit einem manövrierenden Ziel durchgeführt, welches folgende Schwingungsbewegung ausführt:

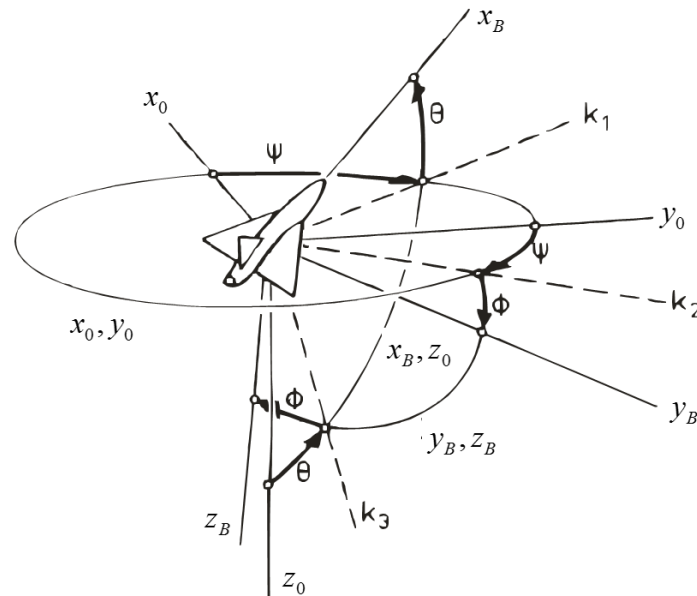


Für die Simulation wurden folgende Zeitkonstanten der Verzögerungsglieder angenommen:

| Subsystem | PT1-Zeitkonstante [ms] |
|--------------------------------|------------------------|
| Suchkopf | 2 |
| Störungsfilter | 2 |
| Datenverarbeitung und Regelung | 2 |
| Aktuator | 15 |
| Trägheit der Flugzelle | 300 |

Anhang 4. Winkel zwischen dem körperfesten System B und dem NED System

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.3.1.



Quelle: Florian Holzapfel, Flugsystemdynamik I, Vorlesungsskript, Garching, Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, TUM, 2009 [69].

Anhang 5. Zusammensetzung aerodynamischer Beiwerte aus den Derivativa

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.3.3.

Kraftbeiwerte C_X, C_Y, C_Z :

$$C_X = C_{X0}(M, \alpha, \beta) + C_{X\text{base}}(M, \alpha, \beta, f(F_{\text{Schub}})) + C_{X\text{Alt}}(M, \alpha, \beta, h) + C_{Xp}(M, \alpha, \beta, p) \\ + C_{Xq}(M, \alpha, \beta, q) + C_{Xr}(M, \alpha, \beta, r) + \sum_{n=1}^4 C_{X\text{Fin}(n)}(M, \alpha, \beta, \varphi_{\text{Fin}(n)})$$

$$C_Y = C_{Y0}(M, \alpha, \beta) + C_{Y\text{Alt}}(M, \alpha, \beta, h) + C_{Yp}(M, \alpha, \beta, p) + C_{Yq}(M, \alpha, \beta, q) + C_{Yr}(M, \alpha, \beta, r) \\ + \sum_{n=1}^4 C_{Y\text{Fin}(n)}(M, \alpha, \beta, \varphi_{\text{Fin}(n)})$$

$$C_Z = C_{Z0}(M, \alpha, \beta) + C_{Z\text{Alt}}(M, \alpha, \beta, h) + C_{Zp}(M, \alpha, \beta, p) + C_{Zq}(M, \alpha, \beta, q) + C_{Zr}(M, \alpha, \beta, r) \\ + \sum_{n=1}^4 C_{Z\text{Fin}(n)}(M, \alpha, \beta, \varphi_{\text{Fin}(n)})$$

Momentenbeiwerte, C_l – Rollmomentenbeiwert, C_m – Nickmomentenbeiwert, C_n – Giermomentenbeiwert.

$$C_l = C_{l0}(M, \alpha, \beta) + C_{l\text{Alt}}(M, \alpha, \beta, h) + C_{lp}(M, \alpha, \beta, p) + C_{lq}(M, \alpha, \beta, q) + C_{lr}(M, \alpha, \beta, r) \\ + \sum_{n=1}^4 C_{l\text{Fin}(n)}(M, \alpha, \beta, \varphi_{\text{Fin}(n)})$$

$$C_m = C_{m0}(M, \alpha, \beta) + C_{m Alt}(M, \alpha, \beta, h) + C_{mp}(M, \alpha, \beta, p) + C_{mq}(M, \alpha, \beta, q) + C_{mr}(M, \alpha, \beta, r) + \sum_{n=1}^4 C_{m Fin(n)}(M, \alpha, \beta, \varphi_{Fin(n)})$$

$$C_n = C_{n0}(M, \alpha, \beta) + C_{n Alt}(M, \alpha, \beta, h) + C_{np}(M, \alpha, \beta, p) + C_{nq}(M, \alpha, \beta, q) + C_{nr}(M, \alpha, \beta, r) + \sum_{n=1}^4 C_{n Fin(n)}(M, \alpha, \beta, \varphi_{Fin(n)})$$

Anhang 6. Massen- und Volumenbilanz des generischen FK mit 280 mm Außendurchmesser
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1.

Als Außendurchmesser des FK wurde 280 mm angenommen. Die Längen einzelner Komponenten beziehen sich auf eine Volumenverteilung mit einer Querschnittsfläche, welche der des FK entspricht. Längen von Subsystemen ohne Angabe verteilen sich auf die gesamte Länge des Segmentes.

| Baugruppe / Komponente | Masse [kg] | Dichte [kg/m ³] | Länge [mm] |
|---------------------------------|-------------|-----------------------------|---------------|
| Frontbaugruppe | 56,7 | 1541,1 | 1243,4 |
| Radom | 13 | 3200 | 1150 |
| RADAR-SK | 15 | 1100 | 256,8 |
| Infrarot-SK | 15 | 1100 | 256,8 |
| IMU und GNC | 1,5 | 1100 | 25,7 |
| Thermalbatterie | 1 | 2500 | 8 |
| Datenlink | 1 | 1046,4 | 18 |
| Sensoren (diverse) | 1 | 800 | 23,5 |
| Struktur | 3,2 | 7900 | 88,4 |
| Schaltkomponenten | 1 | 2710 | - |
| Strukturkomponenten | 5 | 7900 | - |
| ACS | 50 | 1926,65 | 450 |
| Aktuatoren und Struktur | 30 | 2005 | 243 |
| Treibstoff | 20 | 1820 | 207 |
| Doppel-Impuls Triebwerk | 310 | 1860,3 | 3312 |
| Treibstoff, Puls 1, Phase1 | 120 | 1829 | 1299,2 |
| Liner, Puls 1, Phase1 | 5,7 | 1700 | 1299,2 |
| Zünder, Puls 1, Phase1 | 0,1 | 2000 | 25,5 |
| Nachbrennkammer, Puls 1, Phase1 | 0,1 | 500 | 50 |
| Treibstoff, Puls 1, Phase2 | 71,2 | 1829 | 781,5 |
| Liner, Puls 1, Phase2 | 3,4 | 1700 | 781,5 |
| Nachbrennkammer, Puls 1, Phase2 | 0,1 | 500 | 50 |
| Treibstoff, Puls 2 | 33,7 | 1829 | 386,9 |
| Zünder, Puls 2 | 0,1 | 2000 | 25,5 |
| Liner, Puls 2 | 3,4 | 1700 | 386,9 |
| Nachbrennkammer, Puls 2 | 0,1 | 500 | 50 |
| Brennkammer | 39,1 | 7900 | 2832,9 |
| Gasleitrohr | 0,7 | 3940 | 114 |
| Düse | 21,6 | 2250 | 365 |
| Strukturkomponenten | 11,8 | 2710 | - |
| Schaltkomponenten | 0,4 | 7000 | - |

| | | | |
|-----------------------------|--------------|---------------|---------------|
| Fins und Stellsystem | 17,1 | - | - |
| Aktuatoren | 2 | 8600 | 53,6 |
| Getriebe | 3,2 | 7900 | 206,3 |
| Aerodynamische Ruder | 8 | 1500 | - |
| Struktur | 2 | 2710 | - |
| Hochleistungselektronik | 0,8 | 1000 | - |
| Sensoren | 0,4 | 1000 | - |
| Schaltkomponenten | 0,2 | 7000 | - |
| Strukturkomponenten | 0,5 | 7900 | - |
| Gesamtsystem | 433,5 | 1407,8 | 5000,3 |

Der elektrische Verbrauch eines generischen Radarsuchkopfes mit 254 mm Durchmesser kann mit ca. 1000 Watt angenommen werden [16]. Der Wirkungsgrad liegt bei 80 %. Der Leistungsbedarf eines passiven IR Suchkopfes wird in einem Bereich von 100 Watt und einem Wirkungsgrad von 80 % angenommen. Die elektronischen Komponenten des GNC Moduls werden mit einem Verbrauch von ca. 200 W geschätzt, vergleichbar mit einem PC. Elektromotoren des Stellsystems können mit ca. 250 W pro Motor angenommen werden. Für zusätzliche Sensoren wird ein Verbrauch von ca. 10 W geschätzt.

| Komponente | Verbrauch [W] |
|-----------------------------------|----------------------|
| Radarmodul, inkl. $\eta = 0.8$ | 1250 |
| Infrarotmodul, inkl. $\eta = 0.8$ | 125 |
| GNC | 200 |
| Stellsystem (4x250 W) | 1000 |
| Sonstige Sensoren | 10 |
| Gesamtverbrauch | 2585 |

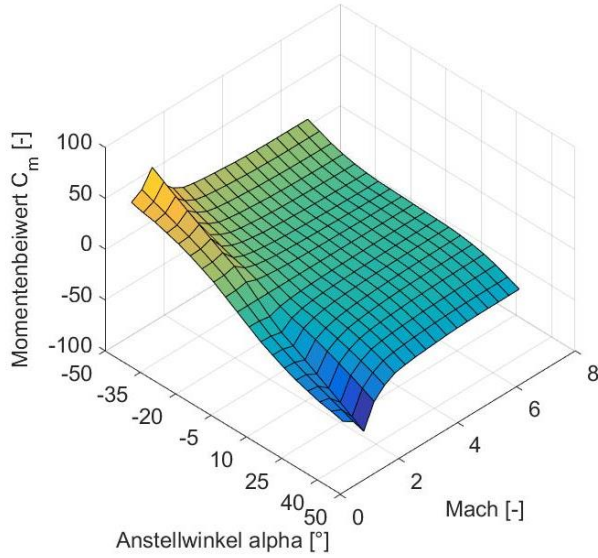
Insgesamt wird der Verbrauch zu ca. 2585 W ermittelt. Die Flugdauer liegt im Bereich von max. 2,5 min (150 s), sodass ein Energiebetrag von: 107,7 Wh für die Versorgung notwendig ist. Die Energiedichte typischer Thermalbatterien auf Lithiumbasis liegt bei ca. 220 – 500 Wh/kg [119]. Bei einem angenommenen Mindestwert von 220 Wh/kg, ergibt sich eine Batteriemasse von 490 g. Zuzüglich muss die Struktur sowie zugehörige elektronische Komponenten (Schaltungen, Sicherungen) berücksichtigt werden.

Anhang 7. Verläufe der Momentenbeiwerte C_m der generischen Flugkörperkonzepte

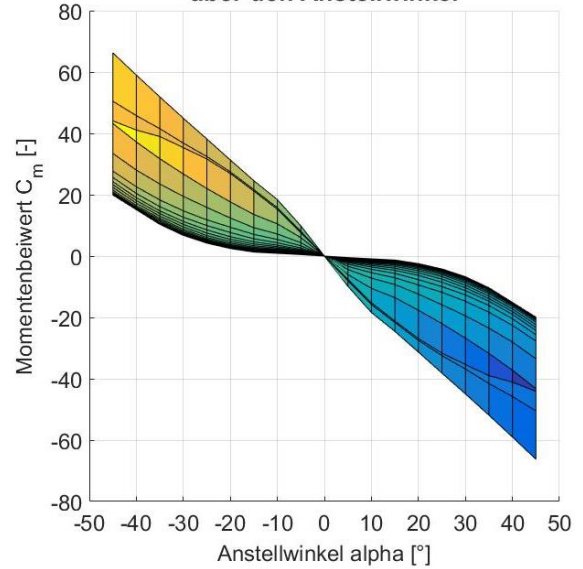
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1.

