

**Inbetriebnahme eines 200 N-Thrusters und
Untersuchung der Regelbarkeit hinsichtlich des
Einsatzes in einem Lander-Demonstrator**

**Testing of a 200 N thruster and investigation of
controllability for utilisation in a landing
demonstrator**

Masterarbeit von
cand. aer. Fabio Addario

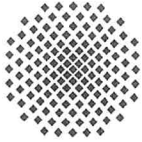
IRS-25-S-023

Hochschullehrer/in:
Prof. Dr.-Ing. Stefan Schlechtriem

Betreuer/in:
M. Sc. Till Hörger

Institut für Raumfahrtssysteme
Universität Stuttgart

Juni 2025



Aufgabenstellung Masterarbeit

für Herrn Fabio Addario

Inbetriebnahme eines 200 N-Thrusters und Untersuchung der Regelbarkeit hinsichtlich des Einsatzes in einem Lander-Demonstrator

Testing of a 200 N thruster and investigation of controllability for utilisation in a landing demonstrator

Motivation:

Im Institut für Raumfahrtantriebe sind alle Aktivitäten der Forschung sowie des Versuchsbetriebes von Raketenprüfständen zusammengefasst. Die Abteilung Satelliten- und Orbitalantriebe des Instituts beschäftigt sich mit der Aufgabe neue, bessere und umweltverträglichere Treibstoffe in Raketentriebwerken zur Anwendung zu bringen. Ein Schwerpunkt der Aktivitäten sind die Forschungs- und Entwicklungsarbeiten an sogenannten grünen Raumfahrttreibstoffen unter anderem für Sonden und Landeeinheiten.

Neben den Treibstoffen wird auch an schubregelbaren Triebwerken und neuen Regelstrategien geforscht. Um diese Kompetenzen zu vereinigen wird derzeit interdisziplinär die Entwicklung eines Raumfahrt-Landedemonstrators vorangetrieben. Eine der wesentlichen Herausforderungen für die Landung eines Raumfahrzeugs ist die Lage- und Bahnregelung sowie die Vermeidung von Hindernissen und das Finden einer geeigneten Landestelle. Im Rahmen der Arbeit soll die Anwendbarkeit der vorhandenen Triebwerke zur geregelten Landung eines planetaren Landers untersucht und bewertet werden.

Aufgabenstellung:

- Literaturrecherche zu regelbaren Landetriebwerken und benötigten Schubenvolmen für Planetare Lander
- Simulation einer Abstiegsbahn für den in SOA entworfenen Lander. Ableiten einer Schubanforderungsenvelope für das bestehende 200N Triebwerk
- Inbetriebnahme des Fluidsystems für das 200N Triebwerk und Charakterisierung der Triebwerkeigenschaften am Prüfstand
- Auslegung eines Reglers (PID-basiert, kontinuierlich und/oder diskret) zur Regelung des Triebwerksschubs für die bestehenden HyNO_x Triebwerke
- Durchführung von Heißgastests, Abfahren der zuvor bestimmten Schubenvolmen im Prüfstandtest zur Simulation einer Lander-Landung
- Auswertung der Versuche (PTR), Auswertung der Regelgüte des erstellten Reglers (Genauigkeit, Überschwingverhalten, Stabilität)
- Charakterisierung des Triebwerks als Aktuator für die Regler Auslegung anhand der Versuchsergebnisse
- Schreiben & Präsentieren der Masterarbeit

Betreuer/-in intern: Hörger, Till

Bearbeitungsbeginn: 02.12.2024

Einzureichen spätestens: 02.06.2025

Datum: 19.12.2024

Prof. Dr. S. Schlechtriem

(Verantwortlicher Hochschullehrer)

Empfangsbestätigung:

Ich bestätige hiermit, dass ich die Aufgabenstellung sowie die rechtlichen Bestimmungen und die Studien- und Prüfungsordnung gelesen und verstanden habe.

Datum

Unterschrift des/der Studierenden

Rechtliche Bestimmungen: Der/die Bearbeiter/in ist grundsätzlich nicht berechtigt, irgendwelche Arbeits- und Forschungsergebnisse, von denen er/sie bei der Bearbeitung Kenntnis erhält, ohne Genehmigung des/der Betreuers/in dritten Personen zugänglich zu machen. Bezüglich erreichter Forschungsleistungen gilt das Gesetz über Urheberrecht und verwandte Schutzrechte (Bundesgesetzblatt I/ S. 1273, Urheberrechtsgesetz vom 09.09.1965). Der/die Bearbeiter/in hat das Recht, seine/ihre Erkenntnisse zu veröffentlichen, soweit keine Erkenntnisse und Leistungen der betreuenden Institute und Unternehmen eingeflossen sind. Die von der Studienrichtung erlassenen Richtlinien zur Anfertigung der Bachelorarbeit sowie die Prüfungsordnung sind zu beachten.

Professoren und Privatdozenten des IRS:

Prof. Dr.-Ing. Stefanos Fasoulas (Geschäftsführender Direktor) · Prof. Dr.-Ing. Sabine Klinkner (Stellvertretende Direktorin) · Hon.-Prof. Dr.-Ing. Jens Eickhoff · Prof. Dr. rer. nat. Reinhold Ewald · Apl. Prof. Dr.-Ing. Georg Herdrich · Prof. Dr. rer. nat. Alfred Krabbe · Hon.-Prof. Dr. Volker Liebig · Hon. Prof. Dr. rer. nat. Christoph Nöldeke · Prof. Dr.-Ing. Stefan Schlechtriem · Apl. Prof. Dr.-Ing. Ralf Srama

Erklärungen

Hiermit versichere ich, **Addario, Fabio** dass ich diese **Masterarbeit** selbstständig mit Unterstützung des Betreuers / der Betreuer angefertigt und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel verwendet habe. Die Arbeit oder wesentliche Bestandteile davon sind weder an dieser noch an einer anderen Bildungseinrichtung bereits zur Erlangung eines Abschlusses eingereicht worden.

Ich erkläre weiterhin, bei der Erstellung der Arbeit die einschlägigen Bestimmungen zum Urheberrecht fremder Beiträge entsprechend den Regeln guter wissenschaftlicher Praxis¹ eingehalten zu haben. Soweit meine Arbeit fremde Beiträge (z.B. Bilder, Zeichnungen, Textpassagen etc.) enthält, habe ich diese Beiträge als solche gekennzeichnet (Zitat, Quellenangabe) und eventuell erforderlich gewordene Zustimmungen der Urheber zur Nutzung dieser Beiträge in meiner Arbeit eingeholt. Mir ist bekannt, dass ich im Falle einer schuldhaften Verletzung dieser Pflichten die daraus entstehenden Konsequenzen zu tragen habe.

Des Weiteren erkläre ich, dass die von mir elektronisch eingereichte Ausführung dieser Abschlussarbeit mit den gebundenen Exemplaren übereinstimmt.

Lampoldshausen, den 20.05.2025

Ort, Datum, Unterschrift

Hiermit erkläre ich mich damit einverstanden, dass meine **Masterarbeit** zum Thema:

Inbetriebnahme eines 200 N-Thrusters und Untersuchung der Regelbarkeit hinsichtlich des Einsatzes in einem Lander-Demonstrator

in der Institutsbibliothek des Instituts für Raumfahrtssysteme ohne Sperrfrist öffentlich zugänglich aufbewahrt und die Arbeit auf der Institutswebseite sowie im Online-Katalog der Universitätsbibliothek erfasst wird. Letzteres bedeutet eine dauerhafte, weltweite Sichtbarkeit der bibliographischen Daten der Arbeit (Titel, Autor, Erscheinungsjahr, etc.).

Nach Abschluss der Arbeit werde ich zu diesem Zweck meinem Betreuer neben dem Prüfaxemplar eine weitere gedruckte sowie eine digitale Fassung übergeben.

Der Universität Stuttgart übertrage ich das Eigentum an diesen zusätzlichen Fassungen und räume dem Institut für Raumfahrtssysteme an dieser Arbeit und an den im Rahmen dieser Arbeit von mir erzeugten Arbeitsergebnissen ein kostenloses, zeitlich und örtlich unbeschränktes, einfaches Nutzungsrecht für Zwecke der Forschung und der Lehre ein. Falls in Zusammenhang mit der Arbeit Nutzungsrechtsvereinbarungen des Instituts mit Dritten bestehen, gelten diese Vereinbarungen auch für die im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Arbeitsergebnisse.

Lampoldshausen, den 20.05.2025

Ort, Datum, Unterschrift

¹ Nachzulesen in den DFG-Empfehlungen zur „Sicherung guter wissenschaftlicher Praxis“ bzw. in der Satzung der Universität Stuttgart zur „Sicherung der Integrität wissenschaftlicher Praxis und zum Umgang mit Fehlverhalten in der Wissenschaft“

Danksagung

An dieser Stelle möchte ich mich bei meinem Betreuer Till Hörger für die fachliche Unterstützung und Betreuung während der Masterarbeit bedanken.

Zudem gilt mein Dank Herrn Prof. Dr.-Ing Schlechtriem dafür, dass die Masterarbeit am DLR in Lampoldshausen durchgeführt werden konnte.

Marc Gritzka möchte ich dafür danken, dass er mir in der selbst in der Endphase seiner eigenen Masterarbeit bei der Durchführung des ersten Tests an dem von ihm entwickelten Triebwerk half und mir immer für Fragen zur Verfügung stand.

Schließlich gilt mein Dank meinen Eltern, die mir durch ihre Unterstützung das Studium ermöglicht hatten.

Fabio Addario

Hardthausen, Mai 2025

Kurzfassung

Am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) Standort Lampoldshausen wird derzeit an günstigeren, weniger toxisch und weniger karzinogenen Alternativen für Hydrazin als Satellitentreibstoff geforscht. Dabei ist die Forschung an der Treibstoffkombination aus Lachgas (N_2O) und Ethan (C_2H_6) in einem fortgeschrittenen Stadium, wo bereits entwickelte Triebwerke getestet werden müssen. Darunter ist auch ein Triebwerk der 200 N-Schubklasse.

Zudem am DLR wird an einem Freifluglandedemonstrator als Technologieplattform für planetare Lander gearbeitet. Dieser soll mithilfe von grünen Raketentreibstoffen und fortschrittlichen Regelalgorithmen einen Freiflug in der Erdatmosphäre von etwa 30 s Dauer absolvieren können.

In dieser Arbeit soll überprüft werden, ob sich dieses Triebwerk aus regelungstechnischer Sicht zum Einsatz im Landedemonstrator in einem selbstbedrückten Zyklus eignet. Dafür wurde in dieser Arbeit ein 200 N-Triebwerk mit gasförmigem Lachgas und Ethan als Treibstoff getestet und ein Schubfolgeregelungsalgorithmus entwickelt. Um eine Drosselbarkeit zu gewährleisten, wurde ein Regelventil in die Lachgasleitung des bestehenden Prüfstand M11.5 eingebaut. Der Regler nutzt eine modellbasierte Vorsteuerung zur schnellen, groben Einregelung des Brennkammerdruckes und ein internes Triebwerksmodell in Verbindung mit einem PI-Regler, um stationäre Genauigkeit zu gewährleisten.

Um die Eignung für den Einsatz als Hauptantrieb in einem Landedemonstrator zu überprüfen, wurde eine Hardware-in-the-Loop-Simulation durchgeführt. Das bedeutet, dass von der Messtrecke aufgezeichnete Schubwerte an eine Lander-Flugsimulation übergeben werden, wo in Echtzeit von einem Flugregler Sollschubwerte berechnet werden, die wiederum von der Messtrecke bei Triebwerkstests eingeregelt werden. Dabei konnte der Schubregelkreis alle Anforderungen an die Regelgüte erfüllen, indem eine realistische Trajektorie erfolgreich nachgefliegen werden konnte.

Außerdem wurde eine Modellrechnung der Tankzustände bei Treibstoffentnahme unter Annahme einer jeweiligen Gleichgewichtstemperatur in den Tanks mit einem Simulationsskript durchgeführt. Es ergab sich, dass ein selbstbedrücktes HyNOx -Antriebssystem die Anforderungen eines Freifluges nicht erfüllen kann, da das Absinken des Tankdruckes bei Treibstoffentnahme ein Absinken des Triebwerksschubes zur Folge hat. Da der Schub nach 30 s nicht ausreicht, um unter Erdatmosphärenbedingungen zu schweben, muss für den Landedemonstrator eine andere Lösung gefunden werden.

Abstract

At the German Aerospace Center's (DLR) facility in Lampoldshausen research on cheaper and less toxic alternatives for hydrazine as rocket propellant is conducted. The propellant combination of nitrous oxide (N_2O) and ethane (C_2H_6) is considered as such. Currently, tests on these rocket engines are about to be conducted to evaluate their performance.

Furthermore, a free flight landing demonstrator for research on planetary soft landings is developed at DLR. Using green propellants and advanced control algorithms, a 30 s flight is to be demonstrated.

In this thesis, the feasibility of a 200 N thruster using gaseous nitrous oxide and ethane for the lander's main engine shall be investigated. A control valve is inserted into the ethane and nitrous oxide feeding line on the existing M11.5 test bench. A control algorithm using model based feed forward control to enable quick control and an internal engine model in conjunction with a PI controller to enable precise control behaviour is implemented. To prove feasibility, a hardware in the loop simulation is conducted, where thrust measurements are fed into a flight simulation with internal flight controller. The flight controller then computes a desired thrust value based on the lander's flight state inside the simulation and forwards it to the test setup, where the thrust controller follows this value in a thruster hot fire test. Analysis of these simulation tests conclude a feasible control behaviour of the control circle regarding a free flight demonstration.

However, a model based analysis of the propellant tank state under assumption of an equilibrium inside the respective propellant tanks concludes that a self pressurized system is not feasible for use in a free flight demonstrator. This is due to lowering tank pressure during flight resulting in low combustion chamber pressure and thus low thrust near the end of the flight. As the thrust becomes too low for the lander to hover, a system based on self pressurized nitrous oxide and ethane is deemed unfit for use on the free flight demonstrator and a different solution has to be found.

Nomenklatur

Akronyme

HyNO_x	Hydrocarbons with Nitrous Oxide
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
MEOP	Maximum Expected Operating Pressure
HTP	High Test Hydrogen Peroxide
EMIM SCN	1-Ethyl-3-Methylimidazolium Thiozyanat
NTO	Distickstoff-Tetroxid
MMH	Monomethyl-Hydrazin
UDMH	Unsymmetrisches Dimethyl-Hydrazin
N₂O	Distickstoffmonoxid/ Lachgas
C₂H₆	Ethan
ASCENT	Advanced Spacecraft Energetic Non-Toxic Propellant
OTV	Orbital Transfer Vehicle
GNC	Guidance-Navigation-and-Control
IMU	Inertial Measurement Unit
PWM	Pulsweitenmodulation
MPC	Model Predictive Control
SIL	Software in the Loop
HIL	Hardware in the Loop
ZRD	Zustandsraumdarstellung
P	Proportional
I	Integral
PI	Proportional-Integral
PID	Proportional-Integral-Differenzial
NASA	National Aeronautics and Space Administration
CEA	Chemical Equilibrium and Applications
NIST	National Institute of Standards and Technology

Lateinische Zeichen

F	N	Schubkraft
c_e	m/s	Effektive Austrittsgeschwindigkeit
w_e	m/s	Mittlere, in Düsenachse gerichtete Austrittsgeschwindigkeit
A_e	m ²	Düsenaustrittsquerschnittsfläche
A_t	m ²	Querschnittsfläche im engsten Düsenquerschnitt
c^*	m/s	Charakteristische Geschwindigkeit
C_F	-	Schubkoeffizient
Δv	m/s	Massespezifischer Gesamtimpuls
ROF	-	Mischungsverhältnis
p	bar	Druck
T	K	Temperatur
x_i	m	Koordinate im System i
y_i	m	Koordinate im System i
z_i	m	Koordinate im System i
T_{xy}	-	Koordinatentransformationsmatrix vom y -System in das x -System
q	-	Lagequaternion
g	m/s ²	Erdbeschleunigung
F_{aero}	N	Aerodynamischer Kraftvektor
J	kg·m ²	Trägheitsmatrix
m	kg	Masse
$P(x)$		Polynom
A		Systemmatrix
B		Eingangsmatrix
C		Messmatrix
D		Durchgangsmatrix
V		Vorfiltermatrix
K		Reglermatrix
K_P		Proportionalverstärker
K_I		Integralverstärker
K_D		Differenzialverstärker
k	-	Zeitschritt
x_k		Zustandsvektor
u_k		Eingangsvektor
y_k		Ausgangsvektor
w_k		Sollwert
e_k		Regelabweichung
Q_B		Beobachtbarkeitsmatrix
Q_S		Steuerbarkeitsmatrix
t	s	Zeit
Δt	s	Abtastperiode
$G(z)$		Übertragungsfunktion der Regelstrecke
$N(z)$		Nennerpolynom
$Z(z)$		Zählerpolynom

$G_0(z)$		Übertragungsfunktion des offenen Regelkreises
$T(z)$		Übertragungsfunktion des Regelkreises
A_R	dB	Amplitudenreserve
K_V	m ³ /h	Durchflusskoeffizient
d_{ign}	mm	Durchmesser des Zündkanals
ΔK_S	-	Modellabweichung im Faktor K_S
\dot{Q}	kW	Kühlwärmestrom

Griechische Zeichen

ε	-	Expansionsverhältnis
κ	-	Isentropenexponent
η_{c^*}	-	Verbrennungseffizienz
Γ	-	Massenstromkoeffizient
τ	Nm	Drehmomentenvektor
ζ	-	Dämpfungsrate
ω	rad/s	Frequenz
φ_R	rad	Phasenreserve
ϕ	rad	Rollwinkel
θ	rad	Nickwinkel
ψ	rad	Gierwinkel
χ	-	Regelventilstellung

Indizes

cc	Brennkammerzustand
t	Engster Düsenquerschnittszustand
e	Düsenaustrittszustand
amb	Umgebungszustand
$Feed$	Zustand in der Versorgungsleitung
N_2O	Lachgasseite
C_2H_6	Ethaneite
id	Idealwert
$Wand$	Brennkammerausßenwand
t	Zustand im engsten Düsenquerschnitt
g	Im geodätischen Koordinatensystem
f	Im körperfesten Koordinatensystem
a	Im aerodynamischen Koordinatensystem
Tr	Triebwerk
ME	Hauptantrieb
ACS	Lageregelungssystem
ff	Vorsteuerung
P	Proportional
I	Integral
D	Differenzial
$Soll$	Sollwert
$Lead$	Vorlauf

Inhaltsverzeichnis

Danksagung	v
Kurzfassung	vii
Abstract	viii
Nomenklatur	ix
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.1.1 Die Bedeutung von Mondlandesonden	1
1.1.2 Freiflug-Landedemonstratorprojekt THE LÄNDER	1
1.1.3 Grüne Raketentreibstoffe und das Projekt NEO FUELS	1
1.2 Zielsetzung der Arbeit	2
1.3 Vorgehensweise	2
2 Einführung in die theoretischen Grundlagen	3
2.1 Chemische Raketenantriebe	3
2.1.1 Wichtige Kenngrößen	3
2.1.2 NASA CEA	5
2.1.3 Zündung chemischer Raketenantriebe	5
2.1.4 Regelbare Raketenantriebe	6
2.1.5 Satellitentreibstoffe	6
2.2 Landesonden	9
2.2.1 Guidance (Flugführung)	10
2.2.2 Navigation	11
2.2.3 Control (Flugsteuerung)	11
2.3 Flugsimulation	11
2.3.1 Koordinatensysteme	12
2.3.2 Nichtlineare Bewegungsgleichungen	14
2.3.3 Modellierung von Schubtransienten	16
2.4 Regelungstechnik	16
2.4.1 Digitale Regelung	16
2.4.2 Vergleich verschiedener Regelstrategien	16
2.4.3 Digitaler Regelkreis	18
2.4.4 Zeitdiskrete Zustandsraumdarstellung	18
2.4.5 Zeitdiskrete Übertragungsfunktion	21
2.4.6 Diskreter Regelungsentwurf	22
2.4.7 Kaskadenregelung	22

3	Versuchsaufbau	25
3.1	Prüfstand	25
3.1.1	Triebwerk	26
3.1.2	Verwendete Ventile	28
3.2	Ansteuerung	30
4	Regelungsentwurf	31
4.1	Flugsimulation	31
4.1.1	Hardware-in-the-Loop-Simulation	31
4.1.2	Flugreglerstruktur	31
4.1.3	Wegpunktvorgabe	32
4.1.4	Horizontalreglerkaskade	34
4.1.5	Vertikalreglerkaskade	34
4.1.6	Auswahl der Reglerverstärker	35
4.2	Streckenmodell	35
4.2.1	Zeitverhalten	35
4.2.2	Stationäres Verhalten	36
4.3	Regelkreis	38
4.3.1	PI-Regler	39
4.3.2	Vorsterung	39
4.4	Stabilität	40
4.5	Reglerimplementation	45
5	Versuchsauswertung	47
5.1	Versuchsdurchführung	47
5.2	Triebwerksverhalten	49
5.2.1	Zündung	49
5.2.2	Verbrennung	50
5.3	Reglerverhalten	54
5.3.1	Vergleich mit den Simulationsmodellen	54
5.3.2	Einfluss des internen Triebwerksmodells	56
5.3.3	Einfluss des Vorfilters	57
5.3.4	Folgeverhalten des Mischungsverhältnisses	58
5.4	Hardware in the Loop	59
5.4.1	Vergleich mit der SIL-Simulation	59
5.5	Betrachtung hinsichtlich des Einsatzes in einem Landedemonstrator	61
5.5.1	Zündung	61
5.5.2	Regelbarkeit	61
5.5.3	Systemverhalten	61
5.5.4	Bewertung	64
6	Zusammenfassung und Ausblick	67
6.1	Zusammenfassung	67
6.2	Ausblick	67
	Literaturverzeichnis	xv
	Bildverzeichnis	xx

Tabellenverzeichnis	xxii
A Anhang: A	A1
A.1 Schubregelungsskript	A1
A.2 HIL-Simulationsparameter	A9

1 Einleitung

1.1 Motivation

1.1.1 Die Bedeutung von Mondlandesonden

Am 22. Februar 2024 gelang es der Firma INTUITIVE MACHINES, INC. aus den USA den Lander *Odysseus* als erste private Firma weltweit weich auf dem Mond zu landen [1]. Zuvor sind andere Firmen wie SPACEIL, ISPACE INC. oder ASTROBOTIC TECHNOLOGY INC. an dieser großen Herausforderung gescheitert, was die Schwierigkeit in der technischen Umsetzung von weichen Mondlandungen verdeutlicht [2], [3], [4]. Seit den späten 2010er Jahren gibt es ein wissenschaftliches Interesse an Mondlandungen wie zuletzt in den 1960er und 1970er Jahren [5]. Speziell die National Aeronautics and Space Administration (NASA) fördert mit dem COMMERCIAL-LUNAR-PAYLOAD-SERVICES-Programm viele private Unternehmen in den USA dabei, Systeme für den Frachttransport zur Mondoberfläche zu schaffen [6]. Außerdem gelang es den staatlichen Raumfahrtagenturen aus China und Indien erst in den letzten Jahren, eine Landesonde auf dem Mond zu bringen [7], [8]. Auch in Europa wird im Rahmen des ARTEMIS-Programms am robotischen Frachttransportlander *Argonaut* gearbeitet [9]. Um die Erfolgsaussichten einer Landung zu erhöhen, muss das System idealerweise auf der Erde getestet werden [7, Seite 485 - 516]. Dazu sind Prüfstände und Demonstratoren nötig. Aus diesem Grund wird am Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) in Lampoldshausen an einem Landedemonstrator gearbeitet, an dem Algorithmen und Aktuatoren für eine robotische Raketenlandung mit grünen Raketentreibstoffen getestet werden sollen [10].