Flugkörperentwurf, $\phi_a = 280 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:

**Verlauf des Momentenbeiwertes C_m
über den Anstellwinkel und Mach**

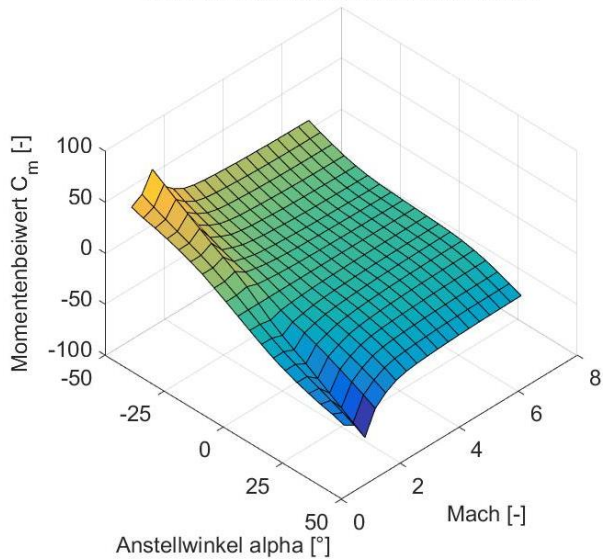


**Verlauf des Momentenbeiwertes C_m
über den Anstellwinkel**

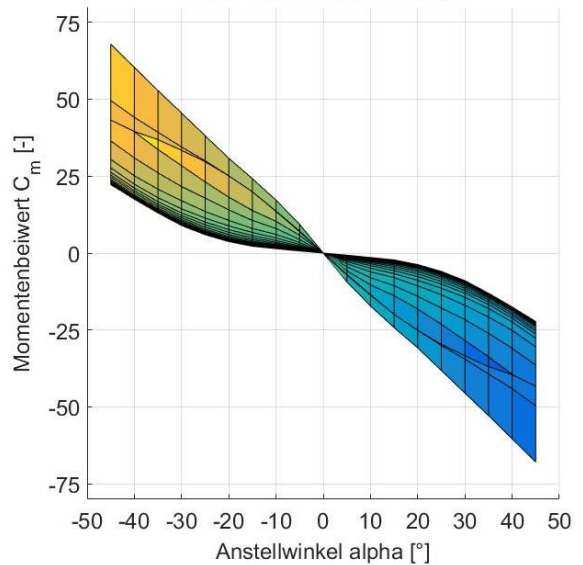


Flugkörperentwurf, $\phi_a = 320 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:

**Verlauf des Momentenbeiwertes C_m
über den Anstellwinkel und Mach**



**Verlauf des Momentenbeiwertes C_m
über den Anstellwinkel**

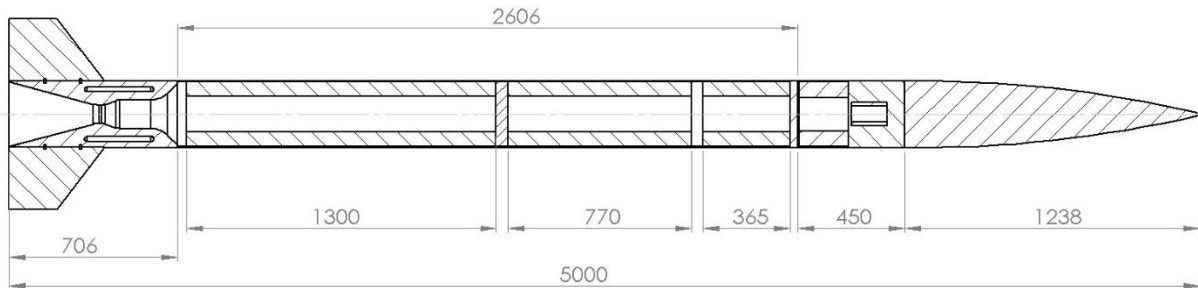


Anhang 8. Dimensionen innerer Subsysteme der generischen Flugkörperkonzepte

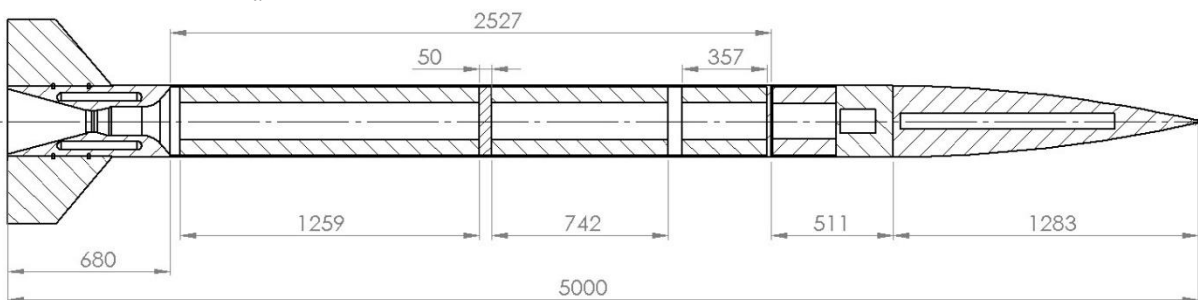
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1.

Die Dimensionen der inneren Komponenten stellen lediglich CAD Hilfs-Massenmodelle dar und repräsentieren nicht die genauen Querschnittsgeometrien, bzw. Formen, welche bspw. bei der Berechnung der Innenballistik (Sternförmiger Treibsatzquerschnitt) berücksichtigt wurden. Das Massenmodell wird lediglich zur Präzisierung des Aerodynamik-Modells und der Massenträgheitsmomente des FK verwendet.

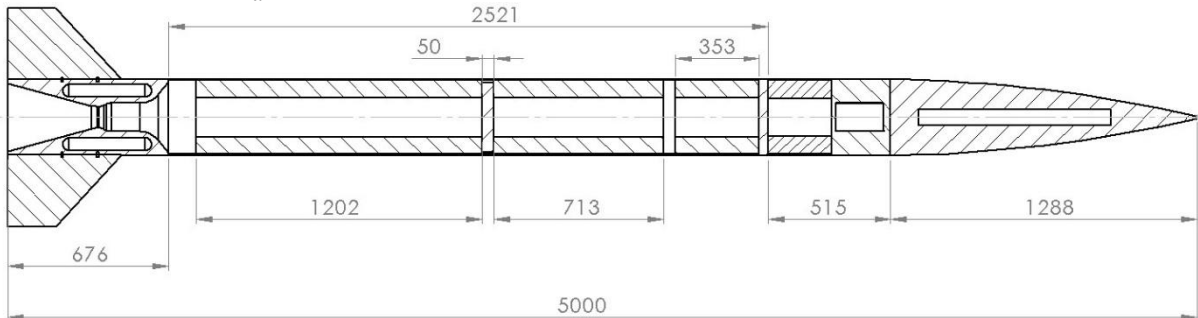
Flugkörperentwurf, $\phi_a = 280 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:



Flugkörperentwurf, $\phi_a = 300 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:

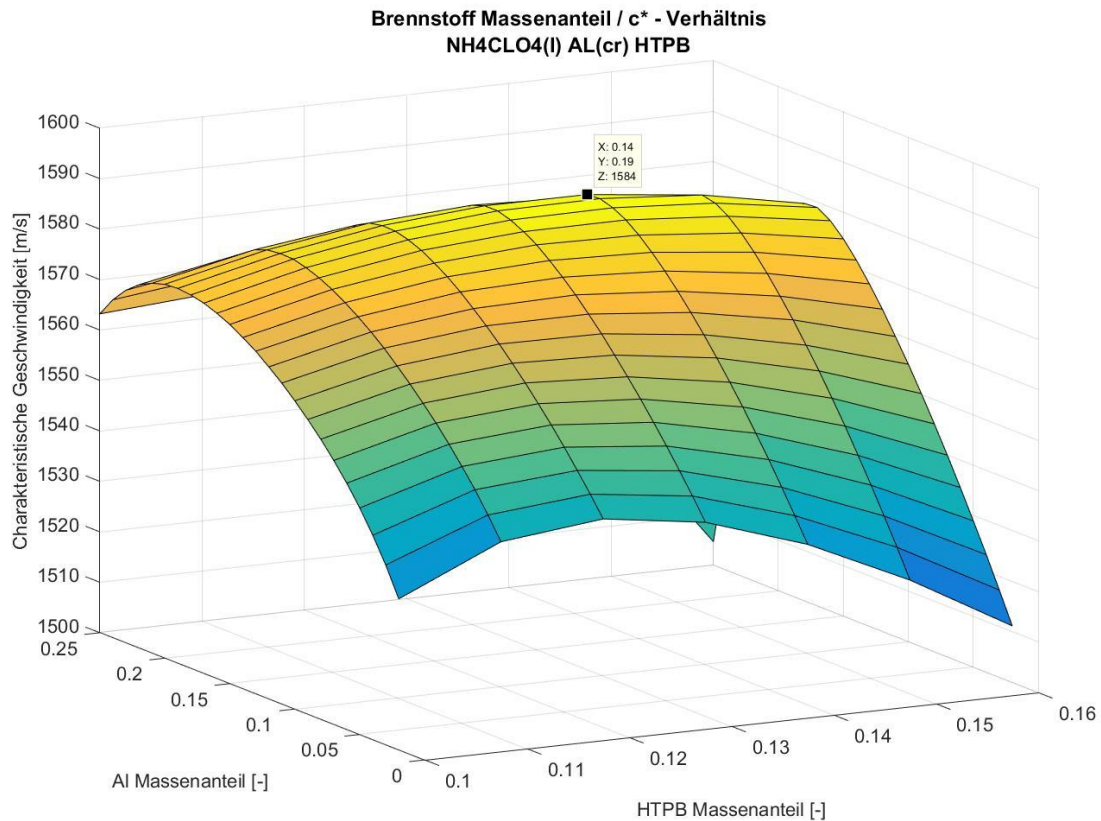


Flugkörperentwurf, $\phi_a = 320 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:



Anhang 9. Optimale charakteristische Geschwindigkeit bei AP/HTPB-basierten Treibstoffen mit Al-Anteilen

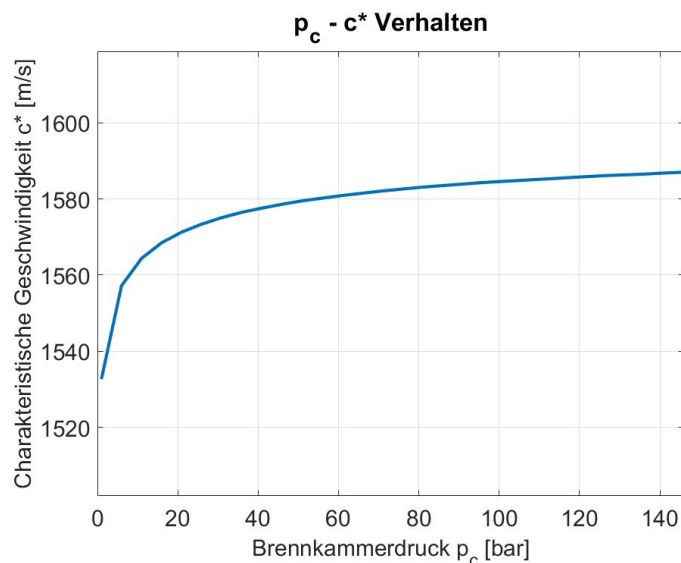
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1.



In der Simulation wurde die Option „Frozen“, bzw. „Frozen Rocket Performance“ gewählt, was den Bedingungen eines Feststoffmotors am besten entspricht. Hierbei wird angenommen, dass die chemische Zusammensetzung der Heißgase sich in der Düse nicht mehr ändert. Das zeitliche Verhalten der chemischen Reaktion wird somit gegenüber der Verbleibdauer der Reaktionspartner in der Düse als sehr langsam eingestuft.

Anhang 10. Abhängigkeit der charakteristischen Geschwindigkeit vom Brennkammerdruck

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1.



Verlauf der charakteristischen Geschwindigkeit bei einer Treibstoffmischung mit: 14 % HTPB, 16% Al und 70 % AP. Die Prozentangaben beziehen sich auf die Massenanteile einzelner Komponenten.

Anhang 11. Zusammenfassung der Triebwerksparameter der generischen Flugkörperkonzepte

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1.

Bei den Triebwerken handelt es sich um das Hauptantriebssystem der jeweiligen Flugkörper.

Flugkörperentwurf, $\phi_a = 280 \text{ mm}$:

| Triebwerksparameter | Impuls 1, Phase 1 | Impuls 1, Phase 2 | Impuls 2 |
|--|----------------------|----------------------|----------|
| Außendurchmesser [mm] | 270 | 270 | 270 |
| Länge [mm] | 1300 | 770 | 365 |
| Treibsatzmasse [kg] | 120,3 | 71,3 | 33,8 |
| Druckexponent n | 0,286 | 0,289 | 0,318 |
| Temperaturerponent a | 0,125e-3 | 0,125e-3 | 0,125e-3 |
| Brennkammerdruck p_{MEOP} [bar] | 54 | 27,5 | 17,2 |
| Düsenenddruck p_e [bar] | 0,94 | 0,49 | 0,30 |
| Düsenhalsdurchmesser [mm] | 90 | 90 | 90 |
| Entspannungsverhältnis ε [-] | 9,68 | 9,68 | 9,68 |
| Ideale Austrittsgeschwindigkeit für Vakuum $c_{e,vac}$ [m/s] | 2790,6 | 2785 | 2780 |
| Idealer, maximaler Vakuumschub $F_{HM,V,max}$ [N] | 63.880 | 32.600 | 20.450 |
| Operationelle Brenndauer t_b [s] ($F_{HM,V} > 0.1 \cdot F_{HM,V,max}$) | 4,4 | 5,1 | 3,8 |
| Gesamtimpuls I_{ges} [kNs] | | | |

Flugkörperentwurf, $\phi_a = 320 \text{ mm}$:

| Triebwerksparameter | Impuls 1, Phase 1 | Impuls 1, Phase 2 | Impuls 2 |
|--|----------------------|----------------------|----------|
| Außendurchmesser [mm] | 310 | 310 | 310 |
| Länge [mm] | 1202 | 713 | 353 |
| Treibsatzmasse [kg] | 150,0 | 89,0 | 44,1 |
| Druckexponent n | 0,281 | 0,289 | 0,32 |
| Temperaturerponent a | 0,125e-3 | 0,125e-3 | 0,125e-3 |
| Brennkammerdruck p_{MEOP} [bar] | 58,8 | 30,0 | 21 |
| Düsenenddruck p_e [bar] | 0,94 | 0,49 | 0,34 |
| Düsenhalsdurchmesser [mm] | 90 | 90 | 90 |
| Entspannungsverhältnis ε [-] | 10,1 | 10,1 | 10,1 |
| Ideale Austrittsgeschwindigkeit für Vakuum $c_{e,vac}$ [m/s] | 2804,0 | 2798 | 2795 |
| Idealer, maximaler Vakuumschub $F_{HM,V,max}$ [N] | 69.780 | 35.690 | 25.020 |
| Operationelle Brenndauer t_b [s] ($F_{HM,V} > 0.1 \cdot F_{HM,V,max}$) | 5,05 | 5,85 | 4,05 |
| Gesamtimpuls I_{ges} [kNs] | 419,3 | 248,8 | 123,0 |

Anhang 12. Masseneigenschaften der generischen Flugkörperkonzepte

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1.

Flugkörperentwurf, $\phi_a = 280 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:

| | T0 | T1 | T2 | T3 |
|--|-----------|-----------|-----------|-----------|
| FK Masse [kg] | 433,6 | 242,3 | 208,5 | 188,5 |
| Massenträgheitsmoment I_{XX}, [kg · m²] bezogen auf den CG | 6,0 | 3,7 | 3,35 | 3,1 |
| Massenträgheitsmomente $I_{YY} = I_{ZZ}$, [kg · m²], bezogen auf den CG | 723,7 | 599,0 | 583,7 | 560,0 |
| Schwerpunktposition (relativ zur Raketenspitze) [mm] | 2816,9 | 2513,4 | 2612,4 | 2721,8 |

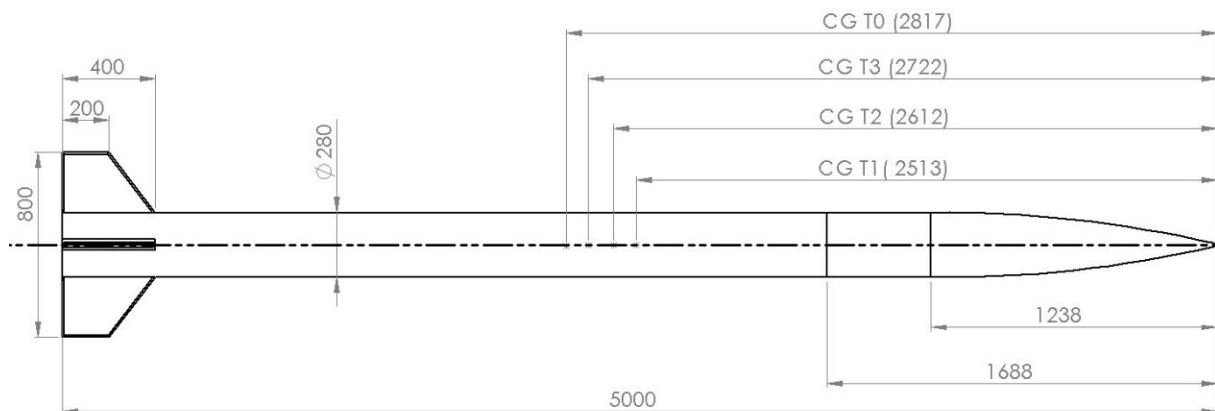
Flugkörperentwurf, $\phi_a = 320 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:

| | T0 | T1 | T2 | T3 |
|--|-----------|-----------|-----------|-----------|
| FK Masse [kg] | 545,3 | 306,0 | 262,0 | 226,8 |
| Massenträgheitsmoment I_{XX}, [kg · m²] bezogen auf den CG | 9,99 | 6,3 | 5,6 | 5,1 |
| Massenträgheitsmomente $I_{YY} = I_{ZZ}$, [kg · m²], bezogen auf den CG | 871,0 | 695,5 | 687,5 | 662,1 |
| Schwerpunktposition (relativ zur Raketenspitze) [mm] | 2759,7 | 2390,5 | 2453,4 | 2574,6 |

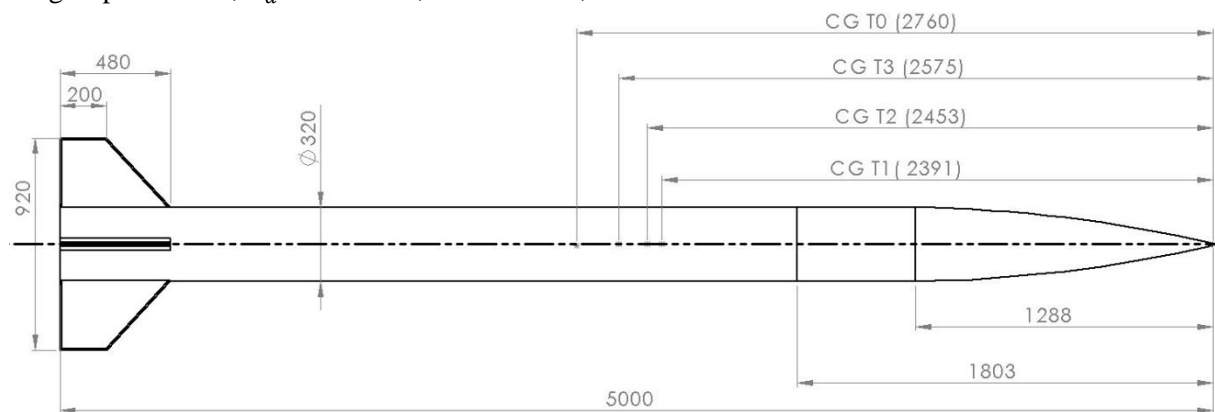
Anhang 13. Dimensionen und Schwerpunktpositionen der generischen Flugkörperkonzepte

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.1

Flugkörperentwurf, $\phi_a = 280 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:



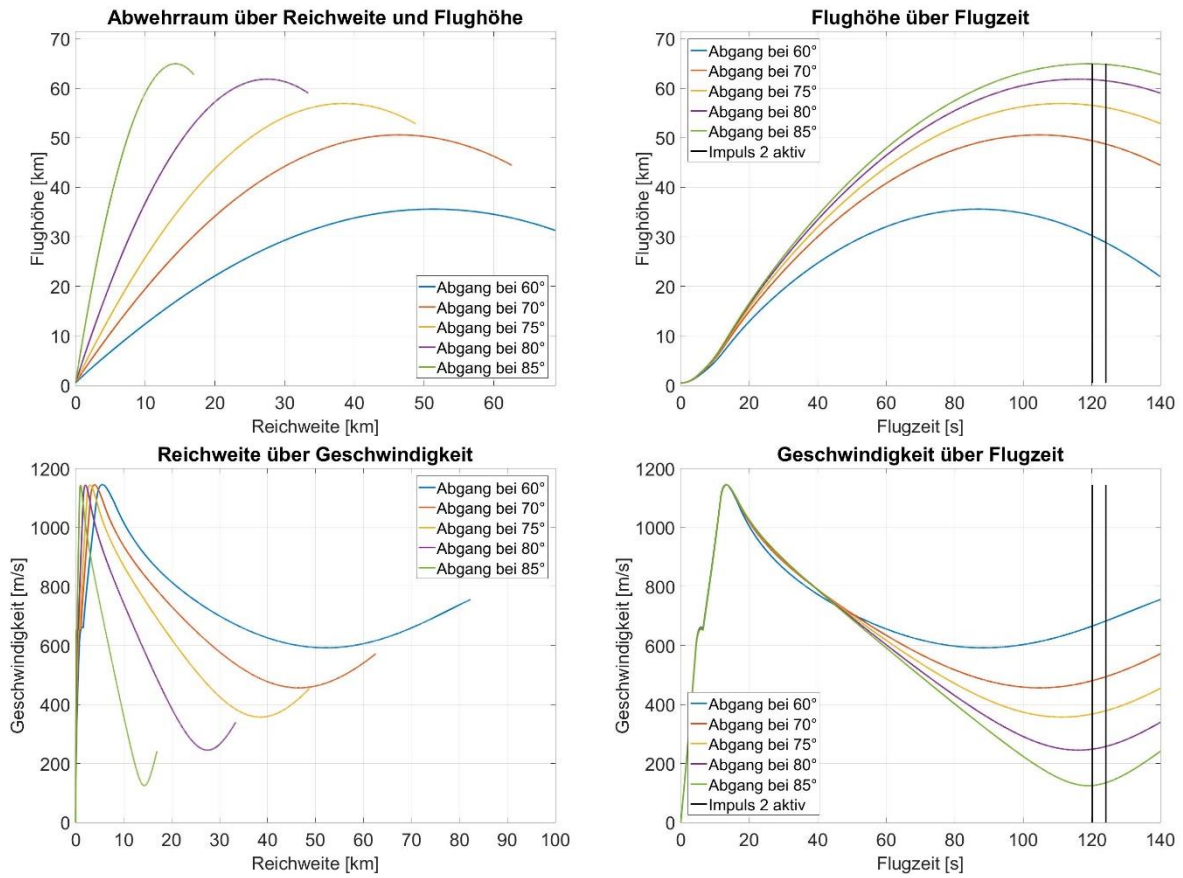
Flugkörperentwurf, $\phi_a = 320 \text{ mm}$, Baufaktor: 0,48:



Anhang 14. Flugleistungen der generischen Flugkörperstudien

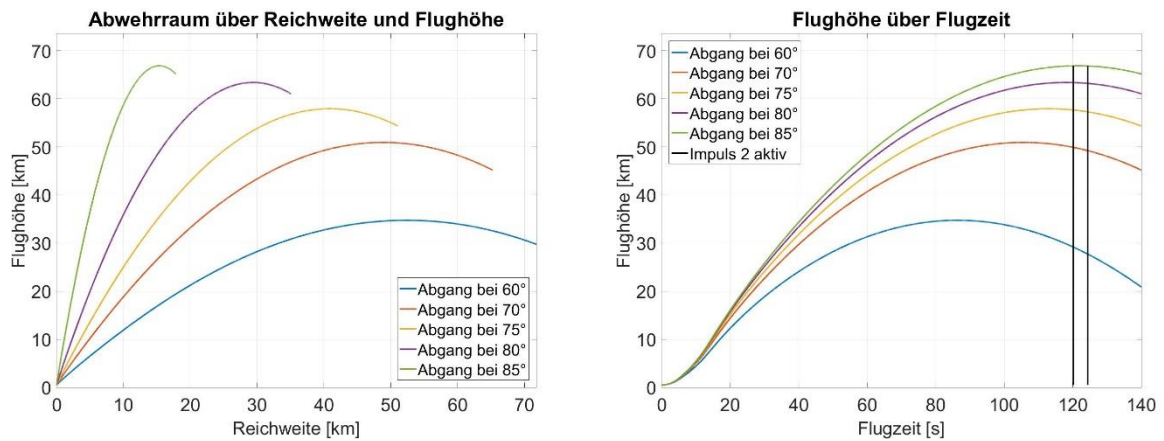
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 3.4.2.