1.1.2 Freiflug-Landedemonstratorprojekt The Länder

In diesem Projekt wird Schritt für Schritt ein Landedemonstrator um Aktuatorik ergänzt, bis ein Freiflug möglich ist [10]. Dafür wurde zunächst von FLORIAN MERZ ein 1-Freiheitsgrade-Prüfstand aufgebaut, an dem eine Landung mit Stickstoff-Kaltgas geprobt werden konnte [11]. BISCHOF gelang es, mittels eines Deep-Reinforcement-Learning trainierten neuronalen Netzes eine Kaltgas-Lageregelung in Roll- und Nickrichtung zu demonstrieren [12]. Darauf hin wurde der Demonstrator erweitert, sodass SCHÜTZ eine Heißgas-Lageregelung mittels Modellprädiktiver Regelung in Roll-Nick-Richtung realisierte [13]. Um die Funktion der Regler im Freiflug zu überprüfen und genaue Anforderungen an das System zu generieren, wurde eine 6-Freiheitsgrade-Flugsimulation entwickelt. Damit kann nun die Entwicklung eines Hauptantrieb-Schubregelungsalgorithmus beginnen.

1.1.3 Grüne Raketentreibstoffe und das Projekt Neo Fuels

Hydrazin ist für Satellitenantriebe aufgrund seiner hervorragenden hypergolen Eigenschaften mit Distickstoff-Tetroxid (NTO) und hohem spezifischem Impuls der Stand der Technik. Allerdings macht dessen hohe Toxizität den Einsatz vor allem für Kleinsatelliten und

Cubesats unrentabel [14]. Daher wird am DLR-Standort Lampoldshausen unter anderem im Projekt NEO FUELS an günstigeren, weniger toxischen Treibstoffen für Kleinsatelliten geforscht [15]. Darunter fallen auch die sogenannten Hydrocarbons with Nitrous Oxide (HyNOx)-Treibstoffe, die Distickstoffmonoxid/ Lachgas (N_2O) als Oxidator und diverse Kohlenwasserstoffe als Brennstoff nutzen. In diesem Bereich wurde in der Dissertation von WERLING Möglichkeiten zur Förderung der Treibstoffe in vorgemischter Form (Nitrous Oxide Fuel Blends) erforscht [16]. DOBUSCH entwickelte Triebwerke der 22 N-Schubklasse [17] und entwickelte einen In-Orbit-Systemdemonstrator für ein 22 N- und ein 1 N-Triebwerk [18]. Im Bereich der Schubregelung der HyNOx-Technologie implementierte und testete HÖRGER bereits neurale Netze als Schubregler für Triebwerke der 22 N-Schubklasse [19], [20]. Zudem entwickelte GRITZKA ein 200 N-Thruster, der im folgenden für die Arbeit genutzt wurde [21].

1.2 Zielsetzung der Arbeit

Das Ziel der Arbeit ist es, das IDENO-200B Triebwerk in Betrieb zu nehmen und einen Schubfolgeregler dafür zu entwickeln. Dabei soll das Triebwerk und der Regler am Prüfstand M11.5 getestet werden. Schließlich soll eine Bewertung zur Eignung des Triebwerkes zum Einsatz im Landedemonstrator geschehen, indem Schubmessungen des Triebwerkes in einer Hardware in the Loop (HIL)-Simulation eingebunden werden und eine Simulation der Tankzustände bei Treibstoffentnahme erfolgt.

1.3 Vorgehensweise

Dazu werden in Kapitel 2 die theoretischen Grundlagen in den Themenbereichen Raketenantrieben, Flugsimulation und Regelungstechnik erörtert. Anschließend wird der Aufbau des Prüfstandes und des verwendeten Triebwerkes in Kapitel 3 erklärt. Der Entwurf des Reglers und ein modellbasierter Stabilitätsnachweis erfolgt in Kapitel 4. Anschließend werden die Versuchsergebnisse in Kapitel 5 ausgewertet und die Eignung des Triebwerkes bewertet. Abschließend werden die Ergebnisse in Kapitel 6 zusammengefasst und ein Ausblick auf zukünftige Arbeiten gewährt.

2 Einführung in die theoretischen Grundlagen

In diesem Kaptiel werden die theoretischen Grundlagen vermittelt, welche zur Bearbeitung des Themas nötig sind. Dabei wird zuerst die Funktionsweise chemischer Raketenantriebe erklärt. Anschließend wird auf Landesonden und deren Anforderungen hinsichtlich Regelbarkeit von Raketentriebwerken eingegangen. Danach wird die Simulation von Starrkörpermodellen beschrieben. Schließlich werden die regelungstechnischen Grundlagen vermittelt, die zum Entwurf eines Schubreglers nötig sind.

2.1 Chemische Raketenantriebe

Dieser Abschnitt entstammt inhaltlich hauptsächlich aus [22], [23] und [24].

Chemische Raketenantriebe sind eine Unterart der Reaktionsantriebe. Diese basieren auf dem Newtonschen Reaktionsaxiom. In chemischen Antrieben wird chemische Energie in thermische Energie umgewandelt. Dadurch erhöht sich die mittlere Geschwindigkeit der Verbrennungsabgasmoleküle. Werden diese nun von einem Objekt gerichtet ausgestoßen, erwirkt die Reaktionskraft eine Beschleunigung auf das Objekt. Diese Schubkraft lässt sich durch den Massefluss \dot{m} und der effektiven Austrittsgeschwindigkeit c_e berechnen [22, Seite 192]:

$$F = c_e \cdot \dot{m}. \quad (2.1)$$

2.1.1 Wichtige Kenngrößen

Effektive Austrittsgeschwindigkeit

Die effektive Austrittsgeschwindigkeit lässt sich auch als

$$c_e = w_e + \frac{A_e(p_e - p_{amb})}{\dot{m}} \quad (2.2)$$

beschreiben. Dabei ist w_e die mittlere, in Düsenachse gerichtete Geschwindigkeit am Düsenaustrittsquerschnitt, p_e der Druck der Strömung am Düsenaustrittsquerschnitt, A_e die Austrittsquerschnittsfläche und p_{amb} der Umgebungsdruck. Demnach kann der effektive Austrittsgeschwindigkeit also als Summe der mittleren Austrittsgeschwindigkeit und einem Druckterm aufgefasst werden. Die mittlere Austrittsgeschwindigkeit ist im wesentlichen abhängig von den chemischen Eigenschaften des Treibstoffes und der Druckterm von der Differenz des Austrittsdruckes und des Umgebungsdruckes. In Falle von atmosphärischen Bedingungen, lässt sich die höchste effektive Austrittsgeschwindigkeit bei angepasster Düsenströmung $p_e = p_{amb}$ erreichen. Ist $p_e < p_{amb}$, ist die Strömung in der Düse überexpandiert oder abgelöst. Dies wirkt sich negativ auf die effektive Austrittsgeschwindigkeit aus [22, Seite 192f].

Spezifischer Impuls

Damit ist der sogenannte spezifische Impuls eines Antriebs

$$I_{Sp} = \frac{c_e}{g} = \frac{F}{g \cdot \dot{m}}, \quad (2.3)$$

mit g als Erdbeschleunigung. Der spezifische Impuls gibt an, wie effizient ein Antrieb Reaktionsmasse in Schub umwandelt ist. Die Ziolkovsky-Gleichung gibt das Antriebsvermögen eines Raumfahrzeugs an und ist

$$\Delta v = c_e \cdot \ln \frac{m_0}{m_b}, \quad (2.4)$$

mit Δv als spezifischer Gesamtimpuls eines Raketenantriebssystems, m_0 die Masse zur Beginn des Schubmanövers und m_b die Masse zum Brennschluss des Schubmanövers eines Raumfahrzeugs. Wird diese Gleichung nach $\frac{m_0}{m_b}$ umgeformt, ergibt sich

$$\frac{m_0}{m_b} = \exp \frac{\Delta v}{c_e}. \quad (2.5)$$

Hieraus wird deutlich, dass bei einem Raumtransportsystem mit höherem spezifischen Impuls der Treibstoffmassenanteil für einen gleichwertigen Gesamtimpuls exponentiell verringert wird. Dadurch ist mehr Masse für die Nutz- oder Strukturlast verfügbar. Daher ist der Spezifische Impuls einer der wichtigsten Leistungseigenschaften eines Raketenantriebssystems [22, Seite 205f].

Mischungsverhältnis

Im Betrieb und Entwurf von diergolen Raketenantriebssystemen spielt das Mischungsverhältnis der Treibstoffkomponenten eine wichtige Rolle, da der Spezifische Impuls I_{Sp} meist stark davon abhängt. Meist wird dazu das Verhältnis von Oxidator- zu Brennstoffmassenstrom

$$ROF = \frac{\dot{m}_{Oxidator}}{\dot{m}_{Brennstoff}} \quad (2.6)$$

angegeben [22, Seite 206].

Verbrennungseffizienz

c^* bezeichnet die charakteristische Strömungsgeschwindigkeit und wird mit

$$c^* = \frac{p_{cc} \cdot A_t}{\dot{m}} \quad (2.7)$$

berechnet, wobei A_t die Querschnittsfläche im engsten Düsenquerschnitt und p_{cc} der Brennkammerdruck ist. Sie ist abhängig von Treibstoffcharakteristika und der Brennkammergeometrie und gibt die Fähigkeit einer Treibstoffkombinationen zur Schuberzeugung an.

Mit der Verbrennungseffizienz

$$\eta_{c^*} = \frac{c^*}{c_{ideal}^*} \quad (2.8)$$

lässt sich nun der Anteil an Energie ermitteln, der im Vergleich zum chemisch möglichem Maximum an Energie der Treibstoffkombination der Düse zur Schuberzeugung zur Verfü-

gung steht. Mit dem Schubkoeffizient c_F lässt sich nun die effektive Austrittsgeschwindigkeit

$$c_e = c_F \cdot c^* \quad (2.9)$$

berechnen [24, Seite 11 - 14].

2.1.2 NASA CEA

Im Lewis Research Center der NASA in Cleveland, Ohio (USA) wurde eine Chemical Equilibrium and Applications (CEA)-Berechnungssoftware entwickelt. Diese wird genutzt, um Triebwerkszustände durch chemische Gleichgewichte von Verbrennungsreaktionen zu errechnen [25].

2.1.3 Zündung chemischer Raketenantriebe

Diergoltreibstoffkombinationen, die bei Kontakt beginnen zu reagieren, werden Hypergole Treibstoffe genannt. Viele andere Treibstoffkombinationen brauchen jedoch eine gewisse Aktivierungsenergie, um das Triebwerk zu zünden. Dazu wurden verschiedene Zündstrategien entwickelt. Folgend ist eine Auswahl dieser Zünder aufgelistet [23, Seite 320 - 324], [24, Seite 136 - 141]:

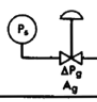

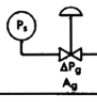




- Zündkerzen: Einbringung der Zündenthalpie durch kleiner Lichtbogen.
- Glühkerze: Erhitzen des Treibstoffes durch einen Glühdraht.
- Pyrotechnische Zünder: Erhitzen des Treibstoffes mithilfe einer pyrotechnischen Reaktion.
- Katalytische Zündung: Ein Katalysator senkt die Zersetzungenthalpie einer Treibstoffkomponente. Das Heißgas der Zerfallsprodukte reagiert dann mit der anderen Komponente und zündet somit das Triebwerk.
- Hilfsflüssigkeitszündung: Einspritzen kleiner Mengen eines hypergolen Gemisches führt zu einer exothermen Reaktion.
- Resonanzzündung: Nutzung des Resonanzerhitzungs-Effeks zur Zündung [26].
- Laserzünder: Nutzung eines Lasers [27].
- Vorbrennkammer: Hier wird eine kleine Menge des Treibstoffes in eine kleinere Kammer geleitet und mit den oben genannten Methoden gezündet. Das nun brennende Heißgas zündet dann die Hauptbrennkammer.

Faktoren, die das Zündverhalten eines Triebwerkes beeinflussen können, sind

- der Massenstrom,
- die Ventilöffnungszeit,
- das Mischungsverhältnis,
- der Zeitversatz zwischen Einspritzung der Treibstoffkomponenten,
- Vor- oder Nachlauf der Einspritzung relativ zur Aktivierung des Zünders und
- die Treibstofftemperatur.

2.1.4 Regelbare Raketenantriebe

Anwendungen für Regelbare Raketenantriebe sind „die Begrenzung der Beschleunigung von Trägerraketenoberstufen, planetarer Eintritt und Abstieg, Weltraum-Rendezvous, Orbitalmanöver einschließlich Ausrichtung und Stabilisierung im Weltraum, Schwebeflug und Gefahrenvermeidung während einer planetaren Landung, [...], Begrenzung der Vehikelbeschleunigung mit rückwärtsgerichteten Raketen und die Trajektoriensteuerung von Abwehrsystemen für ballistische Raketen“ [28]. Um den Schub eines Raketentriebwerkes zu drosseln, gibt es unterschiedliche Möglichkeiten, wie es in Bild 2.1 dargestellt ist. Im Wesentlichen lassen sich die Arten der Schubdrosselung aufteilen in Regelung des Treibstoffflusses durch Drosselventile oder Treibstoffinjektion durch variable Flächen und das Verstellen des engsten Düsenquerschnittes oder des Austrittsquerschnitts. Hierbei erweist sich die Regelung des Treibstoffflusses als am praktikabelsten [28].

No.	Method of Throttling	Primary Variables	Supply Pressure P_s	Chamber Pressure		Pressure Drops				Area Ratio		Throttling Range	Comments
				$* P_{c1}$	$* P_{c2}$	Injector		Gov. Valve		Injector A_{i1}/A_{i2}	Gov. Valve A_{g1}/A_{g2}		
						ΔP_{i1}	ΔP_{i2}	ΔP_{g1}	ΔP_{g2}				
1		A_g	2235	60	600	15	1500	2160	135	1	$1/40$	$1/10$	Excessive supply pressure. For throttling range greater than $1/2.3$.
			1000	260	600	65	350	675	50	1	$1/8.5$	$1/2.3$	
2		A_i	780	60	600	720	180	—	—	$1/20$	1	$1/10$	Single proportional control function and satisfactory supply pressure.
			1000	46	600	954	400	—	—	$1/20$	1	$1/13.0$	
3		A_g	797	60	600	15	150	722	47	$1/3.16$	$1/40$	$1/10$	Two control functions. Satisfactory supply pressure. Large throttling range possible.
			1000	30	600	7.5	150	962.5	250	$1/4.57$	$1/40$	$1/20$	
4		On-off Valve	750	60	—	690	—	—	—	$1/21.4$	1	$1/10$	Satisfactory for step throttling only.
			—	—	600	—	150	—	—	—	1	—	
5		A_i	750	600	600	150	150	—	—	$1/10$	1	$1/10$	Two control functions. $1/10$ throttling possible with chamber pressure less than 600 PSIA.
			375	300	300	75	75	—	—	$1/20$	1	$1/20$	
6		A_n	1000	600	600	400	400	—	—	$1/20$	1	$1/20$	Two control functions. Excessive supply pressure and governor valve area ratio for $1/10$ throttling range.
			15,610	600	600	150	15,000	14,860	10	1	$1/385$	$1/10$	
7		A_n	750	600	30	150	720	—	—	1	1	$1/2.19$	Throttling range insensitive to supply pressure. Not recommended as throttling method.
			750	600	60	150	690	—	—	1	1	$1/2.14$	
1000	800	30	200	970	—	—	1	1	$1/2.19$				
∞	∞	60	∞	∞	—	—	1	1	$1/2.24$				
603	600	303	3	300	—	—	1	1	$1/10$				

ASSUMPTIONS MADE FOR CALCULATIONS:

1. Injector pressure drop (ΔP_i) must be at least 25% of chamber pressure (P_c).

2. Maximum practical governor valve area ratio $\frac{A_{g1}}{A_{g2}}$ is 1:40.

3. Maximum injector valve area ratio $\frac{A_{i1}}{A_{i2}}$ is 1:20

4. Characteristic velocity and thrust coefficients are constant over throttling range.

5. Maximum practical chamber pressure is 600 PSIA

* SUBSCRIPTS: 1 — Low thrust operation.
2 — High thrust operation.

PRESSURES: Pounds per Square Inch Absolute — PSIA.

Bild 2.1: Vergleich verschiedener Optionen zur Drosselung des Triebwerksschubes [28].

2.1.5 Satellitentreibstoffe

Satelliten und Raumsonden haben einige Anforderungen, die gängige Treibstoffe in anderen Bereichen unattraktiv machen. Beispielsweise müssen Treibstoffe meist lagerbar sein, was kryogene Treibstoffe, wie sie meist für Trägerraketen eingesetzt werden, ausschließt. Folgend werden verschiedene Arten von Treibstoffen erklärt.

Hydrazinbasierte Treibstoffe

Derzeit am weitesten verbreitet sind hydrazinbasierte Treibstoffe wie Unsymmetrisches Dimethyl-Hydrazin (UDMH), Monomethyl-Hydrazin (MMH) und Hydrazin selbst. Hydrazin kann katalytisch zersetzt werden und als Monergol genutzt werden oder wie UDMH und MMH mit Oxidatormischungen mit hauptsächlich NTO als Diergol eingesetzt werden. Herausragend sind der spezifische Impuls der Diergolkombinationen und dass der Treibstoff technisch erprobt ist. Aufgrund der hohen Toxizität und schlechten Umweltverträglichkeit werden alternative, sogenannte grüne Treibstoffe entwickelt [14].

Ionische Liquide

Meist werden Ionische Liquide als Monergol eingesetzt. Namhafte Beispiele sind Advanced Spacecraft Energetic Non-Toxic Propellant (ASCENT) [29] oder LMP-103s [30]. Diese Treibstoffe bieten sowohl höheren spezifischen Impuls, sind weniger toxisch und damit einfacher zu handhaben und haben eine höhere Dichte als Hydrazin als Monergol. Zudem wurden die Treibstoffe bereits erfolgreich im Orbit verwendet [14].

Wasserstoffperoxidbasierte Treibstoffe

High Test Hydrogen Peroxide (HTP) kann als Mono- und Diergol eingesetzt werden. Im Diergol-Betrieb kommen meist Kohlenwasserstoffe wie Kerosin oder Ethanol zum Einsatz. Diese brauchen meist eine Zünder in der Brennkammer. Allerdings wird auch an hypergolen ionischen Liquiden wie 1-Ethyl-3-Methylimidazolium Thiozyanat (EMIM SCN) als Brennstoff geforscht [31]. Der Spezifische Impuls dieser Diergol-Kombinationen liegt meistens knapp unter dem von hydrazinbasierten Diergolkombinationen. Derzeit befinden sich HTP-basierte Kombinationen aber noch in der Entwicklung. Problematisch ist die schlechte Verträglichkeit des Wasserstoffperoxids mit vielen Materialien.