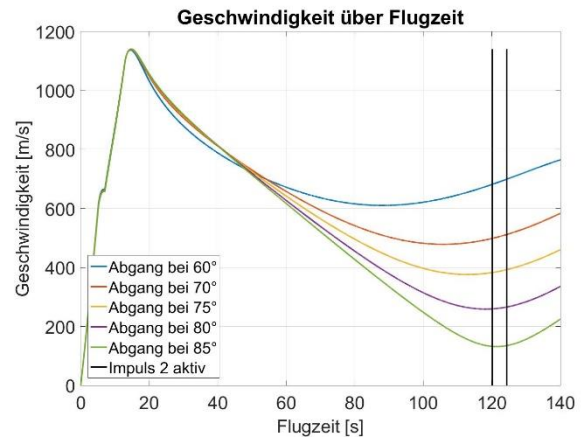
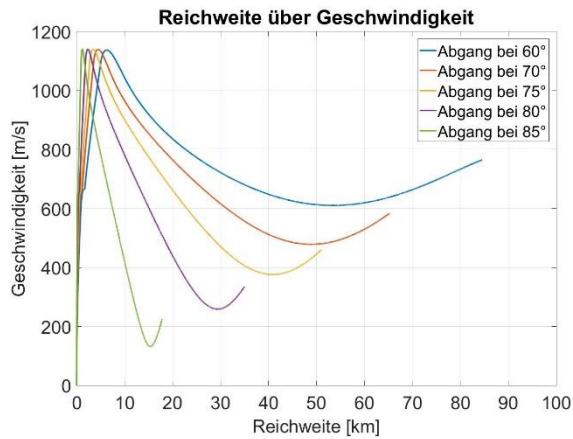
Flugkörperentwurf, $\phi_a = 280 \text{ mm}$:



Maximale Geschwindigkeit nach dem Ausbrennen des ersten Impulses: 1144,6 m/s (bei 85° Abgangswinkel)

Flugkörperentwurf, $\phi_a = 320 \text{ mm}$:





Maximale Geschwindigkeit nach dem Ausbrennen des ersten Impulses: 1140,9 m/s (bei 85° Abgangswinkel).

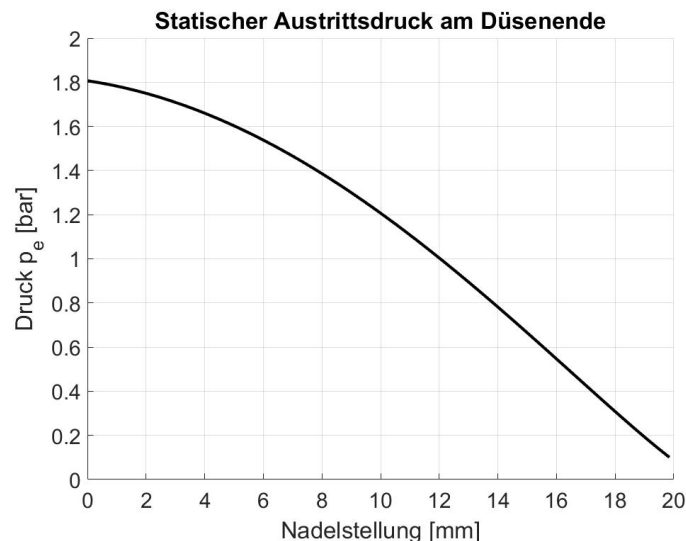
Anhang 15. Randbedingungen für die Simulationen generischer DAC-Systeme mit gekoppelten und entkoppelten Düsenadeln

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.2.1 und 4.3.1.

| Parameter | Wert | Einheit |
|---|---------|---------|
| Maximaler Düsenhalsdurchmesser einer einzelnen Düse: | 24 | [mm] |
| Minimaler Düsenhalsdurchmesser einer einzelnen Düse: ($A_{th,min} = 10\% \text{ von } A_{th,max}$) | 7,6 | [mm] |
| Düsenenddurchmesser: | 80 | [mm] |
| Druckkoeffizient des Treibstoffes: | 0,28 | [-] |
| Temperaturkoeffizient des Treibstoffes: | 0,13e-3 | [-] |
| Länge des Treibstoffblocks: | 365 | [mm] |
| Außendurchmesser des Treibstoffblocks: | 290 | [mm] |
| Masse der Treibstoffe | 37 | [kg] |
| Verbrennungswirkungsgrad η_{c^*} | 0,95 | [-] |
| Impulswirkungsgrad η_{Isp} | 0,95 | [-] |

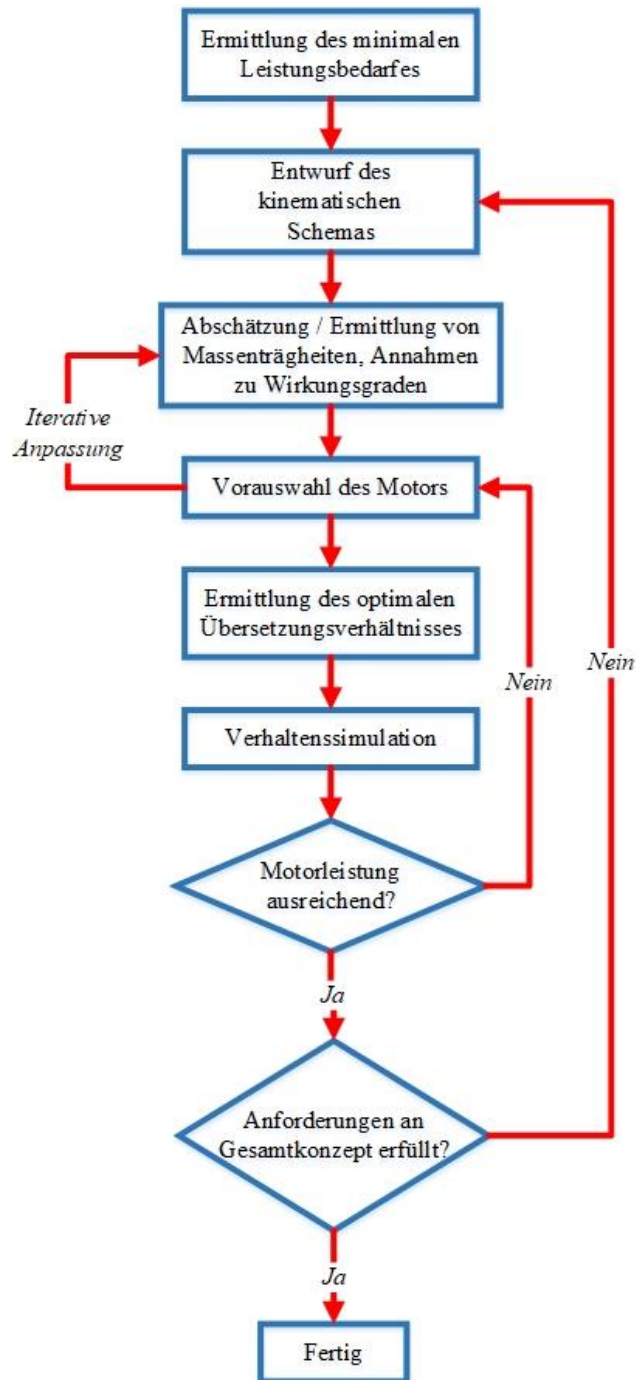
Anhang 16. Simulierter statischer Düsenaustrittsdruck des Referenz-DAC-Systems

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.3.1.



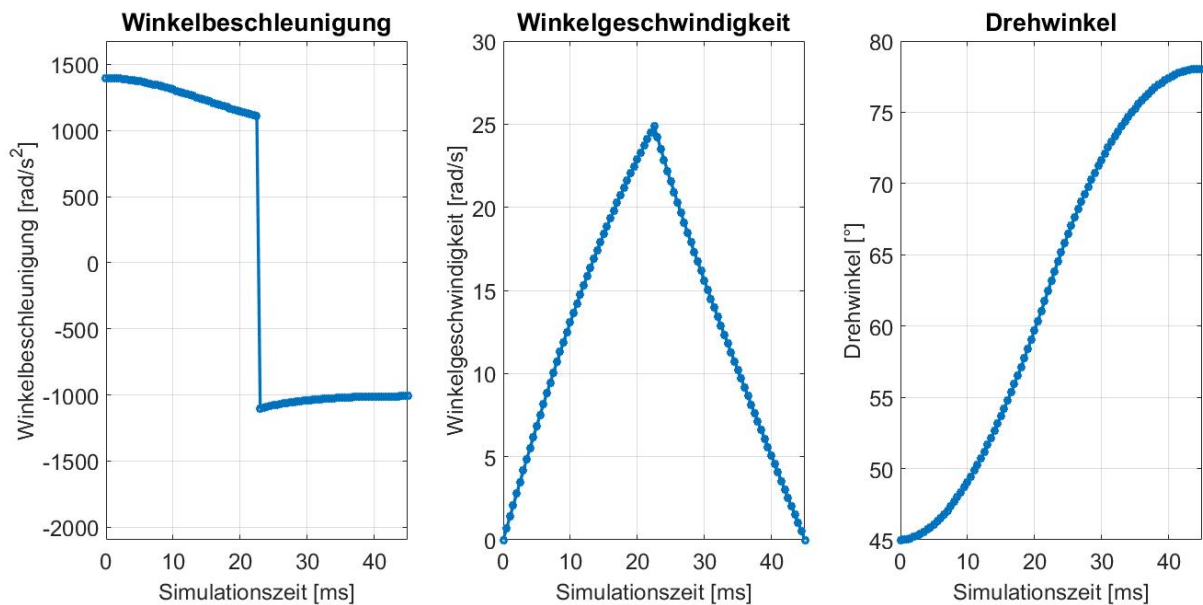
Anhang 17. Iterativer Auslegungsprozess des elektromechanischen Aktuators

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.3.2.



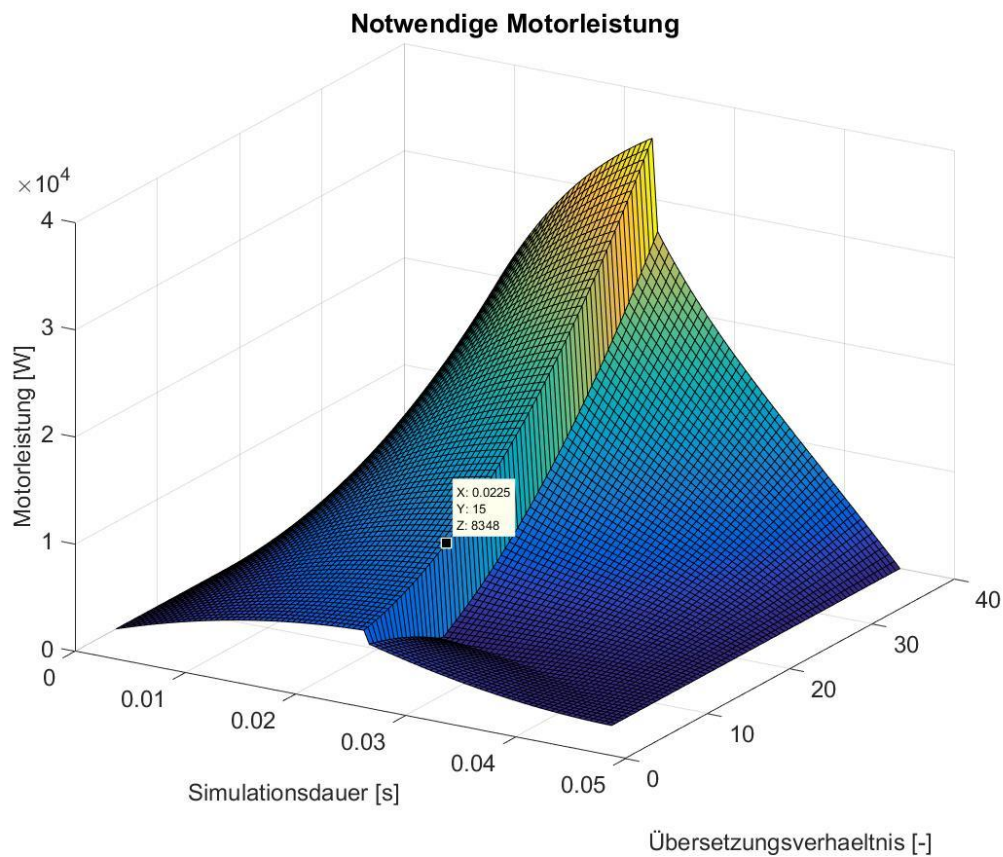
Anhang 18. Simulierte kinematische Zustände des Hebelarmes im Referenz-DACS

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.3.2.



Anhang 19. Leistungsbedarf des elektromechanischen Aktuators abhängig vom Übersetzungsverhältnis

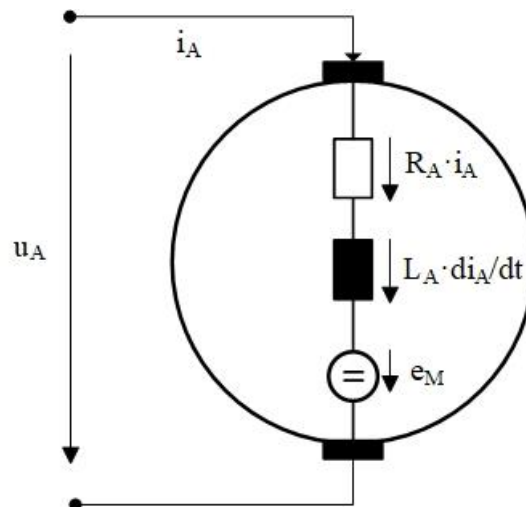
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.3.2.



Das optimale Übersetzungsverhältnis liegt bei 15, die vorgegebene Stelldauer – bei 45 ms.

Anhang 20. Ersatzschaltbild eines DC-Elektromotors

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.3.2.

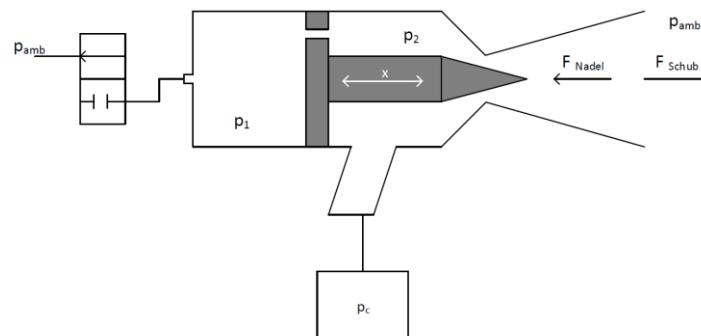


Anhang 21. Designstudien pneumatischer DAC-Systeme

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.3.3 und 5.1.1.

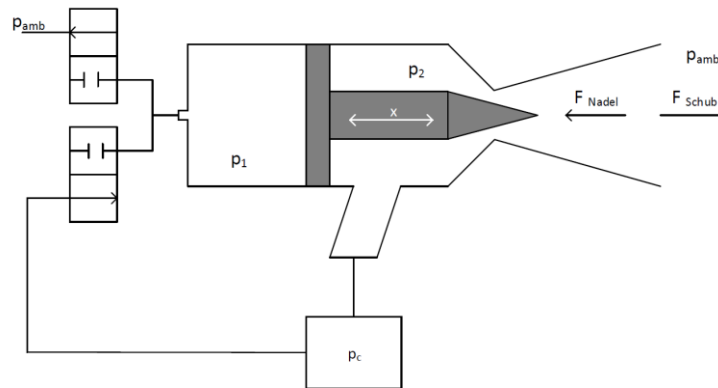
Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde die Studie [94] betreut in welcher vier Designstudien zu pneumatischen Antrieben durchgeführt wurden. Neben Systemvergleichen wurde die Funktionsweise einzelner Basiskonzepte unter gleichen Randbedingungen simuliert und ausgewertet. Anhand von Trade-Off-Tabellen wurden Empfehlungen für die weitere technische Verfolgung gegeben.

Konzept 1:



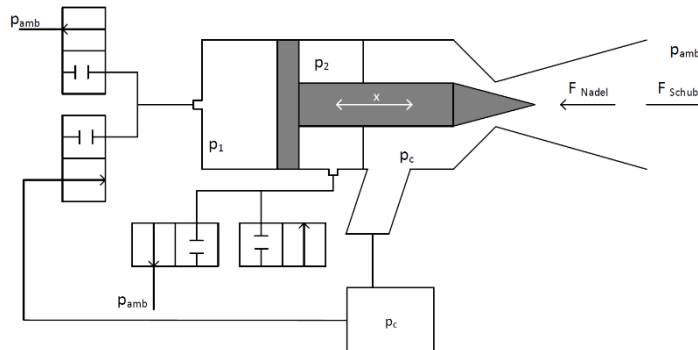
Das erste Konzept ist analog zu Systemen, welche in [38] präsentiert wurden und wird als Referenzkonzept benutzt. Es hat lediglich ein einziges Pilotventil mit welchem der Druck p_1 hinter der Düsennadel mit einer bestimmten Dynamik eingestellt werden kann. Das Plenum mit dem Druck p_2 ist durch eine Bohrung in der Nadelwand mit der Ausgleichskammer verbunden. Bei geschlossenem Pilotventil stellt sich im Plenum der gleiche Druck wie in der AK ein. Da sich im Bereich der Nadelspitze die Ausströmungsgeschwindigkeit erhöht und der statische Druck absinkt, wird die Nadel in den Düsenhals gedrückt und der Schub minimiert. Beim Öffnen des Pilotventils entweichen Heißgase in die Umgebung, sodass der Druck p_1 sinkt und die Nadel den Düsenhals freigibt.

Konzept 2:



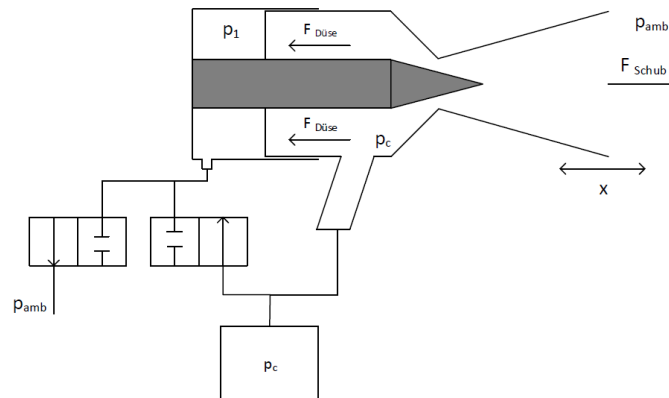
Das zweite Konzept geht von einem stationär einstellbarem Druck p_1 in der Ausgleichskammer aus, was durch ein Einlass- und ein Auslassventil bewerkstelligt wird. Ein Schließen des Düsenhalses erfordert eine Erhöhung des Druckes p_1 , was durch das Öffnen des mit der Brennkammer verbundenen Einlassventil erfolgt. Nach der Einstellung eines bestimmten Druckes in der Ausgleichskammer und somit dem Erreichen eines Kräftegleichgewichtes der Nadel kann der geforderte Schub vom Triebwerk erbracht werden. Das Öffnen des Auslassventils führt genauso wie im ersten Konzept zum Öffnen des Düsenhalses durch die Nadel. Im Gegensatz zum ersten Konzept mit einem Hochdruckventil, werden in diesem zwei Ventile benötigt.

Konzept 3:



Zum Zwecke einer höheren Regelbarkeit des Triebwerkschubes kann eine weitere Kammer – die sog. Steuerkammer eingefügt werden. Mit dieser lassen sich die Drucklasten der Nadel separat einstellen, sodass eine höhere Genauigkeit der Positionierung zu erwarten ist. Dieser Vorteil muss jedoch mit zwei zusätzlichen Ventilen erkaufte werden.

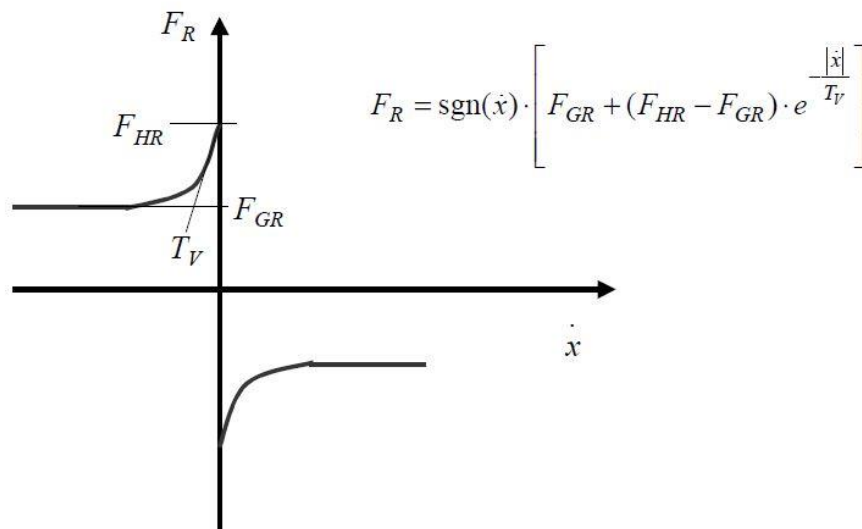
Konzept 4:



Das vierte Basiskonzept sollte die Eigenschaften einer beweglichen Düse, als Gegensatz zu den ersten drei Entwürfen untersuchen. Der Entwurf ist von der Funktionsweise mit dem Konzept Nr. 2 vergleichbar, da hier ebenfalls eine separate Ausgleichskammer mit zwei Hochdruckventilen vorhanden ist. Grundsätzlich stellt dieses Konzept eine konstruktive Herausforderung an die Gaszufuhr dar, da diese im Fall eines beweglichen Gehäuses elastisch ausgeführt werden müsste.

Anhang 22. Modellierung des Stick-Slip-Effektes

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 4.3.3

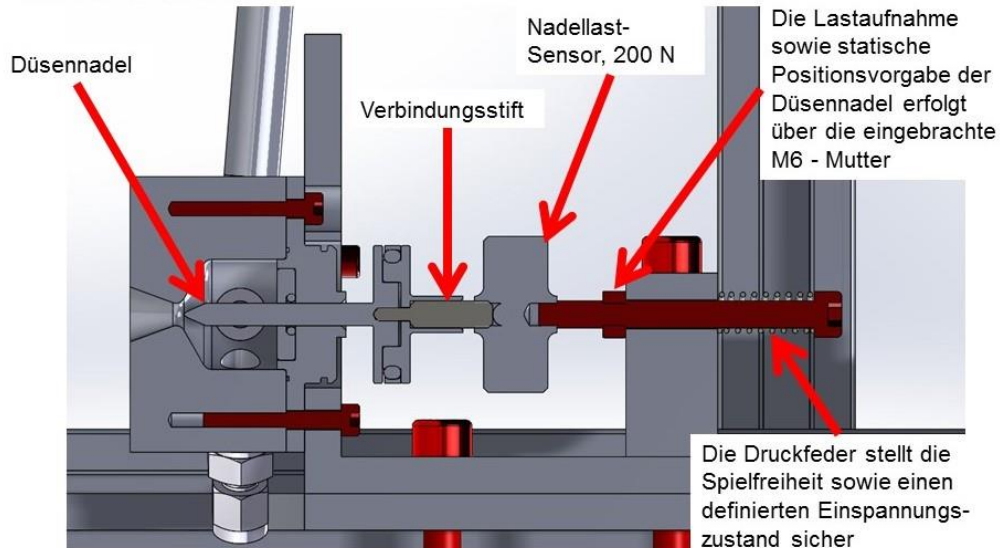


Quelle: Holger Watter, Hydraulik und Pneumatik, Wiesbaden: Vieweg+Teubner, 2008.