HyNOx

HyNOx umfasst Treibstoffkombinationen mit N_2O und Kohlenwasserstoffen wie zum Beispiel Ethan (C_2H_6), Ethen (C_2H_4), Acetylen (C_2H_2), Propylen (C_3H_6), aber auch Ammoniak (NH_3) [14]. In Tabelle 2.1 werden einige dieser Kombinationen mit anderen in der Raumfahrt gängigen Treibstoffen, aber auch sich in Forschung befindlichen Treibstoffen aufgelistet. Werden diese Werte verglichen, fällt auf, dass die Werte des spezifischen Impulses der HyNOx-Kombinationen deutlich höher als die Werte der Monergole sind. Allerdings liegen diese niedriger als die Werte anderer Diergol-Treibstoffe. Zudem ist ersichtlich, dass die HyNOx-Kombinationen geringere Dichten aufweisen. Außerdem haben viele HyNOx-Treibstoffe die Eigenschaft, dass sie bei niedrigen Betriebstemperaturen einen Dampfdruck von mehr als 5 bar aufweisen. Daher ist anders als bei den meisten Mono- und Diergol-Kombinationen kein Bedrückungstank und Druckminderer nötig, es liegt also ein sogenanntes selbstbedrücktes System vor. Dies kann den Förderzyklus erheblich vereinfachen. In Bild 2.2 sind die drei gängigen Förderzyklen für Satellitenantriebe vereinfacht dargestellt. Allerdings sorgt diese Eigenschaft auch dafür, dass ein deutlich höherer Maximum Expected Operating Pressure (MEOP) zur Qualifikation der Treibstofftanks angenommen werden muss. Beispielsweise wird in [33] für die Qualifikation eines Lachgastanks ein MEOP von 170 bar angenommen, während dieser für druckgeförderte Mono-

Tabelle 2.1: Vergleich verschiedener Treibstoffe für Satellitenhauptantriebe. Ein Treibstoff mit Multimodus bedeutet hier, dass er in einem Antriebssystem sowohl als Monergol als auch Diergol eingesetzt werden kann. Beispielsweise kann Hydrazin für den Satellitenhauptantrieb mit NTO und für das Lageregelungssystem als Monergol eingesetzt werden [32].

Treibstoff	Typ	Dichte / g/cm ³	spezifischer Impuls (Hauptantrieb) / s
Hydrazin	Monergol/Multimodus	1	231
HTP, 98 %	Monergol/Multimodus	1,43	190
ASCENT	Monergol	1,47	260
LMP-103s	Monergol	1,24	260
NTO/MMH	Diergol	1,44/0,88	339
NTO/Hydrazin	Diergol/Multimodus	1,44/1	345
HTP/RP1	Diergol/Multimodus	1,43/0,82	335
HTP/HIP_11	Diergol/Multimodus	1,43/1,15	322
N ₂ O/Propylen	Diergol	0,79/0,52	313
N ₂ O/C ₂ H ₆	Diergol	0,79/0,34	313
N ₂ O/RP1	Diergol	0,79/0,82	308
HTP/C ₂ H ₆	Diergol/Multimodus	1,43/0,34	313

und Diergol-Tanks nie über 25 bar liegt [34]. Lediglich der Bedrückungstank, der aber meist ein deutlich geringeres Volumen besitzt, wird mit einem MEOP von 310 bar qualifiziert [35].

Aufgrund des hohen MEOPs und wegen der geringeren Dichte von HyNOx sind größere und schwerere Tanks nötig als bei einem Druckgeförderten System mit gleicher Treibstoffmasse. Daher sind HyNOx-Systeme weniger für Missionen mit großem Gesamtimpuls geeignet [32]. Bei Missionen, in denen die bessere Verfügbarkeit der Treibstoffe, Kosten, geringe Komplexität und dennoch hoher spezifischer Impuls im Vordergrund stehen, ist HyNOx sinnvoller [32]. Speziell für Orbital Transfer Vehicle (OTV) oder Kick-Stages sind HyNOx-Antriebe interessant [36].

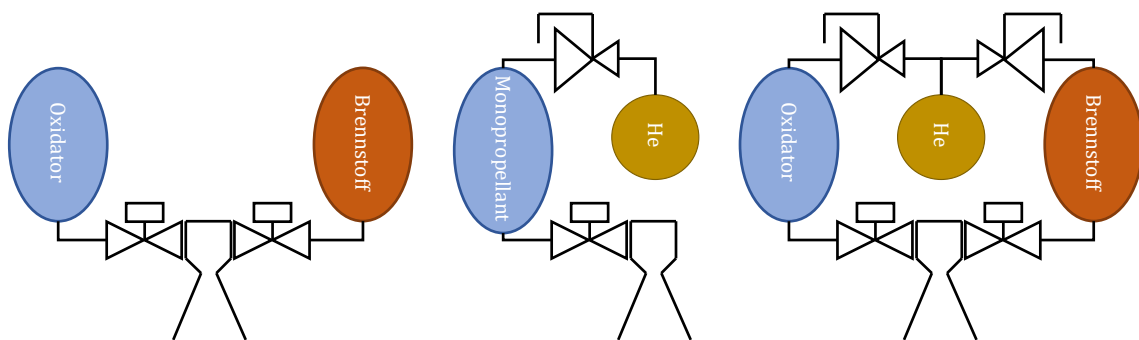


Bild 2.2: Vergleich verschiedener Treibstoffförderzyklen für Orbitalantriebe. Links: Selbstbedrücktes. Mitte: Druckgefördertes Monergolsystem. Rechts: Druckgefördertes Diergolsystem.

Bei der Auslegung eines HyNOx-Systems ist es wichtig, das Abfallen der Tanktemperatur und des Dampfdruckes bei Treibstoffentnahme und somit des Förderdruckes zu berücksichtigen. Dies führt neben einer Abnahme des Brennkammerdruckes zu einer Verschiebung des Mischungsverhältnisses, weil sich die Treibstoffentnahme aufgrund verschiedener thermodynamischer Eigenschaften unterschiedlich auf die Treibstoffkomponenten auswirkt. In Bild 2.3 ist der spezifische Impuls in Abhängigkeit des Mischungsverhältnisses aufgetragen. In Bild 2.4 ist durch eine Simulation sichtbar, wie sich die Treibstoffentnahme einer Schubphase auf das Mischungsverhältnis und den spezifischen Impuls auswirkt. Der spezifische Impuls aber ist im Weltraum wenig vom Brennkammerdruck, dafür aber vom Mischungsverhältnis abhängig. Bei langanhaltenden Schubmanövern wirkt sich das negativ auf den Gesamtimpuls aus [37]. Daher muss je nach Missionsanforderungen unterschiedliche Blendendurchmesser für die Versorgungsleitungen gewählt werden.

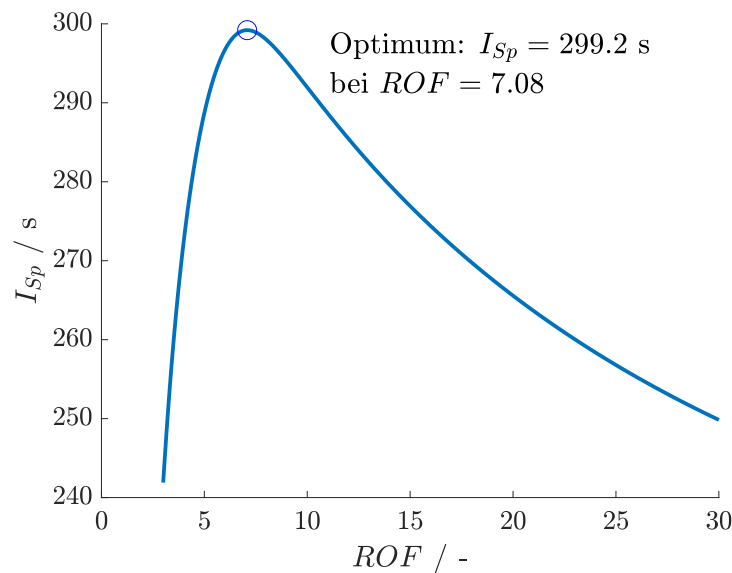


Bild 2.3: Idealer spezifischer Impuls von N_2O und C_2H_6 aus NASA CEA in Abhängigkeit des Mischungsverhältnisses bei Brennkammerdruck $p_{cc} = 8$ bar und Expansionsverhältnis $\varepsilon = 100$.

2.2 Landesonden

Das Ziel von Landesonden ist es, Nutzlasten wie zum Beispiel Sensoren oder Rover sicher auf die Oberfläche eines Himmelskörpers zu bringen. Oft stellt die Anforderung einer weichen Landung eine große ingenieurstechnische Herausforderung dar, da zur Landung ein harmonisches Zusammenspiel vieler Subsysteme des Raumfahrzeugs nötig ist. Zudem ist im Falle vieler Himmelskörper die Nutzung aerodynamischer Flächen aufgrund des Fehlens einer Atmosphäre unmöglich, weshalb Raketenantriebe benötigt werden [7, Seite 18f]. Speziell das Subsystem Guidance-Navigation-and-Control (GNC) muss für eine erfolgreiche Landung einwandfrei funktionieren [7, Seite 225]. Folgend werden die drei Teilbereiche dieses Subsystems erläutert.

2.2.1 Guidance (Flugführung)

Im Bereich Guidance wird die Sollflugbahn des Landers geregelt. Diese Abstiegsbahn muss sorgfältig gewählt werden, um sowohl nötige Reserven für Fehler, Komponentenausfälle, Gefahrvermeidung und Hindernisüberwindung bereitzustellen, als auch den Treibstoffverbrauch gering zu halten, damit in der Systemauslegung mehr Nutzlastvolumen bereitsteht [7, Seite 246ff, 250 – 254].

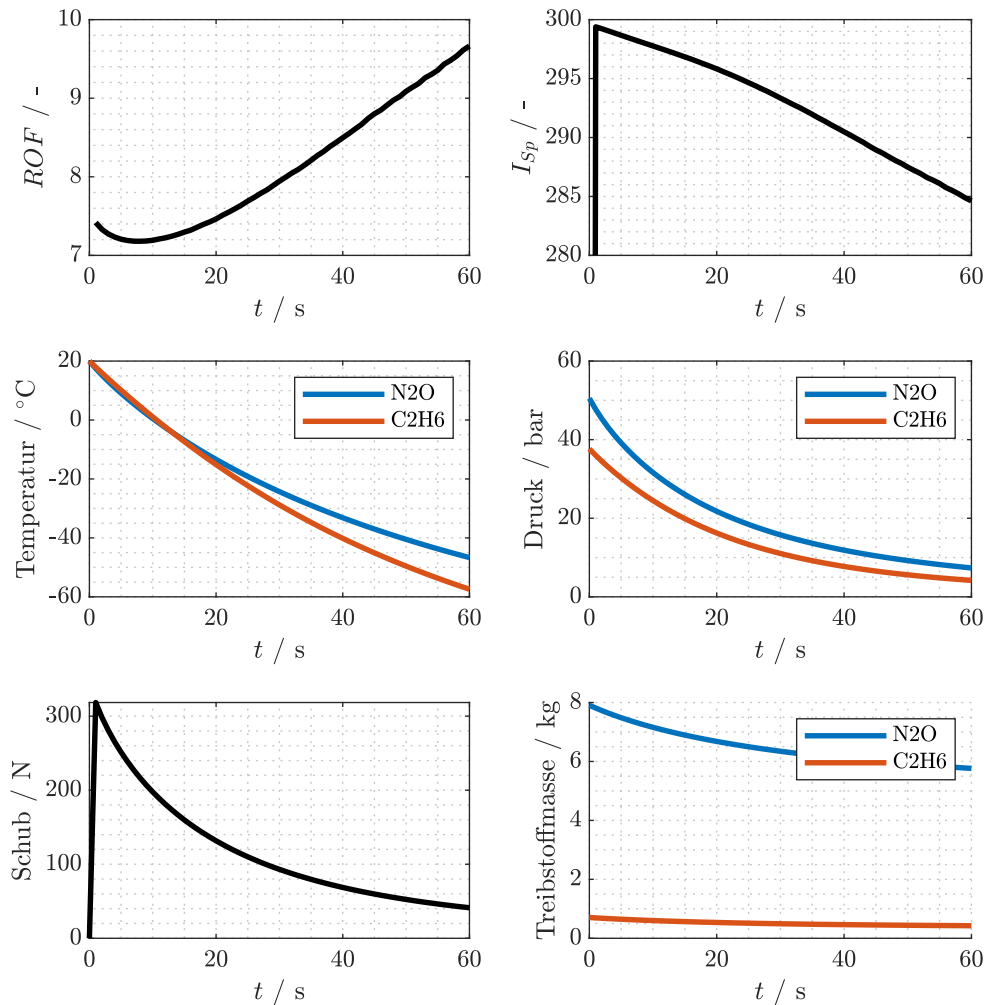


Bild 2.4: Simulation der Triebwerksleistung und der Tankzustände bei Entnahme der Gasphase mit der Software aus [18]. Parameter: Volumen N_2O -Tank: 12 l, Volumen C_2H_6 -Tank: 3 l, Blendendurchmesser N_2O : 3 mm, Blendendurchmesser C_2H_6 : 1,4 mm, Engster Düsenquerschnitt A_t : $137,1 \text{ mm}^2$, Expansionsverhältnis ε : 100.

2.2.2 Navigation

Die Aufgabe des Bereiches Navigation ist es, eine genaue Zustandsschätzung des Raumfahrzeugs für die Telemetrie und Flugregelung zu liefern. Dazu wird eine Vielzahl an Sensoren benötigt. Sensoren, die in Landesonden verwendet werden, sind unter anderen Radar- und Laser-Altimeter, Doppler-Velocimeter, Inertial Measurement Unit (IMU), Kameras, Sonnensensoren, Sternensensoren und weitere [7, Seite 226ff]. Je nach Operationsmodus und Flugphase des Landers werden andere Sensoren zur Zustandsschätzung verwendet. Diese Sensorwerte gehen in ein Navigationsfilter ein, das zum Beispiel als Kalman-Filter eine möglichst genaue Zustandsschätzung ergibt [7, Seite 248ff], [38].

2.2.3 Control (Flugsteuerung)

Ziel der Flugsteuerung ist es, der Solltrajektorie der Flugführung zu folgen. Dies kann durch Regelalgorithmen, wie in Kapitel 2.4 beschrieben wird, erfolgen. Beispielsweise nutzt der chinesische CHANG'E 3 Lander mehrere digitale Proportional-Integral-Differenzial (PID)-Regelgesetze, die mit Pulsweitenmodulation (PWM)-gesteuerten Thrustern eingeregelt werden [7].

2.3 Flugsimulation

Im wesentlichen sind Flugsimulatoren Löser von mehrdimensionalen Anfangswertproblemen mit variablem Eingang:

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t)). \quad (2.10)$$

Dabei ist $x(t)$ der Zustandsvektor, $u(t)$ der Eingangsvektor, t die Zeitvariable und die Funktion $f(x, u)$ die Systemfunktion. Für komplexe, nichtlineare Systeme muss die Lösung des Anfangswertproblems mithilfe diskreter, numerischer Verfahren approximiert werden. Dafür wird die Zeit t mit $k \cdot \Delta t$ diskretisiert, wobei k den Zeitschritt und Δt die Zeitschrittweite bezeichnet. Dazu eignen sich besonders explizite Einschrittverfahren der Form

$$x(k\Delta t) =: x_k = \int_{t_0}^{k\Delta t} f(x(\tau), u(\tau)) d\tau = x_{k-1} + \int_{(k-1)\Delta t}^{k\Delta t} f(x(\tau), u(\tau)) d\tau, \quad (2.11)$$

wie zum Beispiel das rechtsseitige Euler-Verfahren mit der Verfahrensordnung 1

$$\int_{(k-1)\Delta t}^{k\Delta t} f(x(\tau), u(\tau)) d\tau \approx \Delta t \cdot f(x_{k-1}, u_{k-1}), \quad (2.12)$$

$$x_k = x_{k-1} + \Delta t \cdot f(x_{k-1}, u_{k-1}), \quad (2.13)$$

oder die Runge-Kutta-Verfahren. Folgend ist beispielhaft das Runge-Kutta-Verfahren dritter Verfahrensordnung beschrieben:

$$K_1 = f(x_{k-1}, u_{k-1}), \quad (2.14)$$

$$K_2 = f(x_{k-1} + \frac{\Delta t}{2} K_1, u_{k-1}), \quad (2.15)$$

$$K_3 = f(x_{k-1} - \Delta t K_1 + 2\Delta t K_2, u_{k-1}), \quad (2.16)$$

$$x_k = x_{k-1} + \frac{\Delta t}{6}(K_1 + 4K_2 + K_3). \quad (2.17)$$

Explizite Einschrittverfahren bieten den Vorteil, dass für die Berechnung des nächsten Zustandes nur der Vorherige nötig ist. Die Verfahrensordnung gibt an, wie sich der Diskretisierungsfehler bei Verfeinerung der Zeitschrittweite verhält [39, Seite 62, 92], [40].

Für Flugobjekte mit Treibstoffverbrauch ist x_k ein mehrdimensionaler Vektor mit den Zuständen der Position $[x, y, z]^T$, Geschwindigkeit $[\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T$, Lage in Quaternionen $q = [q_w, q_1, q_2, q_3]^T$, Drehrate $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$ und Masse m . Der Eingang u_k wirkt sich auf die Aktuatoren, wie zum Beispiel Propeller, Triebwerke, oder aerodynamische Steuerflächen aus [40].

2.3.1 Koordinatensysteme

Bevor mit den Bewegungsgeichungen fortgefahren werden kann, müssen zuerst die relevanten Koordinatensysteme und Koordinatentransformationen unter der Annahme einer ruhenden, flachen Erde erklärt werden.

Geodätisches Koordinatensystem

Das geodätische System gibt die kartesischen Koordinaten des Flugobjektes an. Dabei zeigt die Achse von x_g nach Norden, y_g nach Osten und z_g entlang der Erdbeschleunigung [40, Seite 5f].

Körperfestes Koordinatensystem

Im körperfesten Koordinatensystem werden die Schubkräfte beschrieben, sodass dessen Trägheitstensor konstant ist. Dessen Ursprung sitzt in der Mitte des Flugobjektes, oft sogar im Schwerpunkt. Je nach Art des Flugobjektes ist die Richtung der Achsen unterschiedlich definiert.

Daher werden die Richtungen für den in Bild 2.5 abgebildeten Landedemonstrator folgend definiert. Der Ursprung liegt in der Mitte aller Triebwerkscluster. z_f zeigt währen des Schwebeflugs entlang der Hauptantriebsachse auf die Erdoberfläche. x_f steht orthogonal auf z_g zeigt vom Mittelpunkt des Landers auf das mit 1 bezeichnete Lageregelungstriebwerkscluster. Die Richtung von y_f wird ergänzt, sodass sich ein orthogonales Rechtssystem ergibt. Die Lage des Landers kann zur Veranschaulichung in drei Eulerwinkeln beschrieben werden. Diese sind der Rollwinkel ϕ entlang der x_f -Achse, der Nickwinkel θ entlang der y_f -Achse und der Gierwinkel ψ entlang der z_f -Achse. Um eine weitestgehend eindeutige Lagebeschreibung zu ermöglichen, ist eine Reihenfolge der Drehrichtungen festgelegt. Zuerst wird um die Gier- dann die Nick- und schließlich um die Rollachse gedreht, wie in Bild 2.6 verdeutlicht wird. Um einen Vektor v_f mit Eulerwinkeln vom körperfesten ins geodätische System zu transformieren, wird er mit der Transformationsmatrix $T_{gf}(\phi, \theta, \psi)$ multipliziert [40, Seite 10f]:

$$v_g = T_{gf} v_f \quad (2.18)$$

$$v_g = \begin{matrix} & T_3(\psi) & T_2(\theta) & T_1(\phi) & v_f \end{matrix} \quad (2.19)$$

$$v_g = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} v_f$$

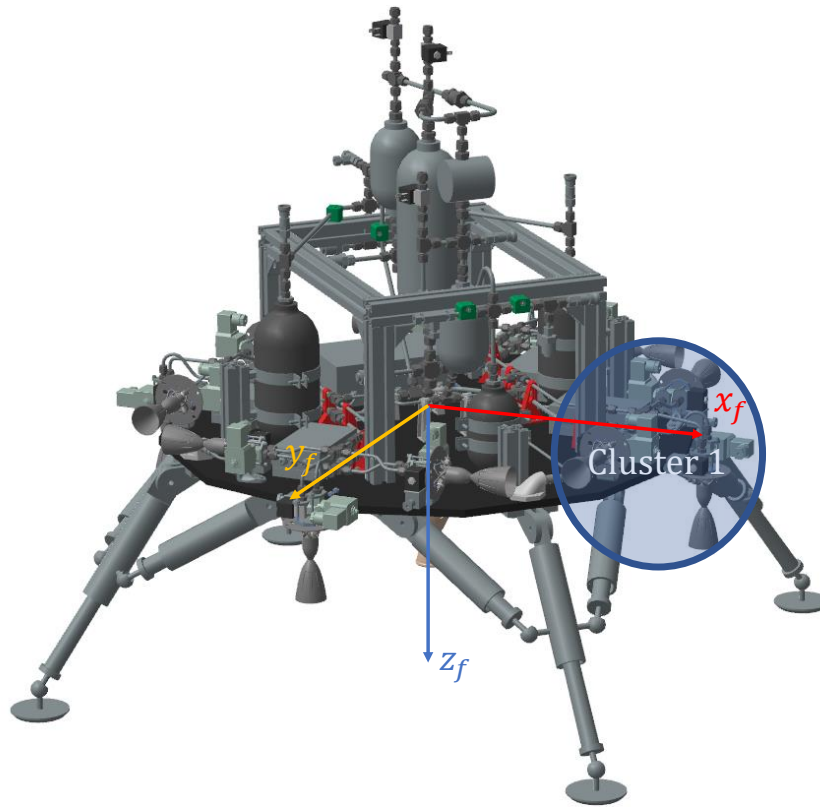


Bild 2.5: CAD-Rendering des Landers mit körperfestem Koordinatensystem.