Anhang 23. Statischer Aufbau des Prüflings am Prüfstand

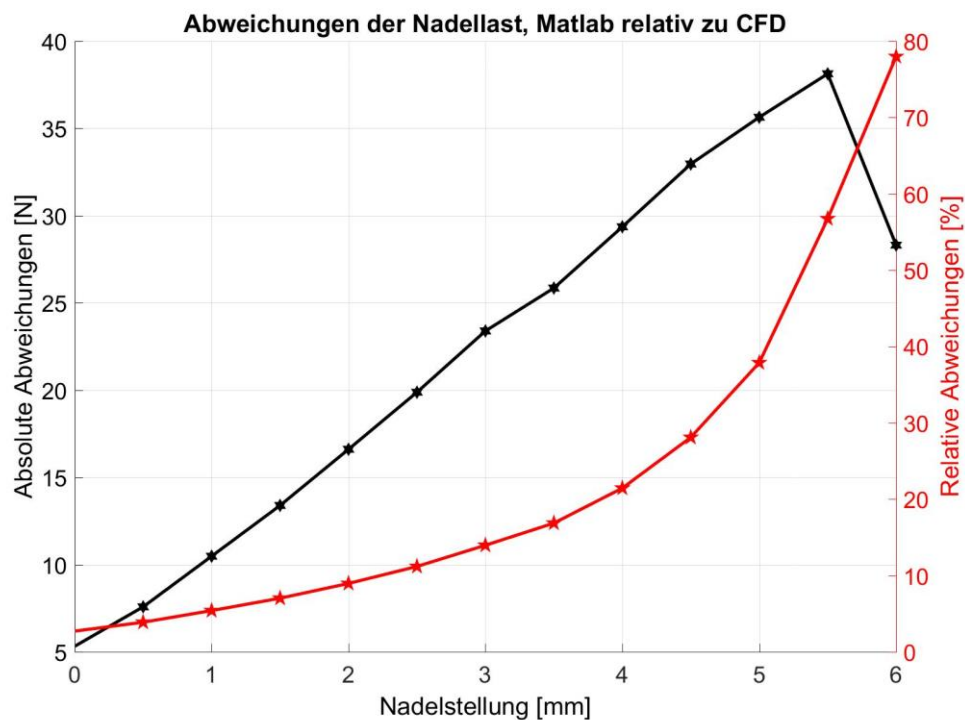
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 5.1.1.

Versuchsbeschreibung, CAD Schnitt durch den statischen Aufbau, Nadellast-Sensor

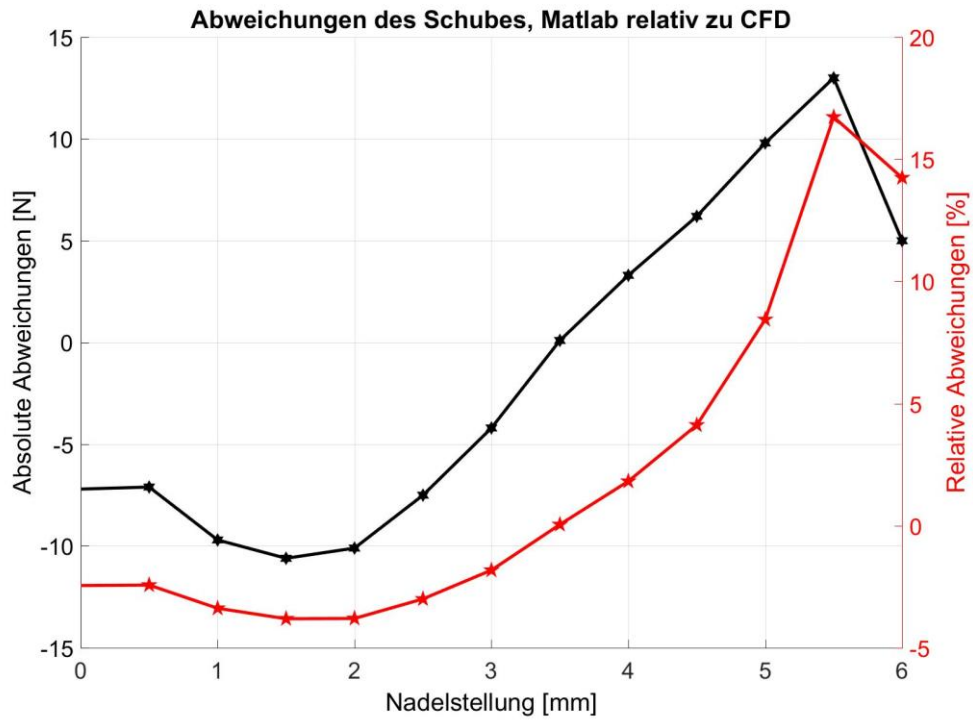


Anhang 24. Absolute und relative Abweichungen der Berechnungsmethoden in Matlab und ANSYS Fluent

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 5.1.2.

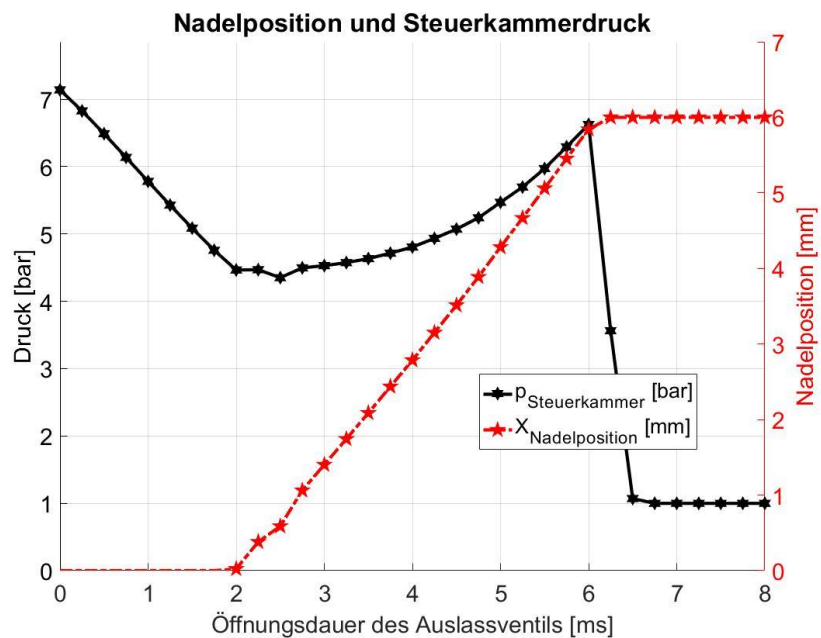


Als Betriebsdruck wurde sowohl in Matlab, als auch Fluent in beiden Fällen 100 bar angenommen.



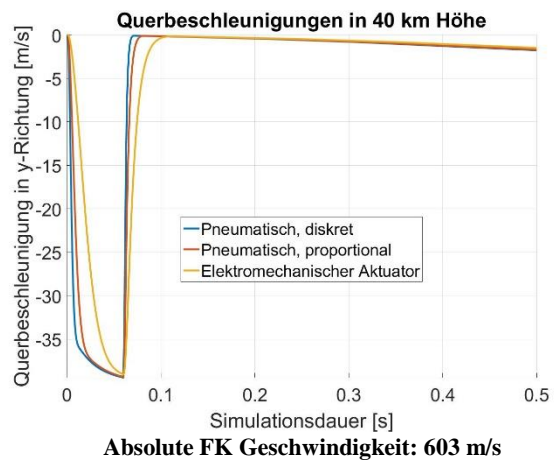
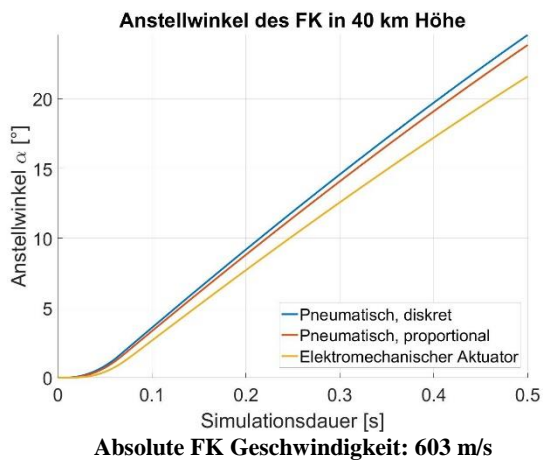
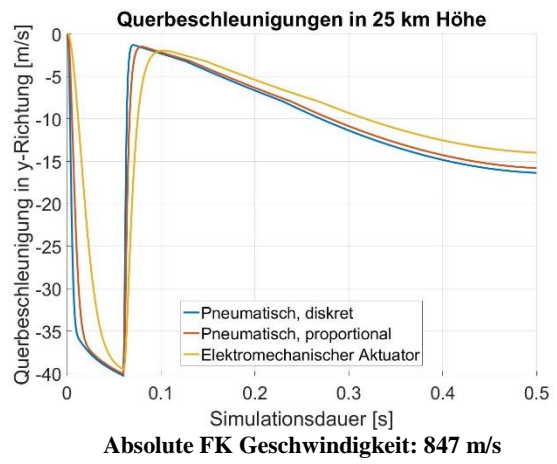
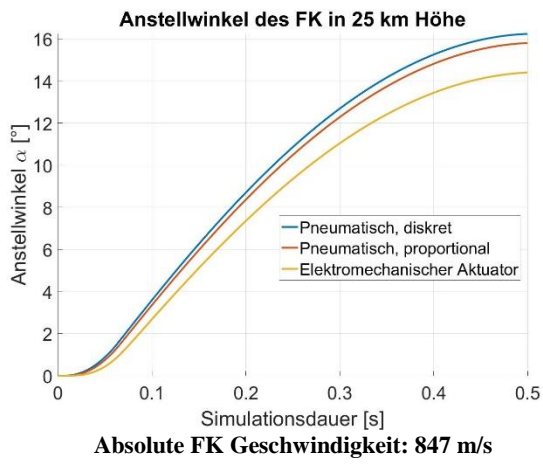
Anhang 25. Simulierte Nadelposition und Steuerdruck abhängig von der Öffnungsdauer des Auslassventils 350 ms nach dem Einleiten des Steuerkommandos

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 5.1.2.



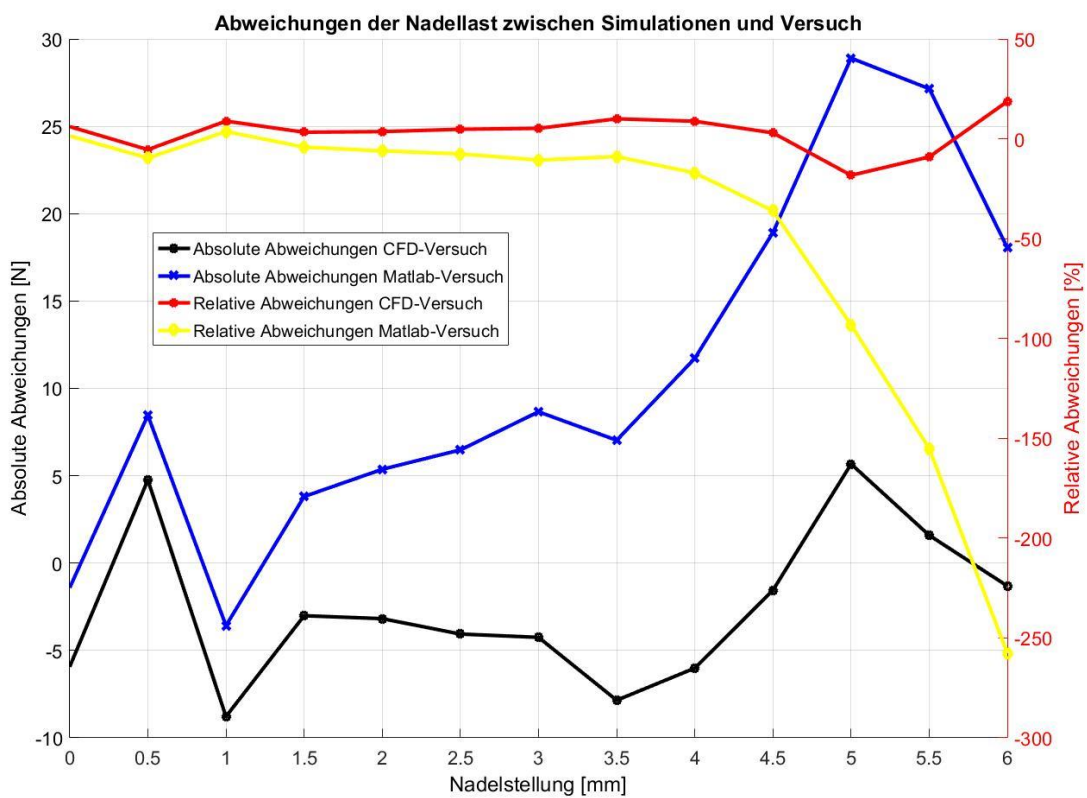
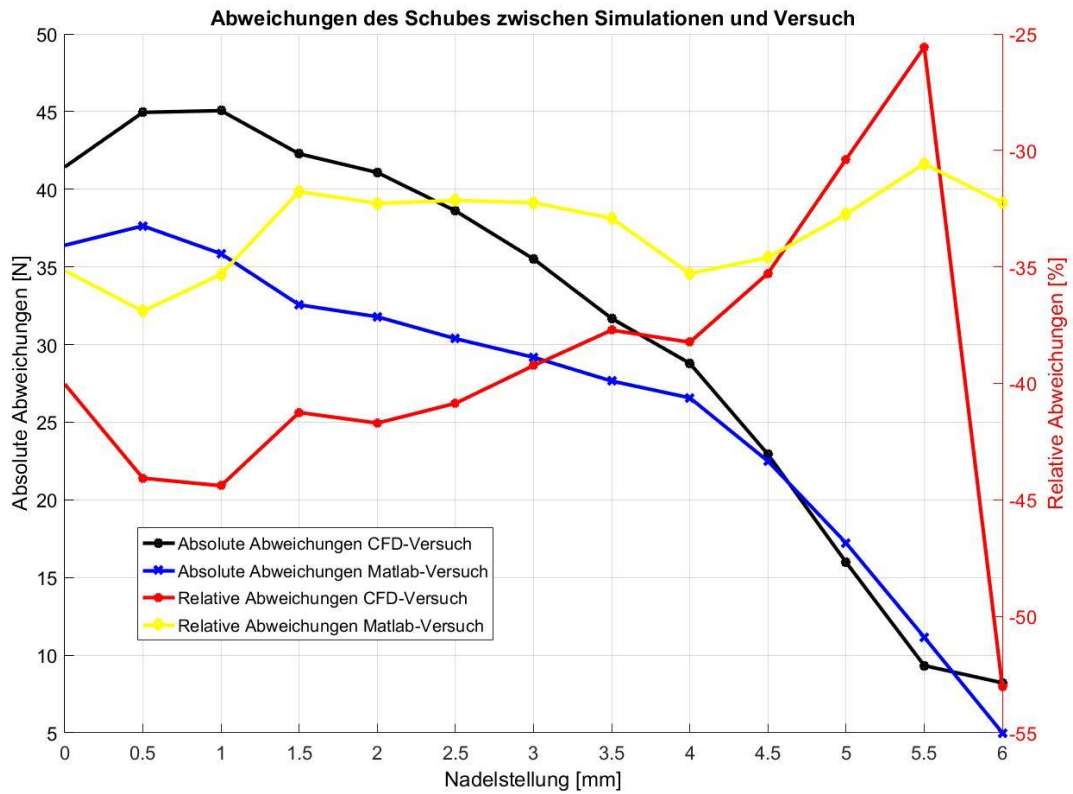
Anhang 26. Simulationsergebnisse für den erreichbaren Anstellwinkel und die Querbeschleunigung in 25 und 40 km Höhe