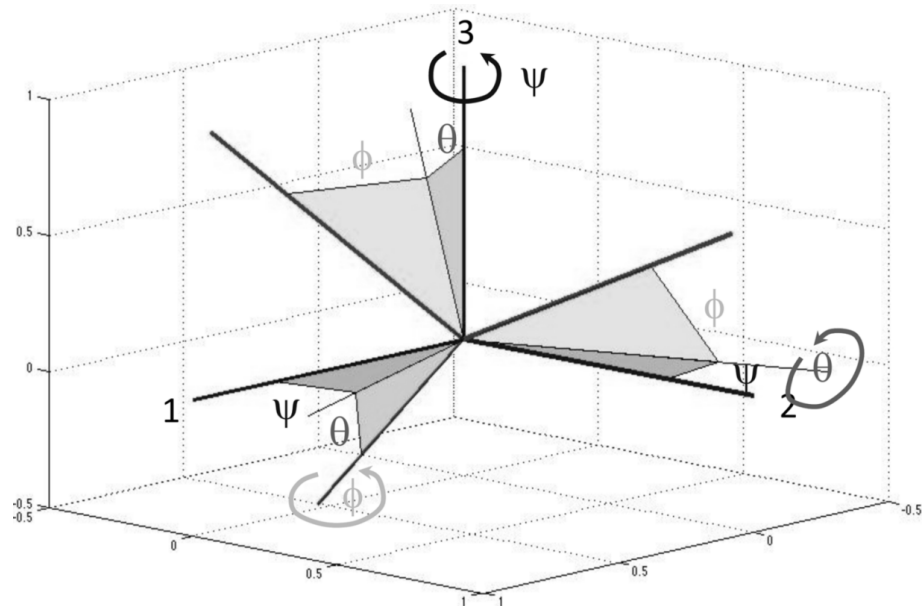


Bild 2.6: Reihenfolge der Rotationsachsen [40, Seite 11].

Allerdings wird die Lage in der Flugsimulation mit Quaternionen beschrieben, da die Eulerwinkel an einigen Punkten nicht eindeutig sind. Ein Lagequaternion $q = [q_0, q_1, q_2, q_3]$

besteht aus dem Skalarteil q_0 und dem Vektorteil $q_v = [q_1, q_2, q_3]^T$. Es lässt sich mit einer Drehung um den Winkel η bezüglich dem Achsvektor n beschreiben. Für $|n| = 1$ gilt $q_0 = \cos(\eta/2)$ und $q_v = \sin(\eta/2) \cdot n$.

Um einen Vektor v vom körperfesten ins geodätische System mit Lagequaternion zu transformieren, gilt

$$v_g = T_{gf}(q) \cdot v_f \text{ mit} \quad (2.20)$$

$$T_{gf}(q) = I_3 + 2q_0[q_v \times] + 2[q_v \times]^2, \quad (2.21)$$

$$[v \times] := \frac{\partial(v \times w)}{\partial w} = \begin{bmatrix} 0 & -v_z & v_y \\ v_z & 0 & -v_x \\ -v_y & v_x & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.22)$$

$$v, w \in \mathbb{R}^3 \setminus \{\mathbf{0}\}. \quad (2.23)$$

Für die inverse Transformation gilt

$$v_f = T_{fg}(q) \cdot v_g \text{ mit} \quad (2.24)$$

$$T_{fg}(q) = I_3 - 2q_0[q_v \times] + 2[q_v \times]^2. \quad (2.25)$$

Um die körperfesten Drehraten ω_f in die Ableitung des Lagequaternions \dot{q} zu transformieren, gilt

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Theta(q) \cdot \omega \text{ mit } \Theta(q) = \begin{bmatrix} -q_v^T \\ q_0 I_3 + [q_v \times] \end{bmatrix}, \quad (2.26)$$

wie in [41] steht.

Aerodynamisches Koordinatensystem

Um die aerodynamischen Kräfte auf das Flugobjekt zu beschreiben, wird das aerodynamische Koordinatensystem eingeführt. Dessen Ursprung ist meist innerhalb des Ursprungs des körperfesten Systems. Die x_a -Richtung entspricht der Anströmrichtung. Die y_a -Richtung ist orthogonal zu x_a , liegt in der x_f - y_f -Ebene und ist rechts zur Flugrichtung. Die Richtung von z_a liegt senkrecht auf x_a und y_a , sodass sich ein Rechssystem ergibt.

Der Anstellwinkel α ist der Winkel zwischen z_a und z_f . Der Schiebewinkel β bezeichnet den Winkel zwischen y_a und y_f . Damit ergibt sich die Transformationsmatrix

$$T_{fa} = T_2(\alpha) \cdot T_3(\beta), \quad (2.27)$$

wie in [40, Seite 12] steht und in Bild 2.7 gezeigt wird.

2.3.2 Nichtlineare Bewegungsgleichungen

Die Bewegungsgleichungen des Landedemonstrators basiert auf der flugmechanischen Modellierung von Multikoptern [41] und sind im geodätischen System beschrieben.

Die Differenzialgleichung für den Beschleunigungsvektor $a_g = [\ddot{x}_g, \ddot{y}_g, \ddot{z}_g]^T$ ist

$$a_g = \frac{1}{m} T_{gf}(q) \left(T_{fa} F_{aero,a} + \sum_{i=1}^{n_{Tr}} F_{Tr,f,i} \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}. \quad (2.28)$$

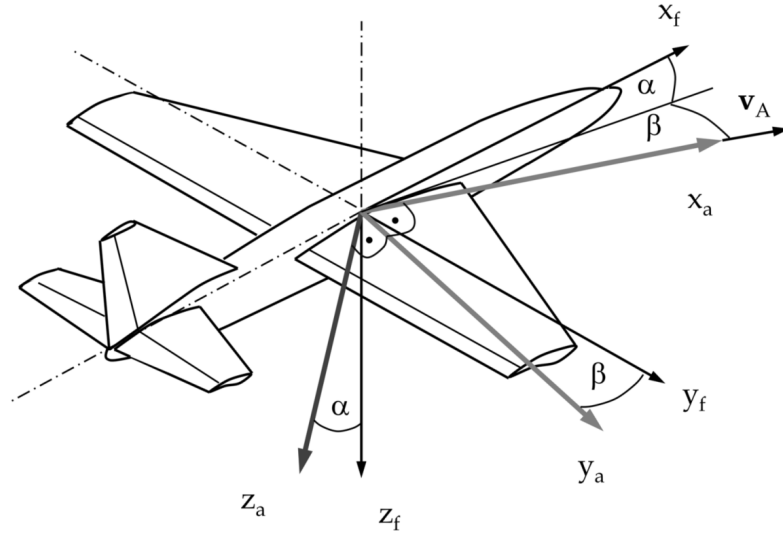


Bild 2.7: Lage des aerodynamischen Koordinatensystems [40, Seite 12].

Dabei ist $F_{aero,a}$ der aerodynamische Kraftvektor in aerodynamischen Koordinaten, n_{Tr} die Gesamtanzahl aller Triebwerke, $F_{Tr,i}$ der Schubkraftvektor eines Triebwerks in körperfesten Koordinaten und g die Erdbeschleunigung.

Der Geschwindigkeitsvektor v_g ist mit

$$v_g = [\dot{x}_g, \dot{y}_g, \dot{z}_g]^T \quad (2.29)$$

gegeben.

Die Ableitung der Drehraten $\dot{\omega}_g = [\dot{\omega}_{x,g}, \dot{\omega}_{y,g}, \dot{\omega}_{z,g}]$ ist

$$\dot{\omega}_g = J^{-1} \left[T_{gf}(q) \left(\sum_{i=1}^{n_{Tr}} \tau_{Tr,f,i} \right) - \omega_g \times (J \cdot \omega_g) \right], \quad (2.30)$$

mit J als Trägheitsmatrix und $\tau_{Tr,f,i}$ als Drehmomentenvektor eines Triebwerks bezüglich des körperfesten Systems [41].

Die Differenzialgleichung für das Lagequaternion q ist bereits in Gleichung 2.26 beschrieben. Da sich aufgrund des Treibstoffverbrauches die Masse des Landedemonstrators ändert, gilt

$$\dot{m} = \sum_{i=1}^{n_{Tr}} \frac{|F_{Tr,f,i}|}{g \cdot I_{Sp,Tr,i}}, \quad (2.31)$$

mit $I_{Sp,Tr,i}$ als gewichtsspezifischer Impuls eines Triebwerkes.

Aus den Gleichungen 2.28, 2.29, 2.30, 2.26 und 2.31 ergibt sich nun die Systemfunktion für den Zustand

$$\dot{x} = f(x) = \begin{bmatrix} a_g \\ v_g \\ \dot{\omega}_g \\ \dot{q} \\ \dot{m} \end{bmatrix}. \quad (2.32)$$

2.3.3 Modellierung von Schubtransienten

Um eine präzise Flugsimulation zu gewährleisten, ist es sinnvoll, das zeitliche Verhalten der Triebwerke zu berücksichtigen. Triebwerke zeigen Verzögerungen gegenüber dem Sollsignal [42]. Für die Simulation des Landedemonstrators wird für die Lageregelungstriebwerke ein PT_1 -Glied mit Totzeit angenommen [13]. Die Zeitkonstante des PT_1 -Gliedes wird in Versuchen aus der sogenannten Rise-Zeit, berechnet. Die Rise-Zeit gibt an, wann ein gewisser Anteil des Nominalbrennkammerdruckes erreicht wird [23, Seite 440f]. Die Modellierung des Hauptantriebes wird in Kapitel 4.2 beschrieben.

2.4 Regelungstechnik

„Die Regelungstechnik befasst sich mit der Aufgabe, einen sich zeitlich verändernden Prozess von außen so zu beeinflussen, dass dieser Prozess in einer vorgegebenen Weise abläuft“ [43]. Je nach Anforderung gibt es unterschiedliche Ziele für einen Reglerentwurf. Soll das System eine Solltrajektorie einregeln, wird das Ziel als Folgeregelung bezeichnet. Soll hingegen ein instabiles, dynamisches System stabilisiert werden, handelt es sich um Stabilisierungsregelung.

Ursprünglich waren Regler meist selbst mechanische oder elektische Apparate, wie zu Beispiel der mechanische Drehzahlregler von J. WATT [43, Seite 8]. Mittlerweile sind digitale, auf Computerhardware oder Mikrokontrollern implementierte Regler weit verbreitet [44, Seite 423].

2.4.1 Digitale Regelung

Heutige Regler werden meist als Algorithmen auf digitaler Computerhardware implementiert. Bei der zeitdiskreten Abtastung mit der Abtastperiode Δt der Messwerte geht Information über die Messstrecke verloren. Dies passiert nicht in der kontinuierlichen Betrachtung, wo zu jedem erdenklichen Zeitpunkt ein Messwert vorliegt. Diese Eigenschaft digitaler Regelkreise kann zu unerwünschtem Verhalten führen. Zum Beispiel ist das Aliasing ein Phänomen, das beim Abtasten von Schwingungen beobachtet werden kann, deren Frequenz mehr als doppelt so hoch wie die Abtastfrequenz ist. Dabei wird eine niedrigfrequenzere Schwingung beobachtet, die in der Realität nicht auftritt, wie in Bild 2.8 sichtbar ist. Da diese Eigenschaft zu instabilen Regelkreisen führen kann, muss die digitale Regelung beim Entwurf und Stabilitätsnachweis dann gesondert zur kontinuierlichen Regelung betrachtet werden, wenn die größte auftretende Frequenz kleiner ist als das 20-fache der Abtastfrequenz $\omega_T = 2\pi/\Delta t$ [45], [44, Seite 434f].

2.4.2 Vergleich verschiedener Regelstrategien

Modellbasierte prädiktive Regelung

in der Model Predictive Control (MPC) wird das die Regelungsaufgabe als Optimierung mit Nebenbedingungen betrachtet. Das Stellkommando $u(t)$ wird zum aktuellen Zeitpunkt ähnlich wie bei der zeitdiskreten, konventionellen Regelung in Intervalle durch ein Halteglied diskretisiert. Alle Intervalle gehen nun als Entwurfsvariablen in das Optimierungsproblem ein. Nun wird die Flugbahn anhand einer Modellsimulation der Trajektorie mit einer Zielfunktion optimiert. Meist setzt sich die Zielfunktion aus dem Treibstoffbedarf und der benötigten Zeit für das Manöver zusammen. Da diese Optimierung für jeden Zeitschritt

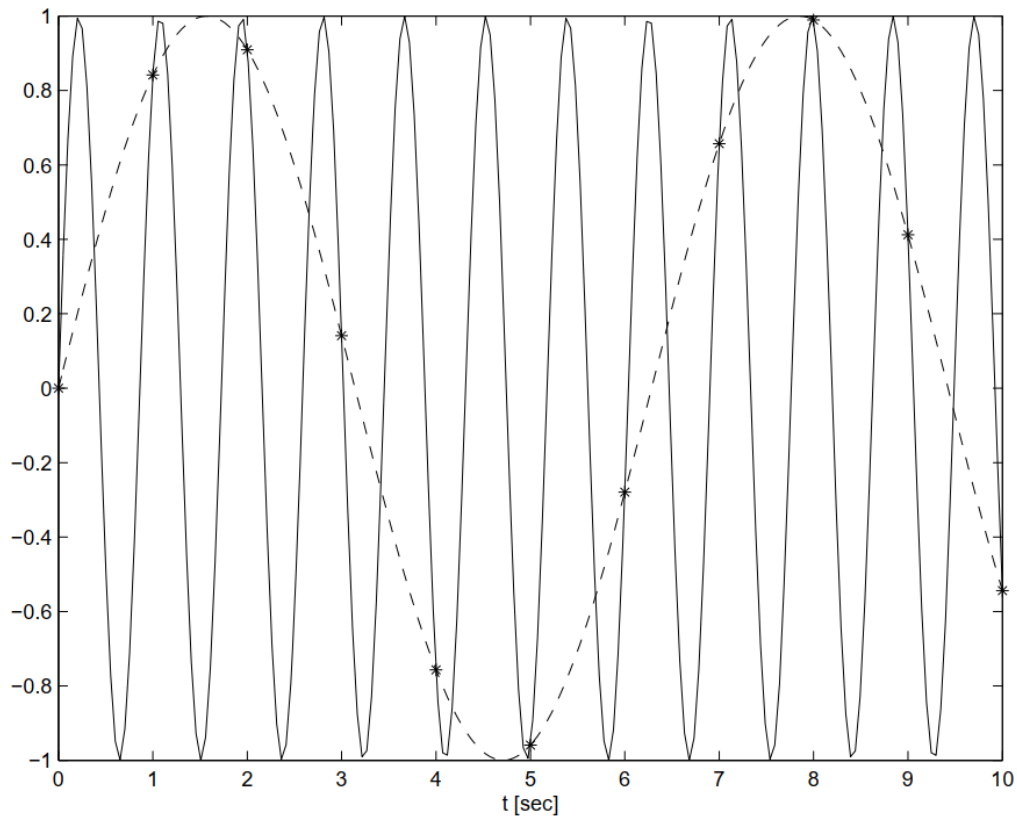


Bild 2.8: Aliasing [45, Seite 5].

durchgeführt werden muss, benötigt diese Art der Regelung deutlich mehr Rechenressourcen als die konventionelle Regelung [46].

SCHÜTZ implementierte und testete bereits einen MPC-Lageregelungsalgorithmus für den Landedemonstrator mit Heißgas-Thrustern und MERZ demonstrierte einen mit MPC optimierten Abstieg eines Ein-Freiheitsgrade-Landedemonstrators mit Kaltgas [11], [13].

Neurale Netze

Auch neurale Netze können zur Regelung verwendet werden. Meist wird eine Modellsimulation und das Reinforcement-Learning-Verfahren genutzt, um ein gewünschtes Reglerverhalten mit einer Belohnungsfunktion zu trainieren. Mit dieser Herangehensweise werden weniger Ressourcen für die Berechnung der Stellkommandos benötigt, allerdings ist der Nachweis von Stabilität und Regelgüte komplexer [47]. HÖRGER implementierte bereits einen Reinforcement-Learning-basierten Schubregler für einen 22 N-Thruster [19]. Zudem implementierte BISCHOF einen Reinforcement-Learning-basierten Lageregler für den Landedemonstrator [12].

Lineare Regler

Lineare Regler sind Regelgesetze, deren Dynamik als lineares System beschrieben werden kann. Bekannte Vertreter sind beispielsweise der PID-Regler oder der H_∞ -Regler [48], [44, Seite 331 - 339]. Diese Art der Regler ist sehr weit verbreitet und zum Großteil erforscht.

Es existieren Kriterien um deren Stabilität zu beweisen. Das gilt vor allem für Regelkreise, in der die Regelstrecke auch als linear angenommen werden kann. Auch wenn es Fälle gibt, in denen ein linearer Regler für eine nichtlineare Strecke stabil ist, ist dies aber nicht allgemein der Fall. Daher kann in einer nichtlinearen Regelstrecke gegebenenfalls ein ebenfalls nichtlineares Regelgesetz notwendig sein [49].

2.4.3 Digitaler Regelkreis

Folgend wird genauer auf die Grundlagen der digitalen, linearen Regelung eingegangen, da diese für die Auslegung des Reglers relevant sind. Dieser Unterabschnitt basiert inhaltlich auf [44], [43], [45], [50] und [48].

Mit Regelstrecke wird jene Systemdynamik bezeichnet, welche es mithilfe der Regelung zu beeinflussen gilt. In der Praxis sind Regelstrecken meist kontinuierlich. Um diese digital zu regeln, wird vor die Regelstrecke ein Halteglied geschaltet. Dieses bestimmt das Verhalten des Steuereingangs zwischen den diskreten Zeitpunkten.

Für die Ausgangsmessung wird ein Abtastglied eingeführt, das den Messwert an äquidistanten Zeitpunkten erfasst. Für kleine Abtastintervalle Δt kann der Regelkreis somit die Zeit t als Folge mit $t \approx k\Delta t$ mit $k \in \{0, 1, 2, \dots\}$ angenähert werden. Damit kann eine lineare Differenzialgleichung der Form

$$b_n u^{(n)}(t) + \dots + b_1 \dot{u}(t) + b_0 u(t) = a_m y^{(m)}(t) + \dots + a_1 \dot{y}(t) + a_0 y(t) \quad (2.33)$$

angenähert werden als

$$b'_j u_{k+j} + \dots + b'_1 u_k + b'_0 = a'_i y_{k+i} + \dots + a'_1 y_k + a'_0 \quad (2.34)$$

mit $a_i, a'_i, b_i, b'_i \in \mathbb{R}$ und $n, m \in \mathbb{N}_0$. u und y sind der Ein- beziehungsweise Ausgang in das dynamische System.

2.4.4 Zeitdiskrete Zustandsraumdarstellung

Um eine Zustandsraumdarstellung der Form

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k \quad (2.35)$$

$$y_k = Cx_k + Du_k \quad (2.36)$$

zu erhalten, wird die Differenzengleichung aus Gleichung 2.34 umgeformt zu

$$y_{k+n} = b_0 u_k - \sum_{i=0}^{n-1} a_i y_{k+i}, \quad (2.37)$$

vorrausgesetzt $m = 0$. Durch Einführen eines Zustandsvektors x_k mit $x_{i,k} = y_{k+i+1}$ und der Beziehung $x_{i-1,k+1} = x_{i,k}$ lässt sich die Zustandsraumdarstellung bilden. Mit den Systemmatrizen A, B, C, D lassen sich nun wichtige Systemeigenschaften wie Beobachtbarkeit, Steuerbarkeit und asymptotisches Verhalten überprüfen [45], [44, Seite 446ff]. Wird beispielhaft ein PT₁-Glied mit der Zeitkonstanten T_s und mit einer Totzeit von $2\Delta t$ mit der Differenzengleichung

$$\frac{\Delta t}{T_s} u_k = y_{k+3} + y_{k+2} \left(\frac{\Delta t}{T_s} - 1 \right) \quad (2.38)$$

betrachtet, lässt sich mit dem Zustandsvektor $x_k = [y_k, y_{k+1}, y_{k+2}]^T$ in die Zustandsraumdarstellung umformen:

$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 - \frac{\Delta t}{T_s} \end{bmatrix} x_k + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{\Delta t}{T_s} \end{bmatrix} u_k \quad (2.39)$$

$$y_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} x_k + \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} u_k \quad (2.40)$$

Beobachtbarkeit

Ein System wird als vollständig beobachtbar bezeichnet, wenn sich die Anfangszustand $x(0)$ aus einem beliebigen Folgezustand berechnen lässt. Hat die Matrix

$$Q_B = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

vollen Rang n , ist das System gemäß des Kalman-Kriteriums vollständig beobachtbar [50, Seite 29-34].

Steuerbarkeit

Ein System gilt als vollständig steuerbar, wenn sich jeder Zustand mit dem Eingang u_k einstellen lässt. Hat die Matrix

$$Q_S = \begin{bmatrix} B & AB & AB^2 & \dots & AB^{n-1} \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

vollen Rang n , ist diese Eigenschaft gegeben [50, Seite 29-34].

Sprungantwort

Eine wichtige Methode, um das Systemverhalten zu beobachten, ist die Sprunganwort. Dabei der Zustand mit einem stationären Zustand initialisiert, meist ist dieser gleich null. Dann wird der Eingang $u(k)$ auf einen konstanten Wert, meist 1 gesetzt. Ein für einen Folgeregelkreis akzeptables Verhalten ist ein geringes Überschwingverhalten mit Dämpfung der Schwingung und eine Konvergenzverhalten gegen den Eingangswert. Eine akzeptable Sprunganwort ist in Bild 2.9 gezeigt.

Regler

Ein klassischer, kontinuierlicher Folgeregelkreis mit Ausgangsrückführung der Form

$$\dot{x} = (A - BKC)x + BVw \quad (2.43)$$

$$y = Cx \quad (2.44)$$

ist in Bild 2.10 abgebildet. Das Prinzip ist im zeitdiskreten gleich, sofern die Systemmatrizen A, B, C, D korrekt diskretisiert wurden.

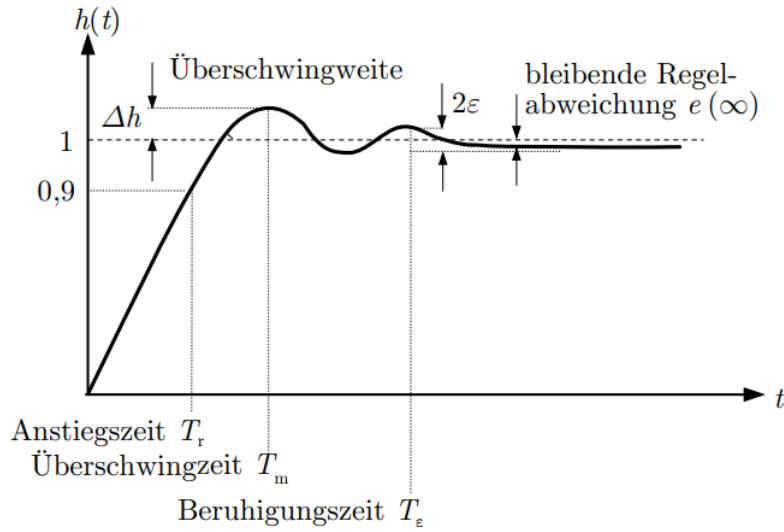


Bild 2.9: Sprungantwort eines Regelkreises [44, Seite 359].

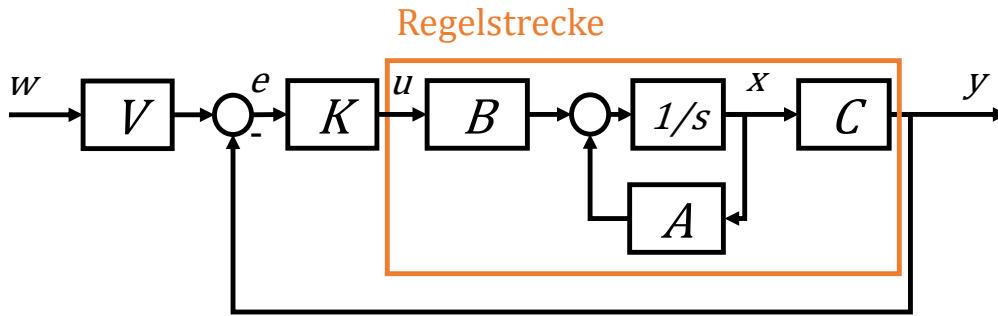


Bild 2.10: Ausgangsvektorrückführung.

Zunächst wird der Sollwert w_k durch ein Vorfilter V auf die Dimension des Ausgangs y_k gebracht. Dann wird die Regelabweichung e_k zu $e_k = Vw_k - y_k$ gebildet. Diese geht nun in das Reglersystem K ein. Dieses berechnet den Streckeneingang $u_k = Ke_k = K(Vw_k - y_k) = K(Vw_k - Cx_k)$ und geht in das Streckensystem ein, wo der Ausgang und Messwert y_k bestimmt wird. Aus dem Streckenmodell A, B, C, D lässt sich nun das System des geschlossenen Reglers bestimmen zu

$$x_{k+1} = [A - BKC]x_k + [BV]w_k \quad (2.45)$$

$$y_k = Cx_k + Dw_k. \quad (2.46)$$

Ein typisches Beispiel für einen Regler ist der PID-Regler. Dessen kontinuierliche Form

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \dot{e}(t) \quad (2.47)$$

kann mit

$$x_I(t) = \int_0^{k\Delta t} e(\tau) d\tau \approx x_{I,k+1} = x_{I,k} + \frac{\Delta t}{2} \cdot (e_k + e_{k+1}) \text{ und} \quad (2.48)$$

$$\dot{e}(t) \approx \frac{e_k - e_{k-1}}{\Delta t} \quad (2.49)$$

approximiert werden:

$$u_k = K_P e_k + K_I x_{I,k} + K_D \frac{e_k - e_{k-1}}{\Delta t}. \quad (2.50)$$

2.4.5 Zeitdiskrete Übertragungsfunktion

Um die Stabilität eines Systems weiter zu untersuchen, ist es sinnvoll, eine komplexe Übertragungsfunktion $G(z)$ des Systems zu bilden. Diese kann mittels Z -Transformation aus Gleichung 2.34 mit

$$U(z)(b'_j z^j + \dots + b'_1 z + b'_0) = Y(z)(a'_j z^j + \dots + a'_1 z + a'_0) \quad (2.51)$$

$$U(z)Z(z) = Y(z)N(z) \quad (2.52)$$

$$G(z) = \frac{N(z)}{Z(z)} = \frac{Y(z)}{U(z)} \quad (2.53)$$

oder aus Gleichung 2.35 mit

$$G(z) = C(zI - A)B + D \quad (2.54)$$

bestimmt werden. Die Z -Transformation ist eine spezielle Art der Laplace-Transformation für zeitdiskrete Systeme und wird genutzt, um Folgen im Zeitbereich in den Frequenzbereich zu überführen [44, Seite 499-517].

Regelkreis

Die Darstellung aus Gleichung 2.50 lässt sich nach der Z -Transformation als

$$K(z) = K_P + K_I \frac{\Delta t}{2} \cdot \frac{z+1}{z-1} + K_D \frac{z-1}{z} \quad (2.55)$$

schreiben. mit $G(z)$ als Regelstrecke ergibt sich der offene Regelkreis

$$G_0(z) = K(z)G(z). \quad (2.56)$$

Damit ergibt sich der geschlossene Kreis mit Rückführung durch

$$T(z) = \frac{G_0(z)}{1 + G_0(z)}, \quad (2.57)$$

wie in [45, Seite 44ff] steht.

Stabilität

Um die Stabilität eines zeitdiskreten Systems zu beweisen, genügt es die Lage der Zählernullstellen der Übertragungsfunktion aus Gleichung 2.53 zu betrachten. Sind diese innerhalb

der Einheitskreisscheibe, der Betrag aller Pole also kleiner als eins, ist das System stabil [45, Seite 36f].

Bode-Diagramm

Das Bodediagramm ist eine Darstellung des Systems, aus der sich viele relevante Systemeigenschaften wie Bandbreite, Phasenversatz, Phasen- und Betragsstabilitätsreserven, Überschwingverhalten und stationäres Verhalten ablesen lassen. Um es zu erhalten, wird die Übertragungsfunktion bei $G(e^{j\omega T})$ ausgewertet. Das Bodediagramm wird mit der Phasenkenntlinie $\arg(G(e^{j\omega T}))$ und der Betragskenntlinie $|G(e^{j\omega T})|$ dargestellt. Diese Folgeregeleigenschaften lassen sich hieraus ablesen:

- Phasenreserve: $\varphi_R = \arg(T(e^{j\omega_D \Delta t})) - \pi$ mit der Durchtrittsfrequenz ω_D aus $|G_0(e^{j\omega_D \Delta t})| = 0$ dB
- Amplitudenreserve: $A_R = -|T(e^{j\omega_P \Delta t})|_{\text{dB}}$ mit ω_P aus $\arg(G_0(e^{j\omega_P \Delta t})) = -\pi$
- Bleibende Regelabweichung: $e_{SS}|_{\text{dB}} = (1 - \lim_{\omega \rightarrow 0} |T(e^{j\omega \Delta t})|)_{\text{dB}}$
- Bandbreite: ω_B aus $|T(e^{j\omega_B \Delta t})| = -3$ dB
- Überschwingweite: $\sup |T(e^{j\omega \Delta t})|$

Ein typisches Bode-Diagramm ist in Bild 2.11 abgebildet [48, Seite 46 - 51].

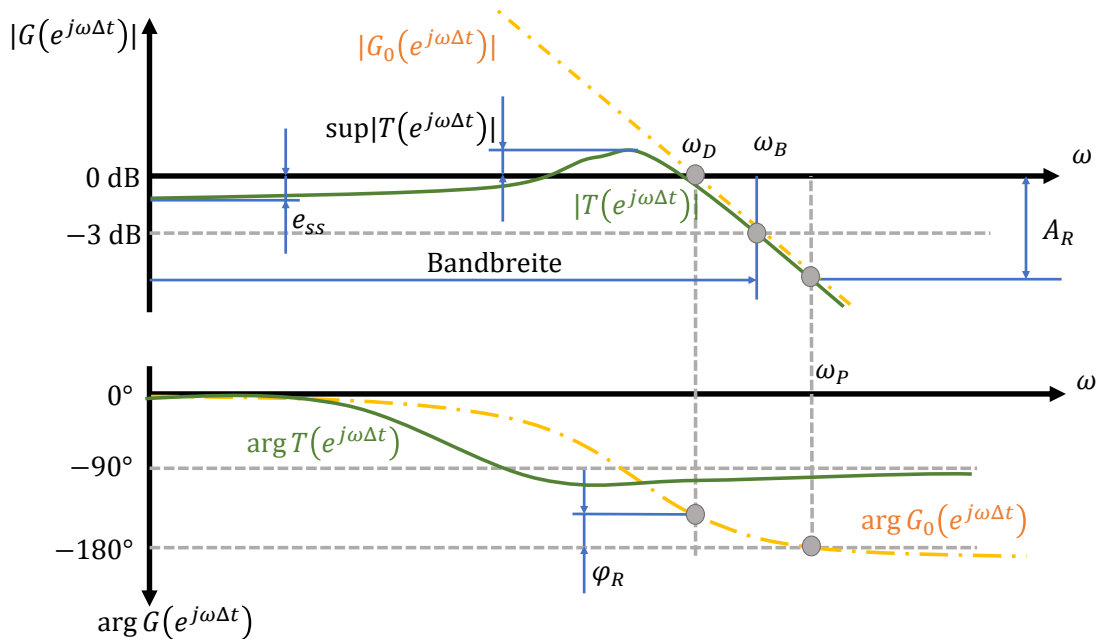


Bild 2.11: Bodediagramm eines typischen Regelkreises.

2.4.6 Diskreter Regelungsentwurf

2.4.7 Kaskadenregelung

Bei der Kaskadenregelung wird ein äußerer Regelkreis um einen Inneren geschaltet, sodass der innere Regelkreis praktisch als Regelstrecke des Äußeren betrachtet wird. Dabei muss

der innere Regelkreis bereits stabil sein. In Bild 2.12 ist die Struktur eines Kaskadenreglers als Blockschaltbild zu sehen.

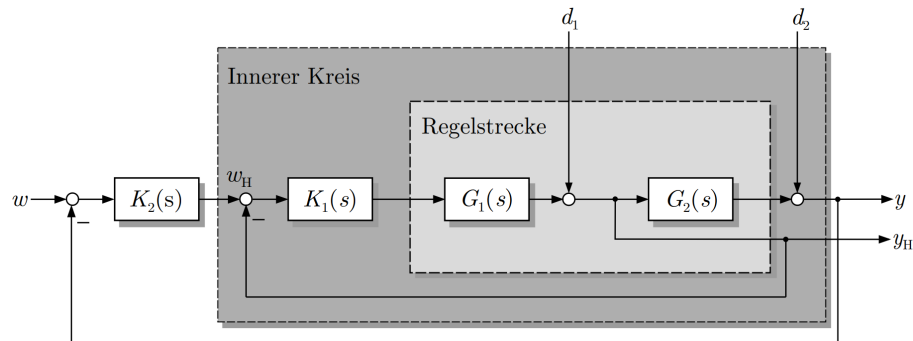


Bild 2.12: Kaskadenregelung [43, Seite 603].

Dabei ist es sinnvoll, dass der innere Kreis eine höher Bandbreite als der Äußere aufweist. Ist dieser Bandbreitenunterschied ausreichend hoch, kann der innere Kreis beim Entwurf des Äußeren praktisch als statisches Übertragungsglied angesehen werden [43, Seite 602ff].

3 Versuchsaufbau

In diesem Kapitel wird auf den Aufbau des Triebwerksprüfstandes eingegangen, wie er für die Versuche genutzt wurde. Dabei wird zunächst auf den schematischen Aufbau eingegangen und die wichtigsten Ventile genauer erläutert.

3.1 Prüfstand

Für die Reglerversuche wird weitestgehend auf bereits bestehende Testinfrastruktur des M11.5 zurückgegriffen [51]. Allerdings musste für die Regelung des Lachgasmassenstroms ein verstellbares Ventil eingebaut werden. Für die Ethanseite konnte auf ein vorhandenes Regelventil zurückgegriffen werden. In Bild 3.1 ist der schematische Aufbau des Prüfstandes dargestellt.

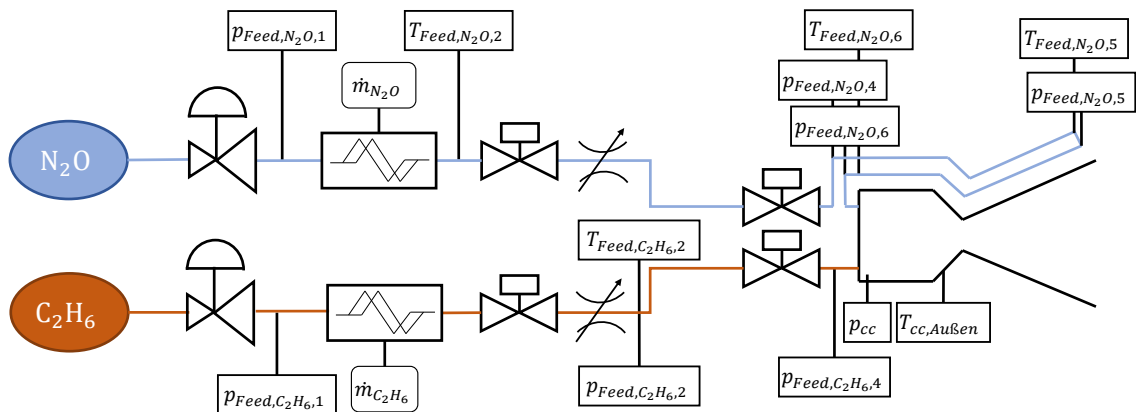


Bild 3.1: Schematischer Aufbau des Prüfstandes mit Bezeichnung der Messwerte.

Der Treibstoff wird in Gasphase aus den Treibstoffflaschen entnommen. Durch Druckminderer kann der Druck in der Zuleitung eingestellt werden. Vor den Regelventilen sind pneumatische Ventile eingebaut, um die Treibstoffversorgung im Notfall abschalten zu können. Unmittelbar vor den Triebwerk sind servogesteuerte Magnetventile eingebaut, sodass die relativ langsamen Regelventile vor der Zündung geöffnet sein können.

Der Zustand der Gase in den Versorgungsleitungen wird durch Druck-, Temperatur- und Masseflusssensoren erfasst. Dabei werden $p_{Feed,N_2O,1}$, $T_{Feed,N_2O,2}$, $p_{Feed,C_2H_6,1}$, $T_{Feed,C_2H_6,2}$ auch im Regler verwendet. Auffällig ist, dass die Bezeichnung der Sensoren auf N_2O und C_2H_6 sich in Bild 3.1 nicht überall gegenüberliegen. Dies liegt daran, dass die Treibstoffversorgung für andere Versuche teilweise anders genutzt wird.

3.1.1 Triebwerk

Am DLR wird im Rahmen des NEO FUELS-Projekt an grünen Treibstoffen unter anderen für Satellitenantriebe geforscht. Speziell die Forschung an der Treibstoffkombination aus N_2O als Oxidator und C_2H_6 als Brennstoff hat bereits ein fortgeschrittenes Stadium erreicht, sodass die am DLR entwickelten Technologien von der Firmenausgründung INSPACEPROPULSION TECHNOLOGIES GMBH betrieben werden [52]. Deren Produkte im HyNOx-Segment sind in Bild 3.2 gezeigt. Dazu gehört auch das IDENO-200-Triebwerk, das in der Arbeit von MARC GRITZKA entwickelt wurde [21]. Ausgelegt wurde es für einen Nominalschub von 200 N im Vakuum. Es wurde als Metallsinter-3D-Druck gefertigt und nutzt das Lachgas als regeneratives Kühlmedium. Der Treibstoff wird durch sieben Koaxial-Injektorelemente eingespritzt. An drei Stellen werden Modellbauglühkerzen eingeschraubt, die das Triebwerk über drei unterschiedliche Zündkanäle zünden sollen. Diese Zündkanäle verbinden die jeweiligen Glühkerzen mit der Oberseite der Brennkammer und sind in Bild 3.3 dargestellt.



Bild 3.2: HyNOx-Thruster von INSPACEPROPULSION TECHNOLOGIES GMBH. Von Links: IDENO-1 (1 N-Thruster), IDENO-5 (5 N-Thruster), IDENO-22 (22 N-Thruster), IDENO-200 (200 N-Thruster) mit Düsenerweiterung [52].

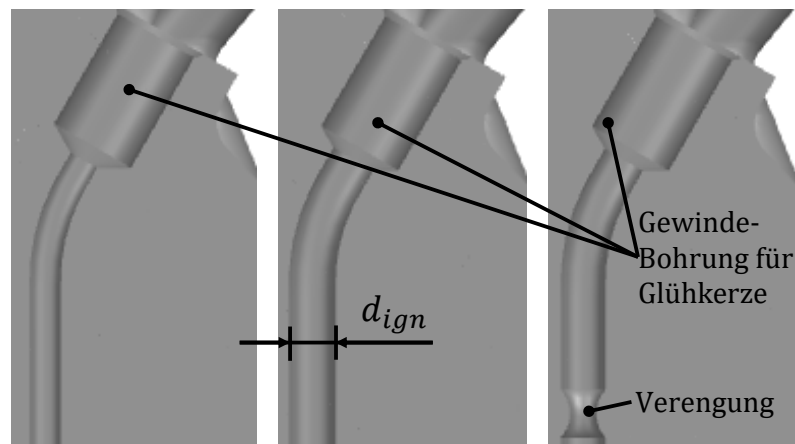


Bild 3.3: CAD-Schnittansicht der Zündkanäle mit unterschiedlichen Durchmessern d_{ign} . Rechts: $d_{ign} = 1,8$ mm. Mitte: $d_{ign} = 2,5$ mm. Links: $d_{ign} = 2,5$ mm, mit einer Verengung von 1,8 mm.

Tests mit der ersten Version IDENO-200A zeigten noch einige Probleme. Bei kalten Außentemperaturen zündet diese Version sehr unzuverlässig. Es kam zu Versagen der Kühlkanäle an der Brennkammerinnenwand. Zudem wies das Triebwerk nach Heißgastests Verformungen der Brennkammeraußenwand entlang der Kühlkanäle auf. Die wesentliche Änderung des Designs der Nachfolgerversion IDENO-200B umfasst die Verdopplung der Anzahl an Kühlkanälen, indem die Kühlkanalbreite halbiert wird. Dies soll die mechanische Stabilität der Brennkammer erhöhen.

Außerdem wurden Servoventile nahe am Triebwerk angebracht, um das Zündverhalten besser analysieren zu können. Diese Version wird im Rahmen dieser Masterarbeit in Kapitel 5 analysiert. Die am Triebwerk angebrachten Sensoren sind bereits in Bild 3.1 dargestellt. In Bild 3.4 ist ein Foto des verwendeten Aufbaus sichtbar.