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 5.3.



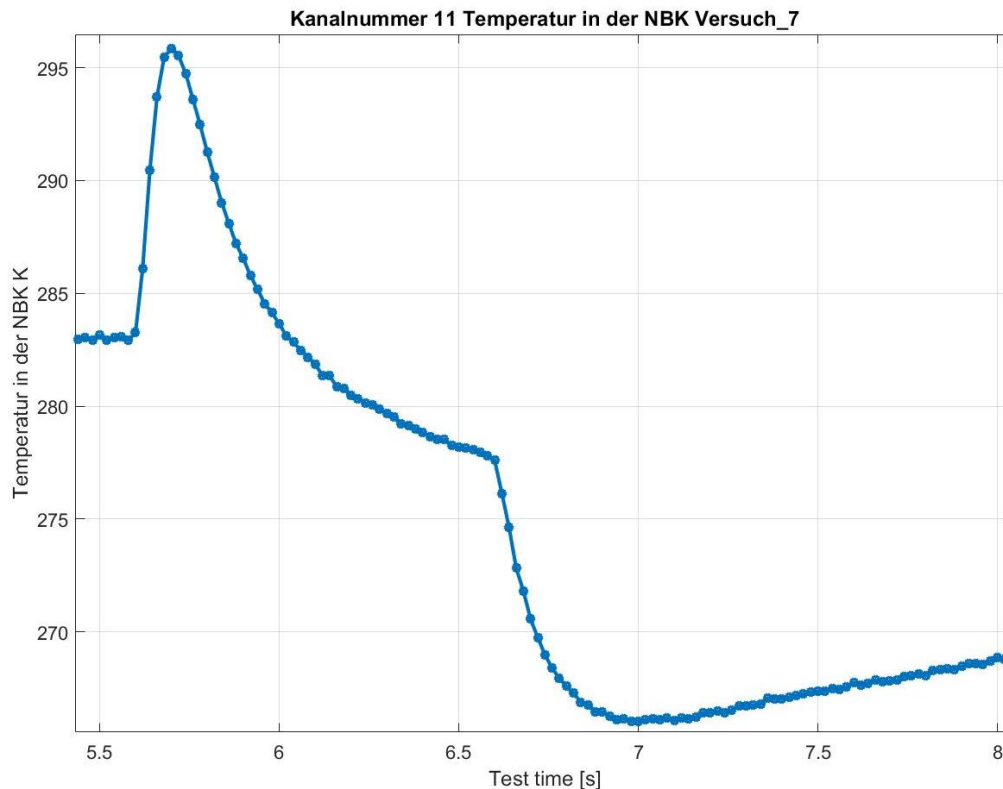
Anhang 27. Absolute und relative Abweichungen der Ergebnisse aus den Simulationen und der Versuchsserie Nr. 1

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.1.1.



Anhang 28. Gemessener Temperaturverlauf bei einer Nadelstellung von 3 mm

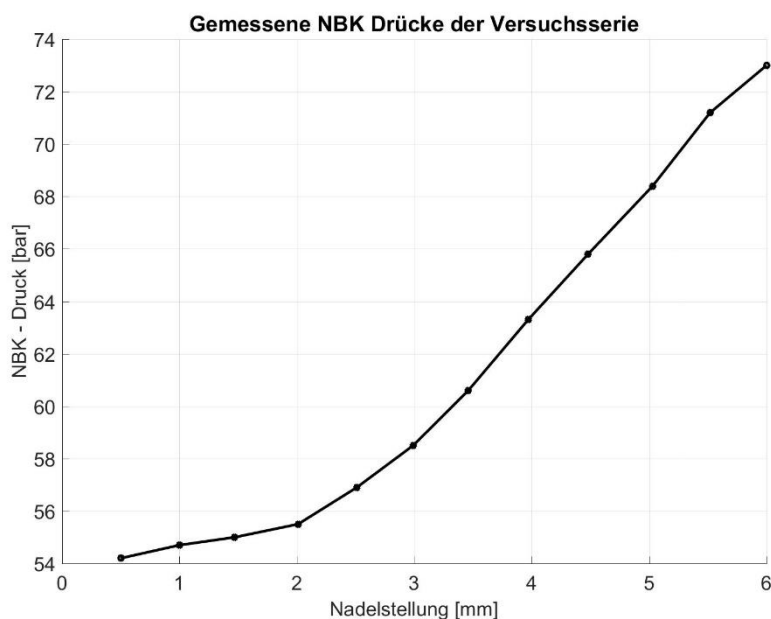
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.1.1.



Die Versuchsdauer liegt bei 1.0 s, wobei der Versuch mit dem Öffnen des Hauptventils bei ca. 5,6 s beginnt und bei 6,6 s wieder endet. Der anschließende Temperaturabfall auf ca. 265 K resultiert aus der Entspannung des Restdruckes in der Zuleitung des Triebwerkes.

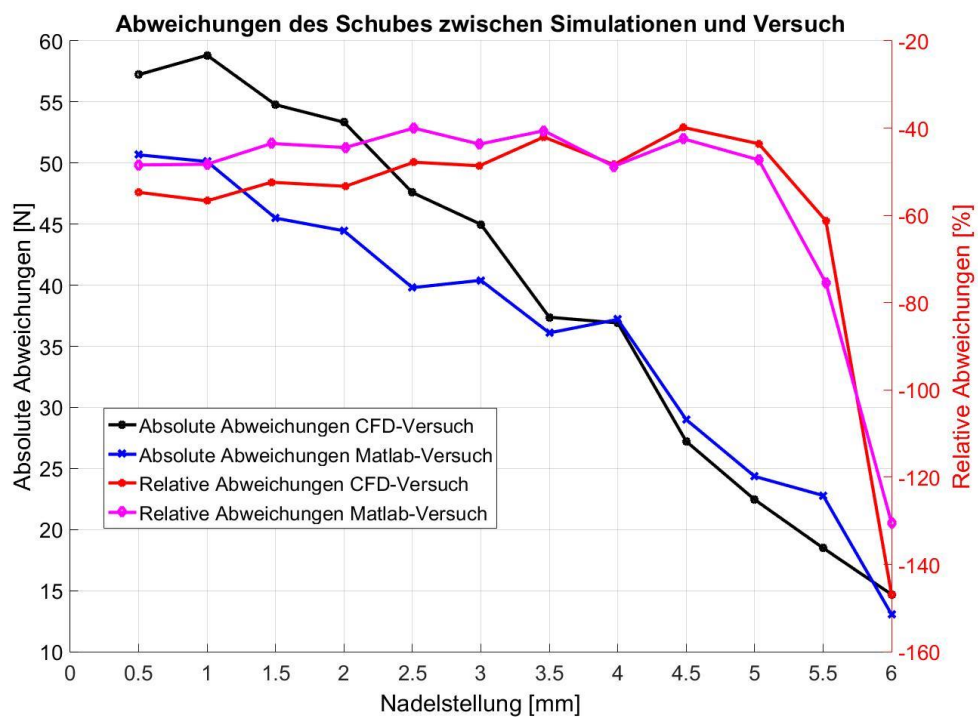
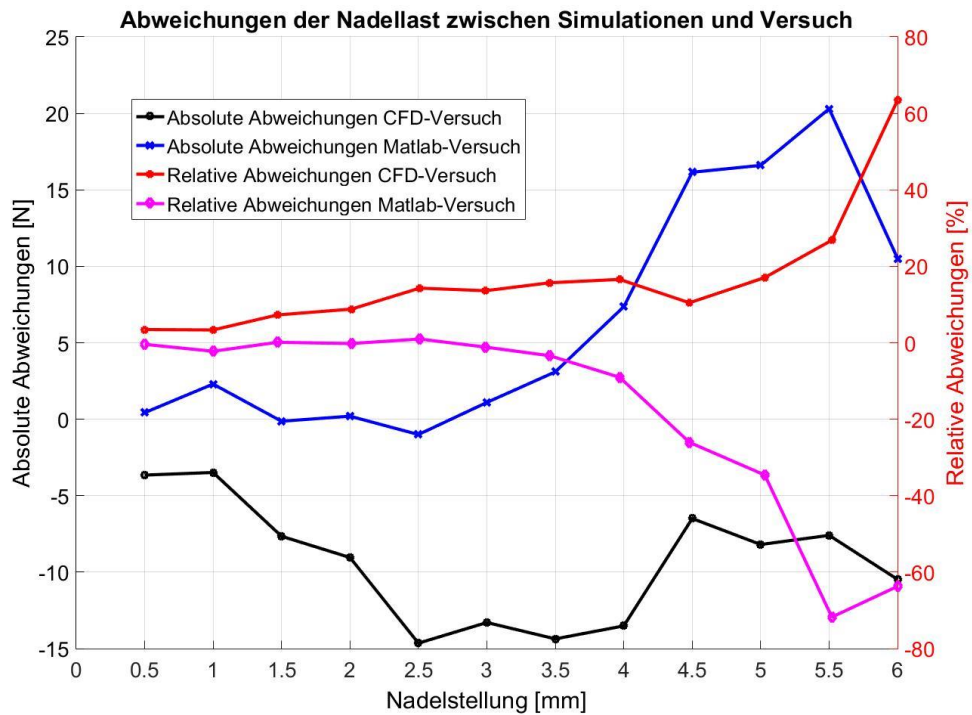
Anhang 29. Gemessene Brennkammerdrücke in der Versuchsserie Nr. 2

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.1.2.