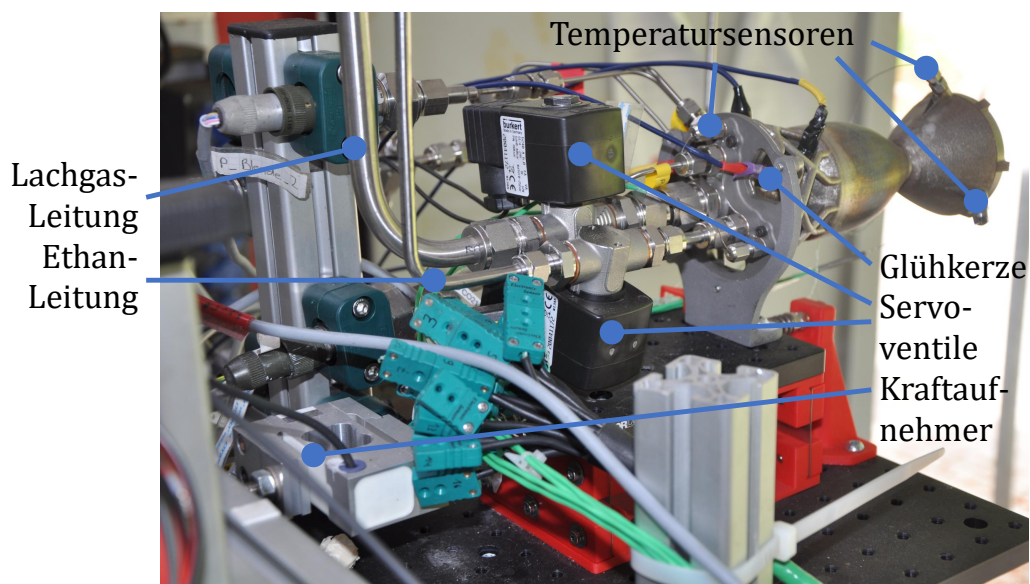


Bild 3.4: Aufbau des IDENO-200B-Triebwerks.

3.1.2 Verwendete Ventile

Lachgas-Ventil

Um den Lachgas-Massenstrom zu regeln, wurde ein Regelventil in die Lachgasleitung eingebaut. Das verbaute Ventil ist vom Typ 3361 der Firma BÜRKERT [53]. Eine Zeichnung mit dem Antrieb AG2 ist in Bild 3.6 dargestellt. In Bild 3.5 wird das eingebaute Ventil im Prüfstand gezeigt.

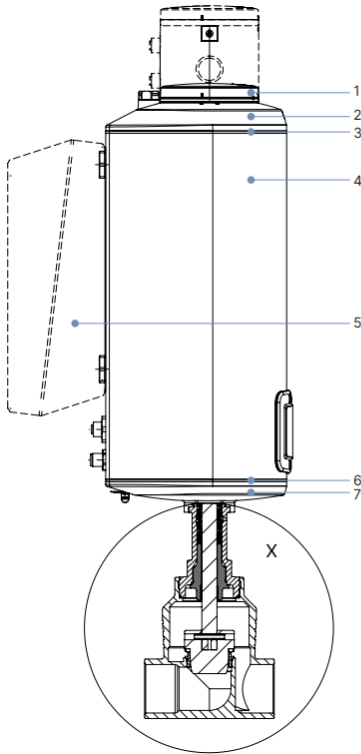


Bild 3.5: Zeichnung des Bürkert-Ventils vom Typ 3361 [53].

Bild 3.6: Foto des Ventils im Prüfstand.

Es wurde die Tiefkalt-Variante des Ventils gewählt, da die kritische Durchströmung mit einem Absinken der Fluidtemperatur im kritischen Querschnitt einhergeht. Allerdings garantiert der Hersteller die Dichtschießfunktion nur bis einem Versorgungsdruck von 25 bar. Da diese Funktion bereits durch die Servoventile vor dem Triebwerk gewährleistet ist, stellt das kein Problem dar.

Um die passenden Sitzgröße zu bestimmen, um alle Betriebspunkte abfahren zu können, muss der K_V -Wert des Ventils bei maximalem Volumenstrom \dot{V}_{max} und Fördertemperatur $T_{Feed,max}$ und minimalem Förderdruck $p_{Feed,min}$ ermittelt werden. Diesen ergibt sich gemäß [54] mit der Formel für kritische Durchströmung

$$K_V = \frac{\dot{V}_{max}}{257 \cdot p_{Feed,min}} \cdot \sqrt{T_{Feed,max} \cdot \rho_{Feed,max}} \quad (3.1)$$

Zunächst wird dazu $\dot{m}_{max} = 100 \frac{\text{g}}{\text{s}}$, $p_{Feed,min} = 16 \text{ bar}$ und $T_{Feed,max} = 303,15 \text{ K}$ angenommen. Mit der Stoffdatenbank COOLPROP von National Institute of Standards and

Technology (NIST) [55] lässt sich daraus die Totdichte $\rho_{Feed,max} = 30,59 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ bestimmen. Mit

$$\dot{V}_{max} = 3600 \frac{\text{s}}{\text{h}} \cdot \frac{\dot{m}_{max}}{\rho_{feed,max}} = 11,77 \frac{\text{m}^3}{\text{h}} \quad (3.2)$$

ergibt sich der Volumenstrom. Damit ergibt sich mit Gleichung 3.1: $K_V = 0,2756 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$. Damit wurde die Sitzgröße 6 mit dem maximalen K_V -Wert $1,25 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ von gemäß [53] gewählt. Passend wäre auch die Sitzgröße 4 mit dem maximalen K_V -Wert $0,5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$, allerdings wurde sich für den größeren die größere Sitzgröße entschieden, damit ausgeschlossen werden kann, dass sich ein zu geringer Massenstrom aufgrund von Abweichungen der Daten vom Datenblatt ergibt.

Ethan-Ventil

Zur Regelung des Ethanflusses wird auf ein Schrittmotor-gesteuertes Regelventil zurückgegriffen. Das Ventil wird bereits im Aufbau von HÖRGER zur Regelung der Lachgasseite wie der Lachgasseite eines 22 N-Triebwerkes genutzt [20]. Allerdings ist die maximale effektive Ventilquerschnittsfläche A_{eff,C_2H_6} bei normalen Betriebsbedingungen zu gering um ein I_{Sp} -optimales Mischungsverhältnis für das 200 N-Triebwerk bei typischen Betriebsbedingungen einzustellen. Dieser Umstand muss im Reglerentwurf berücksichtigt werden. In Bild 3.7 ist der Aufbau des Ventils zu sehen.

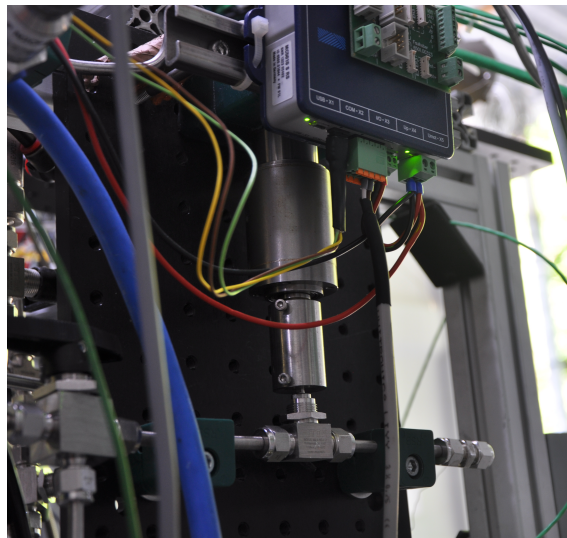


Bild 3.7: Ethan-Regelventil.

Servogesteuerte Hauptventile

Wie bereits in Kapitel 3.1.1 erwähnt, wurden für die Tests des IDENO-200B neue Ventile in der Versorgungsleitung für beide Treibstoffkomponenten angebracht. Diese befinden sich kurz vor dem Triebwerk, um das Totvolumen zwischen Brennkammer und Hauptventilen zu minimieren. Die Ventile sind vom Typ 6240 und nutzen den Druck des Mediums selbst um zu schalten. Dadurch kann ein relativ großer Sitzquerschnitt elektrisch betätigt werden, ohne eine pneumatische oder hydraulische Versorgung zu benötigen. Die genaue Artikelnummer ist 20041172 [56]. Eine technische Zeichnung ist in Bild 3.8 abgebildet.

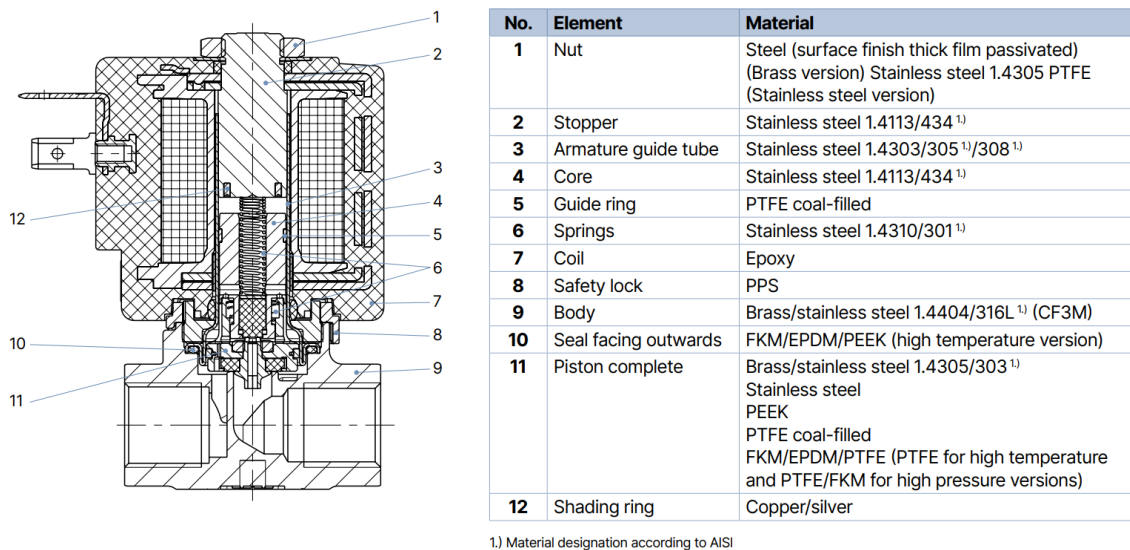


Bild 3.8: Zeichnung des Servoventils [57].

3.2 Ansteuerung

Zentrales Element der Prüfstandssteuerung ist das Adwin-Pro-II-Messsystem der Firma Jäger [58]. Dieses System wandelt analoge Messwerte in digitale Daten und speichert diese. Zudem gibt das Messsystem Stellsigale für alle Aktuatoren am Prüfstand aus. Einige der Sensorsignale werden von einem Dewetron-Messverstärker verstärkt.

Bedient wird der Prüfstand von einer vom DLR entwickelten Python-Prüfstandssoftware, die die Benutzerschnittstelle darstellt. Dort wird auch der Regelalgorithmus einprogrammiert. Ausgeführt wird die Prüfstandssoftware von einem Windows-Rechner im Prüfstand, auf den über eine Remotedesktopverbindung zugegriffen wird. An diesem Rechner ist auch der N₂O-Coriolis-Durchflussmesssystem angeschlossen. Der Windows-Rechner kommuniziert über Ethernet mit dem Messsystem.

Dieser Aufbau wurde bereits in der für andere Tests verwendet. In Bild 3.9 ist die Ansteuerung schematisch dargestellt.

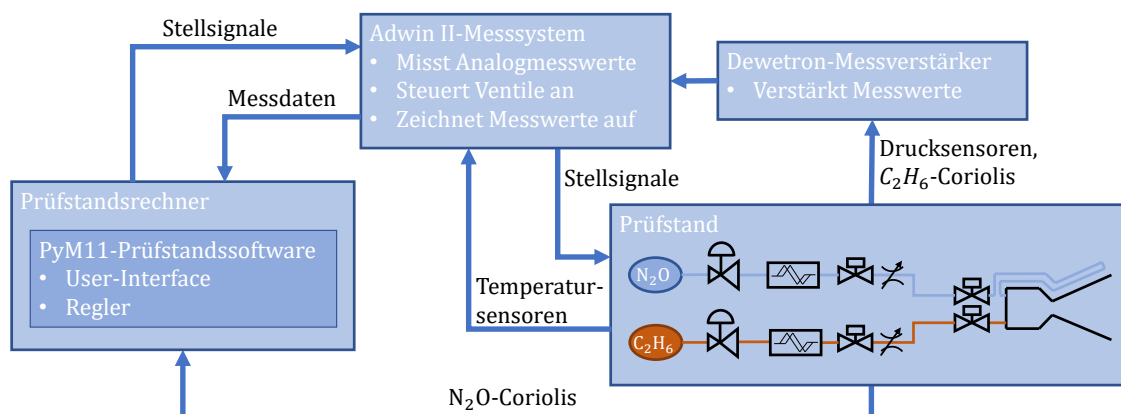


Bild 3.9: Schematischer Aufbau der Prüfstandssteuerung.

4 Regelungsentwurf

In diesem Kapitel soll der Aufbau des verwendeten Regelalgorithmus für die Folgeregelung des Brennkammerdrucks und Mischungsverhältnisses erklärt werden. Dabei wird zunächst die Reglerstruktur des Landedemonstrators in der Flugsimulation beschrieben. Dann wird erklärt, wie das Triebwerk modelliert ist, um einen modellbasierten Regelungsentwurf zu ermöglichen. Darauf hin wird der Aufbau des Entwurfsregelkreismodells erläutert, anhand dessen die Stabilität des Reglers bewiesen wird. Abschließend wird der Aufbau der Reglerimplementation im Prüfstand erklärt.

4.1 Flugsimulation

Um die Machbarkeit der Konfiguration des Landedemonstrators und dessen Flugregelung zu überprüfen, wurde bereits vor Beginn der Abschlussarbeit eine 6-Freiheitsgrade-Modellsimulation des Landedemonstrators entwickelt. Dabei wird das Verhalten des Demonstrators unter Störeinflüssen wie Aerodynamik, Treibstoffverbrauch, Triebwerkstransienten und Abweichungen von Modellparametern betrachtet. Modellparameter und Reglerverstärker können in einer *.json*-Datei spezifiziert werden. Der Inhalt dieser Datei ist in A.2 angefügt.

4.1.1 Hardware-in-the-Loop-Simulation

Um die Eignung des Schubreglers für den Freiflug trotz der Rückwirkung der Schubregelkreiseigenschaften auf die Simulation zu beweisen, sollen bei Prüfstandstests in Echtzeit Sollschubwerte in der Flugsimulation berechnet werden. Diese sollen nun vom Schubregelkreis durch die Ventilstellungen χ_{Soll, N_2O} und χ_{Soll, C_2H_6} eingeregelt werden. Zudem sollen auch die Schubmesswerte in die Simulation zur Berechnung eines virtuellen Flugzustandes übergeben werden. Dieses Vorgehen, in dem Teile einer Simulation durch Flughardware ersetzt werden (in diesem Fall das Triebwerk), wird allgemein HIL-Simulation genannt [59]. Beispielsweise analysieren auch WAXENEGGER-WILFING ET AL. dieses Prinzip zur Reduktion der Kosten von Raketenriebwerksentwicklung und -qualifikation [60]. Der hier verwendete Simulations-„Loop“ ist in Bild 4.1 schematisch dargestellt.

4.1.2 Flugreglerstruktur

In diesem Abschnitt wird der Entwurf des Flugreglers behandelt, wie er in der Flugsimulation des Landers implementiert ist. Die Reglerstruktur wurde bereits vor dieser Arbeit festgelegt, lediglich die Reglerverstärker werden an die ermittelten Triebwerkeigenschaften angepasst.

In Bild 4.2 ist die verwendete Reglerstruktur zu sehen. Hierbei handelt es sich um einen mehrfach kaskadierten Wegpunktregler. Dieser basiert auf der Drohnenregelung [61]. Al-

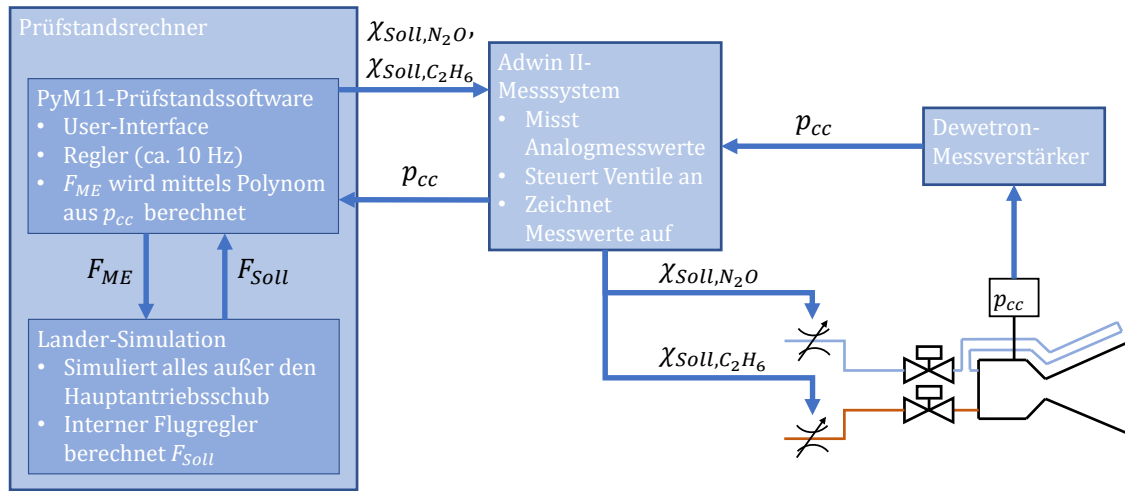


Bild 4.1: Aufbau der HIL-Simulation.

lerdings müssen hier einige Anpassungen gemacht werden, da anders als bei einer Drohne, die Aktuatoren für Lageregelung und Höhenregelung unabhängig voneinander sind.

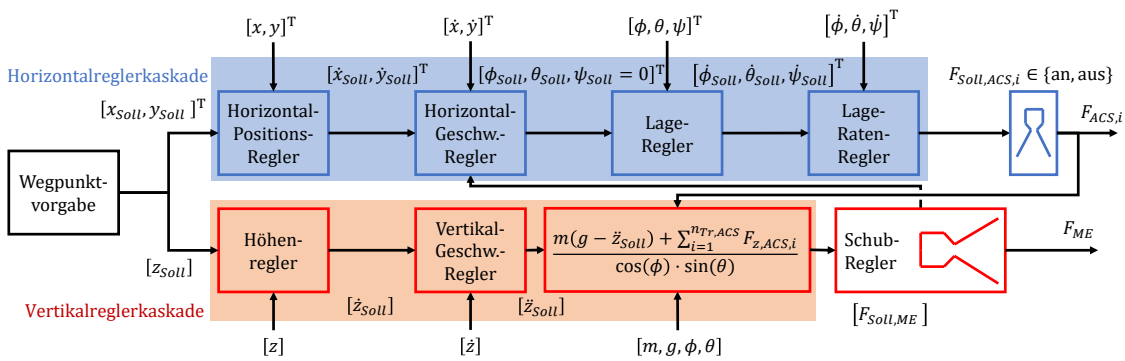


Bild 4.2: Schematischer Aufbau des Freiflugreglers in der Simulation. Blau: Lageregler-kaskade. Rot: Höhenregler-Kaskade.

4.1.3 Wegpunktvorgabe

Wegpunkte, die der Lander abfliegen soll, können in einer *.json*-Datei spezifiziert werden. Drei Eigenschaften werden für jeden Wegpunkt definiert:

- Die Koordinaten im geodätischem x, y, z -System unter Annahme der ruhenden, flachen Erde,
- ein Timer, der die Zeit angibt, wie lange der Wegpunkt nach dem Einregeln gehalten werden soll und
- ein Radius, der einen sphärischen Toleranzbereich um den Wegpunkt festlegt, in dem der Timer abläuft.

Nachdem der Timer des aktuellen Wegpunktes abgelaufen ist, wird zum Nächsten gewechselt.

Die x_{Soll} - und y_{Soll} -Werte des aktuellen Wegpunktes werden an die Horizontalreglerkaskade und der z -Wert an die Vertikalreglerkaskade übergeben.

Um Vergleichbare Tests für die Auswahl der Reglerkonstanten und die HIL-Simulation zu ermöglichen, wurde eine Standard-Wegpunkttrajektorie festgelegt, die einen Freiflug in 10 m Höhe darstellt. Dort startet der Lander erst in 1 m Höhe, erhebt sich auf 10 m, fliegt 31 m horizontal und sinkt dann wieder auf 1 m Höhe. Die Wegpunkte sind in Tabelle 4.1 dargestellt und der Verlauf der Trajektorie in Bild 4.3 abgebildet. Um zu zeigen, wie sich die Trajektorie auf den Sollschieb auswirkt, ist ein typisches Schubprofil mit der Wegpunkttrajektorie in Bild 4.4 sichtbar.

Tabelle 4.1: Wegpunkt-Trajektorie mit Startpunkt.