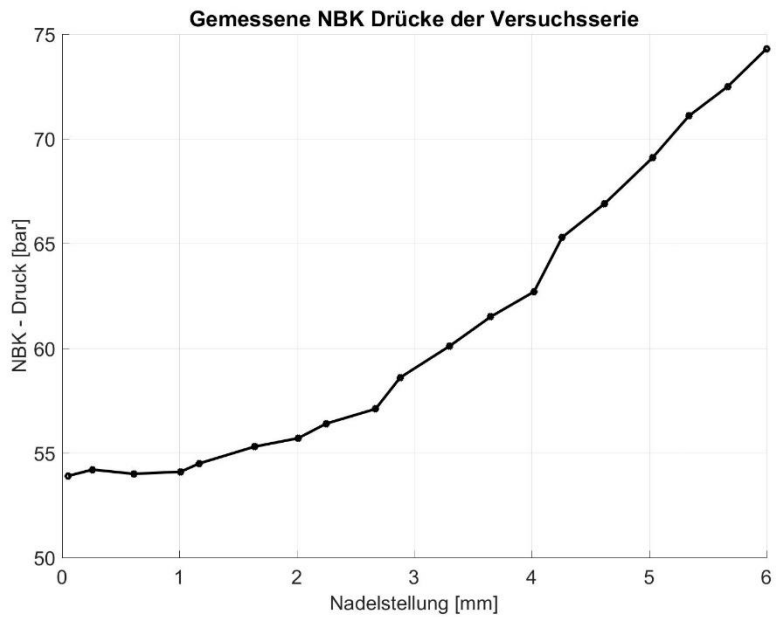
Anhang 30. Absolute und relative Abweichungen der Ergebnisse aus den Simulationen und der Versuchsserie Nr. 2

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.1.2.



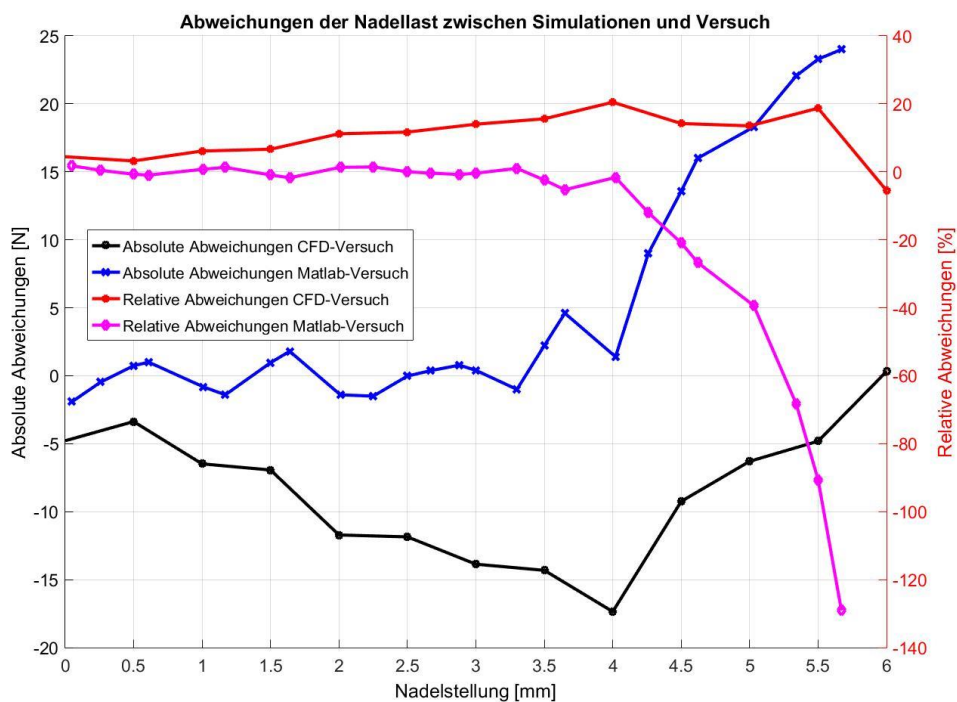
Anhang 31. Gemessene Brennkammerdrücke der Versuchsserie Nr. 3

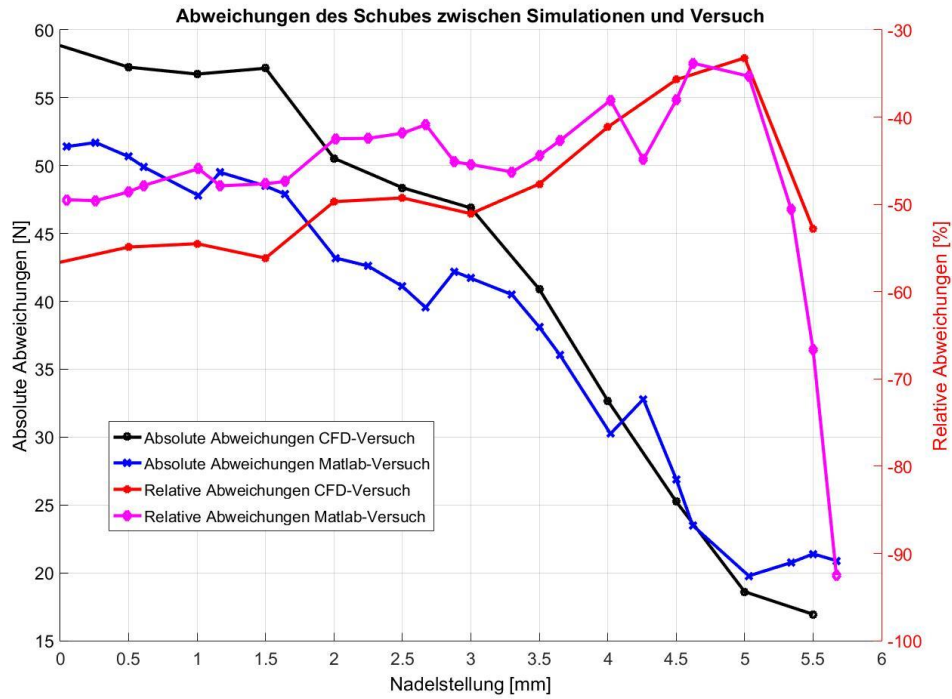
Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.1.2



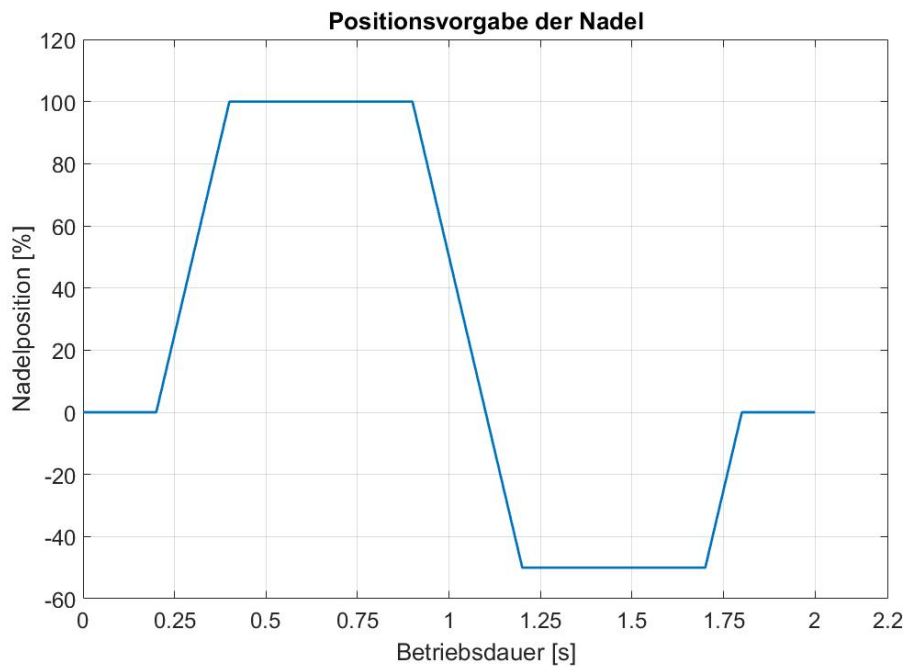
Anhang 32. Absolute und relative Abweichungen der Ergebnisse aus den Simulationen und der Versuchsserie Nr. 3

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.1.2.





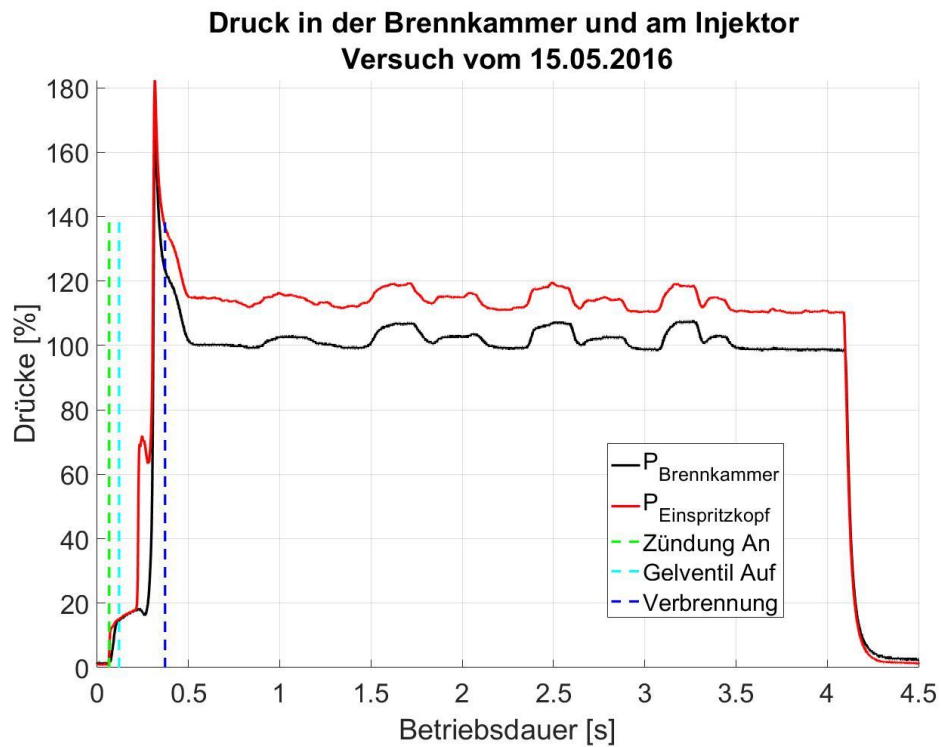
Anhang 33. Vorgegebene Nadelposition in der Sequenz Nr. 1 vom 29.04.2016
 Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.2.1.



Die Nadelposition wurde jeweils auf die Extremposition mit 100% normiert.

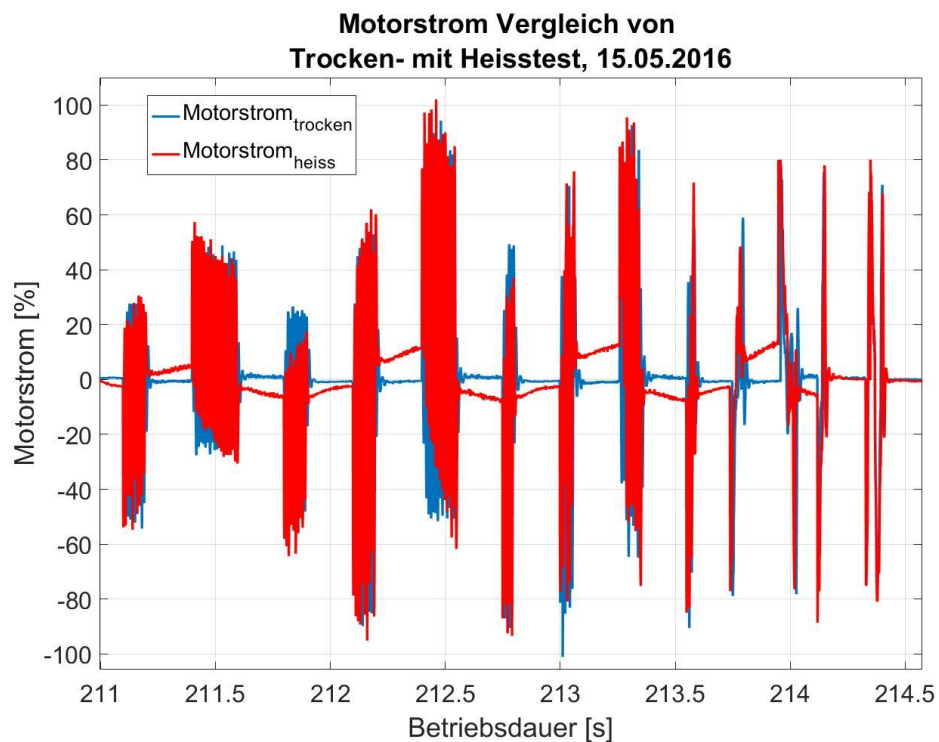
Anhang 34. Normierte Brennkammerdrücke, Versuch vom 15.05.2016

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.2.2.



Anhang 35. Vergleich normierter Motorströme, Versuch vom 15.05.2016

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.2.2



Anhang 36. Normierte Brennkammerdrücke, Versuch vom 08.06.2016

Dieser Anhang bezieht sich auf das Kapitel 6.2.3.