Wegpunkt	Radius / m	Timer / s	x_g / m	y_g / m	z_g / m
Startpunkt	-	-	0	0	-1
1	1	3	0	0	-10
2	1	3	20	20	-10
3	1	3	20	20	-1

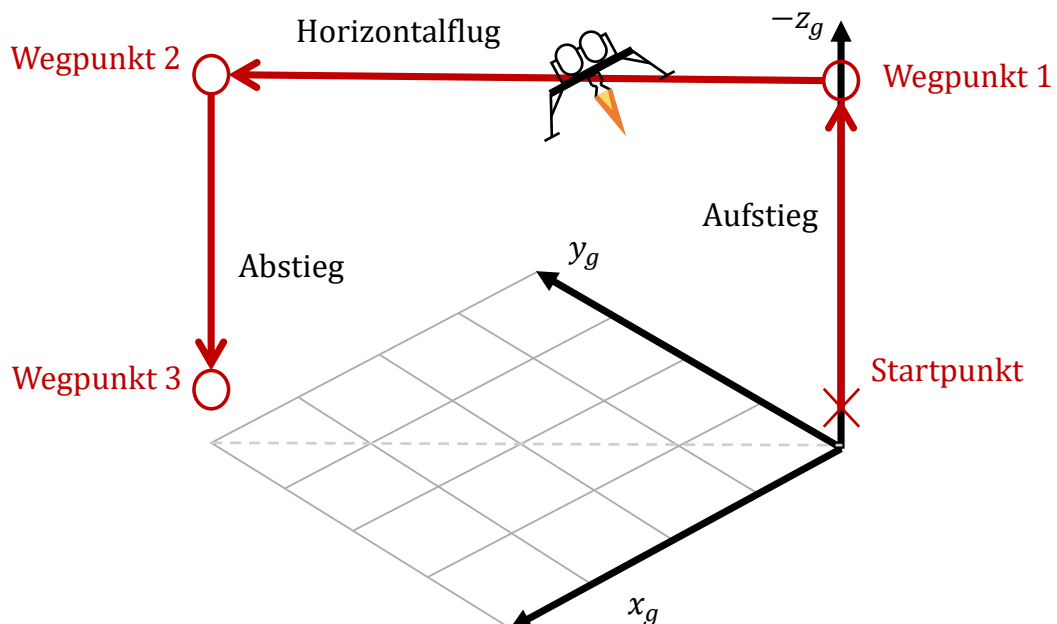


Bild 4.3: Grafische Darstellung der Sollflugbahn.

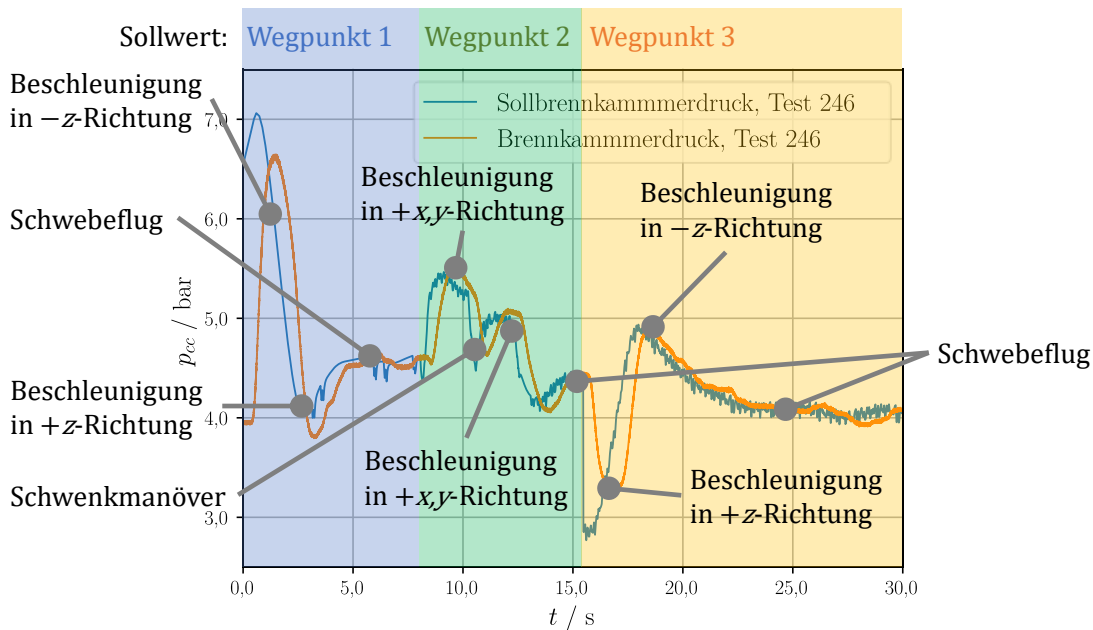


Bild 4.4: Typischer Schubverlauf für die Wegpunkt-Trajektorie.

4.1.4 Horizontalreglerkaskade

Die Horizontalreglerkaskade ist in Bild 4.2 blau markiert. Zunächst verstärkt der Horizontalpositionsregler die Positionsabweichung in x - und y -Richtung mit einem Proportional (P)-Regler. Dies ergibt dann den Sollwert für den Horizontalgeschwindigkeitsregler.

Auch hier werden die entsprechenden Regelabweichungen mit einem P-Regler verstärkt. Allerdings muss hier durch das Vertikal-Schubniveau geteilt werden, da die Horizontalgeschwindigkeit maßgeblich von der Horizontalkomponente des Hauptantriebes abhängt, die Regelkreiseigenschaften jedoch unabhängig davon sein sollen. Die dabei errechneten Werte stellen die Sollwerte für Roll- und Nickwinkel $\phi_{Soll}, \theta_{Soll}$ des Lageregelkreises dar. Der Sollgierwinkel ψ_{Soll} wird zu null gesetzt.

Der Lageregler verstärkt die Lageabweichungen wieder mit einem P-Regler zu einer Sollrate. Allerdings wird hier die maximale Lage mit 30° beschränkt.

Der Ratenregler ist eine Art des sogenannten Bang-Bang-Reglers, wie er sich aus der Optimalsteuerung für ein zeitoptimales Einregeln herleiten lässt [62]. Im Wesentlichen funktioniert der Regler so, dass die entsprechenden Triebwerke in einer Drehachse so lange eingeschaltet werden, bis die gewünschte Rate eingestellt wurde. Um treibstoffintensive, unerwünschte, hochfrequente Schwingungen zu vermeiden, wird ein Totband um die Sollrate eingeführt. In diesem Bereich der Ratenabweichung findet keine Regelung statt.

4.1.5 Vertikalreglerkaskade

In Bild 4.2 ist die Vertikalreglerkaskade rot markiert. Auch die Vertikalreglerverstärker werden in der *.json*-Datei eingegeben. Zunächst wird z_{Soll} dem Höhenregler übergeben. Dort wird mit der Höhenregelabweichung und einem P-Regler die Sollvertikalgeschwindigkeit errechnet. Die Vertikalgeschwindigkeitsregelabweichung wird ebenfalls mit einem

P-Regler zu einer Sollvertikalbeschleunigung berechnet. Diese wird mit

$$F_{Soll,ME} = \frac{m(g - \ddot{z}_{Soll}) + \sum_{i=1}^{n_{Tr,ACS}} F_{z,ACS,i}}{\cos \theta \cdot \cos \phi} \quad (4.1)$$

in den Sollschieb $F_{Soll,ME}$ umgerechnet, der vom Schubregler des Hauptantriebes eingeregelt wird. Dabei ist $n_{Tr,ACS}$ die Anzahl aller Lageregelungstriebwerke und $F_{z,ACS,i}$ der Schub eines Lageregelungstriebwerkes in z -Richtung. Im Falle einer Software in the Loop (SIL)-Simulation wird der Schubregelkreis als PT₂-Glieder mit den aus Kapitel 4.2 bestimmten Zeitkonstanten angenommen. Bei einer HIL-Simulation wird der Schubregelkreis über Socketkommunikation als Python-Skript ausgeführt, wie in Kapitel 4.5 genauer beschrieben wird.

4.1.6 Auswahl der Reglerverstärker

Die Reglerstruktur als mehrfach kaskadierte P-Regler ermöglicht eine recht einfache Auswahl der Reglerkonstanten. Dabei werden zunächst alle Reglerverstärker auf null gesetzt. Nun werden in den unteren Reglerkaskaden die K_P -Werte sukzessive so lange erhöht, bis ein möglichst schnelles Reglerverhalten ohne Überschwinge auftritt. Dann wird gleichermaßen mit der nächst äußeren Reglerkaskaden fortgefahren. Dies wird so lange für die Horizontal- und Höhenkaskade wiederholt, bis alle Reglerverstärker eingestellt wurden. Die ermittelten Verstärker sind für die einzelnen Regelkreise in Tabelle 4.2 dargestellt.

Tabelle 4.2: Ermittelte Reglerverstärker.

Regelkreis	Verstärker
Vertikalposition	0,4 1/s
Vertikalgeschwindigkeit	1,0 1/s
Horizontalposition	0,7 1/s
Horizontalgeschwindigkeit	150 s/(m°)
Lage	0,12 1/s

4.2 Streckenmodell

Die Betrachtung der Regelstrecke wird in das Zeitverhalten und das Stationäre Verhalten aufgeteilt. Beim Zeitverhalten werden die Eigenschaften des Übergangs zweier Betriebspunkte ermittelt. Beim stationären Verhalten werden die Werte betrachtet, die sich bei einem Versuch nach längerer Zeit einstellen.

4.2.1 Zeitverhalten

Um das Zeitverhalten des Brennkammerdruckes des Triebwerkes zu modellieren, wurde dieser bei Eingängen von Sprungeingängen an die Regelventile gemessen. Dieser Verlauf lässt sich mithilfe eines PT₂-Gliedes mit einer Totzeit modellieren. Der Zeitverlauf einer Einheitssprungantwort des PT₂-Gliedes lässt sich durch

$$y(t) = 1 - \frac{T_1}{T_1 - T_2} \cdot \exp\left(-\frac{t}{T_1}\right) + \frac{T_2}{T_1 - T_2} \cdot \exp\left(-\frac{t}{T_2}\right) \quad (4.2)$$

beschreiben [43, Seite 223f]. Die Totzeit ergibt sich beim Einsetzen von $y(\max(0, t - T_{Tot}))$. Die Modellparameter T_1 , T_2 und T_{Tot} werden durch eine Matlabfunktion ermittelt, die eine Suche der kleinsten Fehlerquadrate des Modells zu den Messwerten durchführt. Es werden Modellparameter über mehrere Sprungeingänge ermittelt. Für den Regelungsentwurf werden die Mittelwerte der angepassten Modellparameter verwendet. Damit ergibt sich

- $T_1 = 0,1438$ s,
- $T_2 = 0,1790$ s und
- $T_{Tot} = 0,2664$ s.

Ein typischer Folgeverlauf eines Sprungeingangs der Brennkammerdruckmesswerte und des PT₂-Modells ist in Bild 4.5 zu sehen.

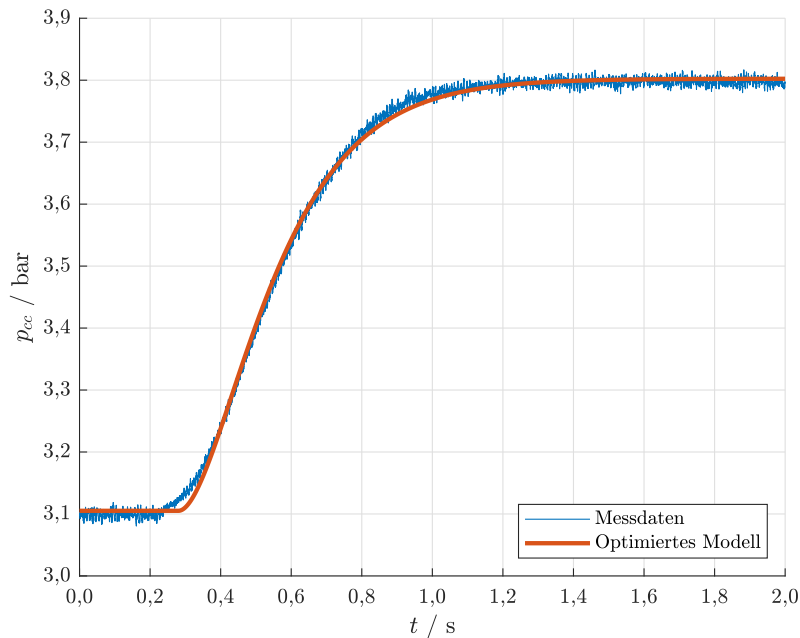


Bild 4.5: Sprungantwort in Messdaten eines Versuchs und des verwendeten Modells.

4.2.2 Stationäres Verhalten

Das stationäre Verhalten des Brennkammerdruckes wird zunächst mithilfe einer CEA-Analyse bestimmt. Durch einen Abgleich mit einem Versuch werden die CEA-Daten mit der Verbrennungseffizienz η_{c^*} beaufschlagt. Diese wurde am ersten Versuchstag bestimmt, wie in Kapitel 5.2.2 beschrieben ist. Um die Rechenzeit des Reglers und dessen Simulation zu beschleunigen, wird eine Interpolationstabelle durch Auswertung der CEA-Massenströme unter verschiedenen Mischungsverhältnissen und Brennkammerdrücken gebildet. Da sich der Massenstrom bei einem bestimmten Mischungsverhältnis nahezu linear zum Brennkammerdruck verhält, kann so auch eine Interpolationstabelle des Brennkammerdruckes in Abhängigkeit von Mischungsverhältnis und Massenstrom gebildet werden. Die CEA-Analyse gibt die charakteristische Strömungsgeschwindigkeit c_{id}^* zurück. Daher

wird der Massenstrom mit

$$\dot{m} = \frac{A_t \cdot p_{cc}}{c_{id}^* \cdot \eta_{c^*}} \quad (4.3)$$

berechnet.

Der Massenstrom selbst soll am Prüfstand durch kritisch durchströmte Regelventile festgelegt werden.

Ventilpolynome

Zur Charakterisierung werden die Regelventile zunächst bei verschiedenen Stellungen durchströmt und Massenstrom \dot{m} , Druck p_{Feed} und Temperatur T_{Feed} vor dem Ventil aufgezeichnet. Wird zusätzlich die entsprechenden Stoffdaten wie die spezifischen Gaskonstante R und dem vom Isentropenexponenten κ abhängige Koeffizient Γ hinzugenommen, kann unter der Annahme eines idealen Gases eine effektive kritisch durchströmte Fläche A_{eff} errechnet werden [22, Seite 203]:

$$A_{eff} = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{R \cdot T_{Feed}}}{p_{Feed} \cdot \Gamma}, \quad (4.4)$$

$$\Gamma = \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}}. \quad (4.5)$$

Durch die gemessenen Punkte der effektiven Querschnittsfläche wird ein Polynom angepasst. Mit diesem lässt sich nun bei einem gegebenen Förderzustand und gewünschtem Massenstrom die passende Ventilstellung χ_{N_2O} und $\chi_{C_2H_6}$ errechnen. In Bild 4.7 ist das Polynom und die Messpunkte für die Lachgasseite dargestellt und in Bild 4.6 für die Ethanseite.

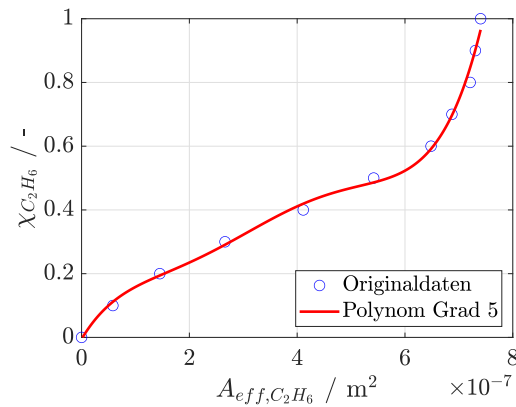


Bild 4.6: Messpunkte und das angepasste Ethan-Ventilpolynom.

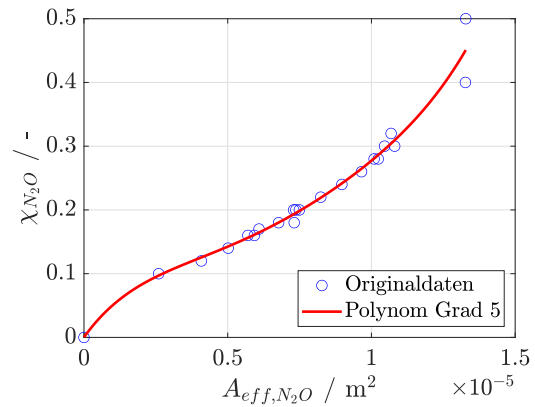


Bild 4.7: Messpunkte und das angepasste Lachgas-Ventilpolynom.

An den Messdaten ist bei beiden Ventilen erkennbar, ab welcher effektiven Querschnittsfläche das Ventil nicht länger kritisch durchströmt ist und ein anderer Querschnitt in der Versorgungslinie kritisch durchströmt wird. Dies ist daran erkennbar, dass die Werte der effektiven Querschnittsfläche bei unterschiedlichen Ventilstellungen immer näher beieinander liegen. Bei Ethan ist das bei $A_{eff, C_2H_6} \approx 7 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2$ und bei Lachgas bei $A_{eff, C_2H_6} \approx 1,3 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$ der Fall. In einem kritisch durchströmten Querschnitt entspricht

die Strömungsgeschwindigkeit gleich der Schallgeschwindigkeit. Dadurch ist kein Informationstransport stromaufwärts durch das Gas möglich, was zur Folge hat, dass der Durchfluss nicht länger vom Ventildruckverhältnis abhängt.

Schubpolynom

In der Praxis wird eine Schubmessung eines Triebwerkes am Landedemonstrator als unpraktikabel erachtet, weil eine genaue Schubmessung mit hohem Implementationsaufwand einhergeht. Daher muss der Schub für die Regelung aus einfacher realisierbaren Messungen wie den Brennkammerdruck berechnet werden. Dazu wird aus Messdaten von früheren Versuchen der gemessene Schub und Brennkammerdruck dargestellt und ein Polynom ersten Grades durch den theoretischen Schub bei kritischer Düsenströmung und einem Messwert gebildet. In Bild 4.8 ist zu erkennen, dass aufgrund der abgelösten Düsenströmung und weiteren Verlusten das Polynom und die Messwerte zwischen dem theoretischen Werten der angepassten Strömung und dem einer konvergenten Düse mit gleichem kritischem Querschnitt liegen. Diese theoretischen Werte wurden mit CEA ermittelt.

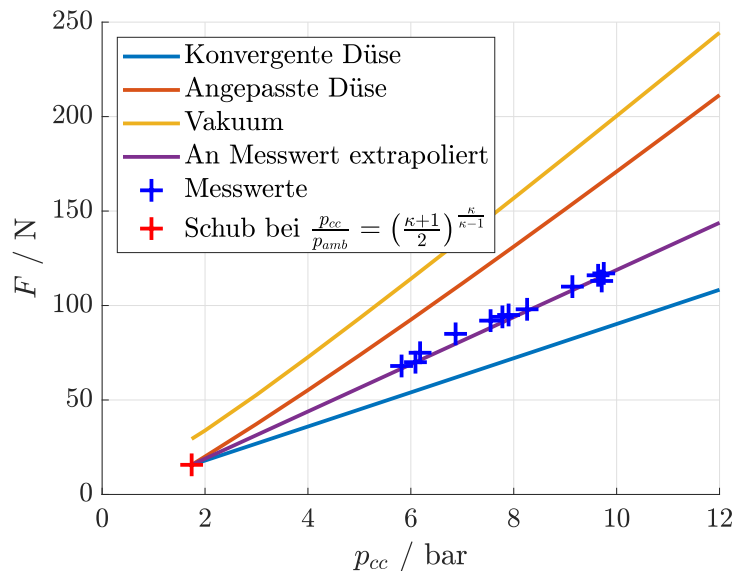


Bild 4.8: Verwendetes Schubpolynom, Messwerte, theoretische Werte für Vakuum, angepasste Düse und konvergente Düse.

4.3 Regelkreis

Das Ziel des Regelkreises ist es, einem Sollwert möglichst genau zu folgen. Daher ist das Ziel der Regelung die Folgeregelung. Das Verhalten des Triebwerkes lässt sich relativ genau durch Versuche an Prüfstand und Modellrechnungen vorhersagen. Deshalb wird die grundlegende Idee verfolgt, dass der Brennkammerzustand hauptsächlich von einer Vorsteuerung festgelegt wird und ein Proportional-Integral (PI)-Regler stationäre Modellabweichungen ausgleicht. Ein schematischer Aufbau der Regelkreisstruktur ist in Bild 4.9 dargestellt.

Es wird sichtbar, wie der Solls Schub mit dem Polynom aus Kapitel 4.2.2 in einen Sollbrennkammerdruck umrechnet wird. In Blau ist die Vorsteuerung mit dem System für das

Beschleunigungsfilter markiert. Dieser neue Brennkammerdruckwert geht nun in das interne Streckenmodellfilter (violett) ein. Mit dem gefilterten Wert und dem Messwert wird die Regeldifferenz berechnet. Diese wird durch den braun gekennzeichneten PI-Regler verarbeitet. Schließlich wird dieses Reglerkommando mit der Vorsteuerung addiert und mit K_w in einen Sollmassenstrom \dot{m}_{soll} umgerechnet. Dieser Massenstrom geht in die Regelstrecke ein. Deren Ausgang ist der Brennkammerdruck, der gegebenenfalls durch ein Polynom in den Schub umgerechnet wird.

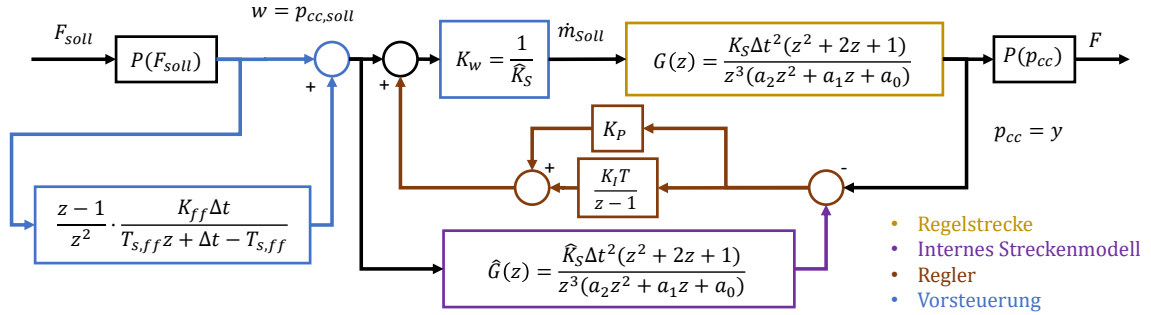


Bild 4.9: Schematischer Aufbau des Regelkreises.

4.3.1 PI-Regler

Der Regler, der zum Ausgleichen von Modellabweichungen des Brennkammerdruckes eingebaut wurde, erhält eine Regelabweichung bestehend aus der Differenz des Brennkammerdruckmesswertes und einem Wert aus einem virtuellen Triebwerksmodell. Dieses wurde bereits in Kapitel 4.2 behandelt. Zudem wird hier anders als in Kapitel 2.4.4 erwähnt, das Fehlerintegral nicht mit dem Mittelwertsatz sondern mit einem rechtsseitigen Euler-Cauchy-Integrator berechnet, um dessen Struktur zu vereinfachen.

Das Triebwerksmodell verrechnet das Sollwertsignal und sorgt dafür, dass nur Modellabweichungen ausgeregelt werden. Um die Reglerverstärker K_P und K_I zu bestimmen, werden diese Werte bei einer Reglersimulation vorerst manuell angepasst, bis ein gewünschtes Folgeverhalten auftritt. Dann werden die Verstärker mit einem nichtlinearen Optimierer optimiert, der das Integral der Regelabweichung nach einer Sprungantwort mit einer Modellabweichung als Zielfunktion annimmt. Aufgrund der geringen Komplexität und der asymptotischen Stabilität der Regelstrecke sind gängige Entwurfsverfahren wie zum Beispiel Polvorgabe nicht nötig, um die Parameter effizient zu bestimmen. Wichtige Optimierungskriterien bei der Auswahl der Verstärker sind geringe Überschwingweite und schnelles Übergangsverhalten. Die erhaltenen Verstärker sind $K_P = 0,8$ und $K_I = 1,2$.

4.3.2 Vorsteuerung

Aufgrund des asymptotisch stabilen Verhaltens der Regelstrecke ist es möglich, eine relativ einfache Vorsteuerung zu implementieren. Dazu wird mit dem Sollbrennkammerdruck und einem festgelegten Mischungsverhältnis anhand der in 4.2 ermittelten Interpolationstabelle eine Kreisverstärkung ermittelt, sodass sich ein genaues Folgeverhalten ergibt. Dabei ist das Sollmischungsverhältnis festgelegt. Aufgrund von Beschränkungen des Ethanmassenstroms im Prüfstandsaufbau muss dieses aber vorerst deutlich höher sein als das Mischungsver-

hältnis, das den spezifischen Impuls maximiert.

Um das Folgeverhalten hinsichtlich der Einstellzeit zu verbessern, wird der Sollwert zunächst differenziert. Dieser differenzierte Wert wird nun mit dem Faktor K_{ff} verstärkt und mit einem PT_1 -Glieder mit der Zeitkonstanten $T_{s,ff}$ gefiltert. Der gefilterte Wert wird nun auf das Sollwertsignal addiert. Die Differenziation erzeugt kurzzeitig einen hohen Wert, weshalb die Regelstrecke den Sollwert schneller einregelt. Das PT_1 -Glieder ist aber nötig, damit eine Aktuatorüberlastung aufgrund eines verrauschten Sollwertsignal verhindert werden kann. In Bild 4.10 ist zu sehen, wie die Differenziation das Folgeverhalten in einer Simulation beschleunigt und bei hohen Werten zur Überschwingung führt.

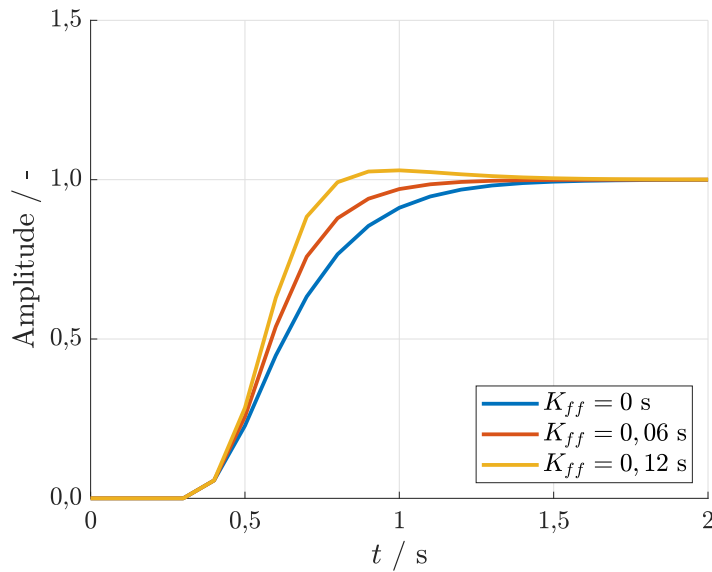


Bild 4.10: Einheitssprungantwort des geschlossenen nominalen Regelkreises mit verschiedenen Vorfilterverstärkern.

Der Verstärker K_{ff} wurde manuell so eingestellt, dass im Nominalmodell die Bandbreite erhöht wird, aber bei der Sprungantwort keine nennenswerte Überschwingung in der Sprungantwort auftritt. Der Wert wurde somit auf $K_{ff} = 0,06$ s festgelegt.

4.4 Stabilität

Um die Stabilität und die Reserven des entworfenen Regelkreises zu ermitteln, ist es sinnvoll eine komplexe, zeitdiskrete Übertragungsfunktion herzuleiten, um die Überprüfung der Stabilitätskriterien mit einem möglichst genauen Modell durchzuführen.

Regelstrecke

Zunächst wird dafür die Regelstrecke als PT_2 -Glieder approximiert. Die Übertragungsfunktion eines PT_2 -Gliedes lässt sich wie in 4.2 mit zwei Zeitkonstanten T_1, T_2 und einer Verstärkung K_S beschreiben [43, Seite 203]:

$$G(s) = \frac{K_S}{(T_1 \cdot s + 1) \cdot (T_2 \cdot s + 1)} = \frac{K_S}{T_1 \cdot T_2 \cdot s^2 + (T_1 + T_2) \cdot s + 1}. \quad (4.6)$$

Durch Einsetzen der Tustin-Formel $z = \frac{2}{\Delta t} \frac{z-1}{z+1}$ [45, Seite 47f] lässt sich die Gleichung 4.6 diskretisieren. Dabei ist Δt die Abtastperiode, die bei Zeitmessungen der Periode des Prüfstandsprogramms auf $T = 0,1$ s bestimmt wurde. Es ergibt sich

$$G(z) = \frac{K_S \cdot \Delta t^2 \cdot (z^2 + 2z + 1)}{(4T_1 T_2 + 2\Delta t(T_1 + T_2) + \Delta t^2)z^2 + (2\Delta t^2 - 8T_1 T_2)z + (4T_1 T_2 - 2\Delta t(T_1 + T_2) + \Delta t^2)}. \quad (4.7)$$

Diese Formel lässt sich nun mit einer rückwärtigen Z -Transformation als Folge darstellen:

$$K_S \cdot D \cdot (u_{k+2} + 2u_{k+1} + u_k) = y_{k+2} + a_1 y_{k+1} + a_0 y_k. \quad (4.8)$$

wobei

$$a_0 := \frac{4T_1 T_2 - 2\Delta t(T_1 + T_2) + \Delta t^2}{a_2}, \quad (4.9)$$

$$a_1 := \frac{2\Delta t^2 - 8T_1 T_2}{a_2}, \quad (4.10)$$

$$a_2 := 4T_1 T_2 + 2\Delta t(T_1 + T_2) + \Delta t^2, \quad (4.11)$$

$$D := \frac{\Delta t^2}{a_2}. \quad (4.12)$$

Die in Kapitel 4.2 ermittelte Totzeit lässt sich nicht restlos durch die Abtastperiode teilen. Deshalb wird sie auf den am nächsten teilbaren Wert aufgerundet, um eine ganzzahlige Anzahl an Totzeitzuständen zu erhalten. Als Folge lässt sich diese also als $u_k = y_{k+3}$ darstellen. Wird nun der Zustandsvektor $x_k := (y_k, y_{k-1}, y_{k-2}, y_{k-3}, y_{k-4}, u_{k-2}, u_{k-1})^T$ eingeführt, lässt sich die Regelstrecke in eine Zustandsraumdarstellung umformen:

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k \quad (4.13)$$

$$y_k = Cx_k + Du_k \quad (4.14)$$

$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 0 & K_S & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -a_0 & -a_1 & D & 2D \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x_k + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ D \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} u_k \quad (4.15)$$

$$y_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x_k + \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} u_k \quad (4.16)$$

Beschleunigungsfilter

Um den Regelkreis abzubilden, wird die Zustandsraumdarstellung erweitert. Das Beschleunigungsvorfilter wird als Folge mit $y_{k+1} = y_k + \frac{\Delta t}{T_{s,ff}} \cdot \left(\frac{u_k - u_{k-1}}{\Delta t} - y_k \right)$ beschrieben. Dies lässt sich mit dem Zustand $x_{ff,k} = (u_{k-1}, y_k)^T$ auch als

$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -\frac{1}{T_{s,ff}} & 1 - \frac{\Delta t}{T_{s,ff}} \end{bmatrix} x_{ff,k} + \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{T_{s,ff}} \end{bmatrix} u_k \quad (4.17)$$

$$y_k = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} x_{ff,k} + \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} u_k \quad (4.18)$$

$$x_{k+1} = A_{ff}x_k + B_{ff}u_k \quad (4.19)$$

$$y_k = C_{ff}x_k + D_{ff}u_k \quad (4.20)$$

beschreiben.

Modellfilter

Das Streckenmodell für den Reglereingang entspricht dem nominalen Streckenmodell und die Modellmatrizen werden folgend als \hat{A} , \hat{B} , \hat{C} und \hat{D} bezeichnet.

Integrator

Ein einfacher Eulerintegrator lässt sich als Folge mit $y_{k+1} = y_k + \Delta t \cdot u_k$ beschreiben. Die Zustandsraumdarstellung mit dem Zustand $x_{I,k} = (y_k)$ ist somit

$$x_{I,k+1} = \begin{bmatrix} 1 \end{bmatrix} x_{i,k} + \begin{bmatrix} \Delta t \end{bmatrix} u_k \quad (4.21)$$

$$y_k = \begin{bmatrix} 1 \end{bmatrix} x_{i,k} + \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} u_k \quad (4.22)$$

$$x_{I,k+1} = A_I x_{I,k} + B_I u_k \quad (4.23)$$

$$y_k = C_I x_{I,k} + D_I u_k \quad (4.24)$$

Erweitertes System

Durch das Zusammensetzen dieser Blockmatrizen und Einfügen eines Integratorzustandes ergibt sich zunächst eine erweiterte Zustandsraumdarstellung als

$$x_{erw,k+1} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \hat{A} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & A_{ff} \end{bmatrix} x_{erw,k} + \begin{bmatrix} B \\ \hat{B} \\ B_I \\ B_{ff} \end{bmatrix} u_k, \quad (4.25)$$

$$y_k = \begin{bmatrix} C & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x_{erw,k} + \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} u_k, \quad (4.26)$$

$$x_{erw,k} = (x_k, \hat{x}_k, y_{I,k}, x_{ff,k})^T. \quad (4.27)$$

In dieser Darstellung fehlt allerdings das Regelgesetz. Der PI-Regler kann als Folge mit $u_k = K_P \cdot e_k + K_I \cdot x_{I,k}$ beschrieben werden. Dabei bezeichnet e_k hier die Differenz aus Modellwert und Messwert, also jeweils der erste Zustand von x_k und \hat{x}_k .

In Bild 4.11 wird Bild 4.9 mit den einzelnen Systemen der Zustandsraumdarstellung gezeigt. Werden nun die einzelnen Zustände gemäß Bild 4.11 verfolgt, und wie ihre Zustände in die oben genannten Systeme eingehen, ergibt sich

$$\begin{array}{rcll}
x_{k+1} = & (A - BCK_wK_P) & x_k + & B\hat{C}K_wK_P \quad \hat{x}_k + & BK_wK_I & x_{I,k} + & BC_{ff}K_wK_{ff} & x_{ff} + & K_wB & w_k \\
\hat{x}_{k+1} = & 0 & x_k + & \hat{A} & \hat{x}_k + & 0 & x_{I,k} + & \hat{B}C_{ff}K_wK_{ff} & x_{ff} + & K_w\hat{B} & w_k \\
x_{I,k+1} = & -B_IC & x_k + & B_I\hat{C} & \hat{x}_k + & A_I & x_{I,k} + & 0 & x_{ff} + & 0 & w_k \\
x_{ff,k+1} = & 0 & x_k + & 0 & \hat{x}_k + & 0 & x_{I,k} + & A_{ff} & x_{ff} + & B_{ff} & w_k \\
y_k = & C & x_k & & & & & & & &
\end{array} \tag{4.28}$$

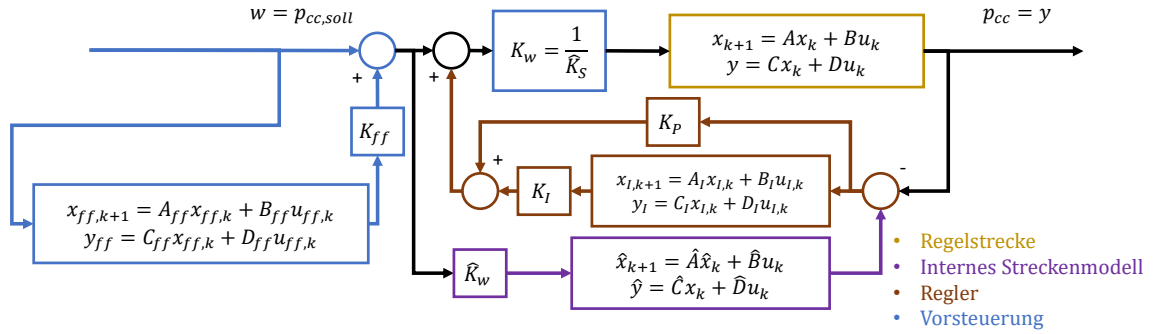


Bild 4.11: Entwurfsmodell in Zustandsraumdarstellung.

Werden diese auf Matrixform gebracht, ergibt sich die Zustandsraumdarstellung

$$x_{erw,k+1} = \begin{bmatrix} A - BCK_wK_P & B\hat{C}K_wK_P & BK_wK_I & BC_{ff}K_wK_{ff} \\ 0 & \hat{A} & 0 & \hat{B}C_{ff}K_wK_{ff} \\ -B_IC & B_I\hat{C} & A_I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & A_{ff} \end{bmatrix} x_{erw,k} + \begin{bmatrix} K_wB \\ K_w\hat{B} \\ 0 \\ B_{ff} \end{bmatrix} w_k, \tag{4.29}$$

$$y_k = \begin{bmatrix} C & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x_{erw,k} + \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} w_k \tag{4.30}$$

$$x_{erw,k+1} = A_{RK}x_{erw,k} + B_{RK}w_k, \tag{4.31}$$

$$y_k = C_{RK}x_{erw,k} + D_{RK}w_k \tag{4.32}$$

Jetzt kann mit der Formel $G(z) = C_{RK}(zI - A_{RK})^{-1}B_{RK} + D_{RK}$ [45] die Übertragungsfunktion des geschlossenen Kreises $T(z)$ ermittelt werden. Deren Pole müssen für Stabilität innerhalb des Einheitskreises liegen [44, Seite 524]. Dies ist für die Werte in Kapitel 4.3.2 und Kapitel 4.3.1 ermittelten Werte $K_P = 0,8$, $K_I = 1,2$ 1/s, und $K_{ff} = 0,06$ und die vorher bestimmten Modellparameter der Fall, wie in Bild 4.12 zu sehen ist. Außerdem ist sichtbar, dass einige Nullstellen auf einigen Polen liegen. Diese Nullstellen werden durch das interne Streckenmodell erzeugt. Wird die Lage der Pole betrachtet, wird sichtbar, dass sie nahe am Einheitskreis liegen. Also lässt sich sagen, dass das Streckenmodell Schwingungen dämpft. Bei geringen Modellabweichungen weicht die Lage der Pole leicht von den Nullstellen ab. Das führt dazu, dass die Dynamik dieser Pole nicht mehr vollständig gedämpft werden kann. Um dies zu verdeutlichen, sind in Bild 4.13 Sprungantworten von System mit Abweichung in K_S dargestellt.

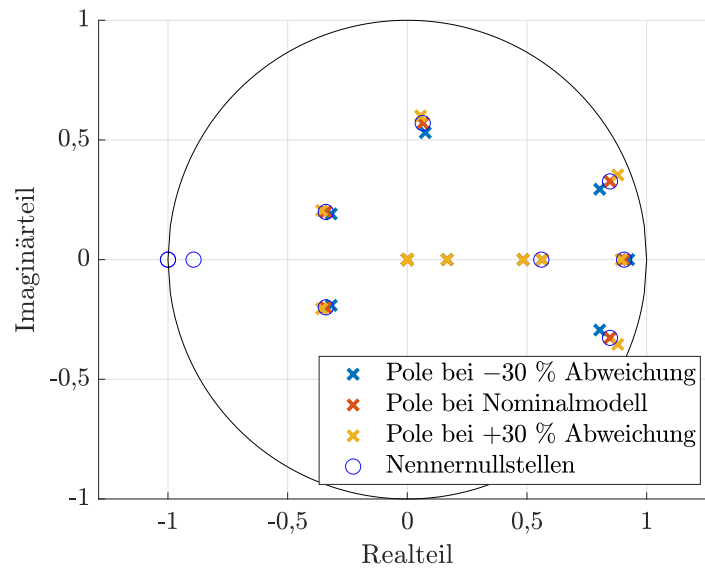


Bild 4.12: Pole und Nullstellen des geschlossenen Regelkreises.

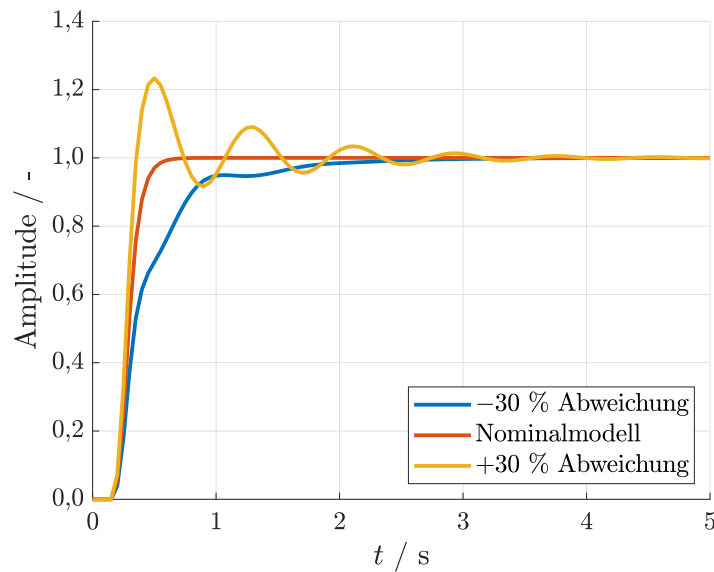


Bild 4.13: Einheitssprungantworten des perturbierten geschlossenen Regelkreises.

Man erkennt, dass das Antwortverhalten vom Nominalmodell abweicht. Es ist sichtbar, dass positive Modellabweichungen zu Schwinverhalten führen, während negative Abweichungen die Antwort gegenüber dem Nominalmodell verlangsamen. Berechnet wird die Abweichung ΔK_S aus

$$\Delta K_S = \frac{K_S}{\hat{K}_S} - 1. \quad (4.33)$$

Beim Überprüfen des Rangs der Matrizen aus Gleichung 2.41 und Gleichung 2.42 lässt sich feststellen, dass das System für die oben genannten Parameter vollständig steuerbar und

beobachtbar ist.

4.5 Reglerimplementation

Die Implementation des Regelalgorithmus weicht von dem in Kapitel 4.4 beschriebenen System ab. Dort wurde nämlich das Mischungsverhältnis als konstant betrachtet, weil dessen Einfluss auf die regelungstechnische Stabilität nicht als relevant angesehen wurde. Um aber eine genaue Vorsteuerung zu realisieren muss der Einfluss des Mischungsverhältnisses aber in den Algorithmus eingebunden werden.

Der Regler wird als Python-Skript in die in der Abteilung entwickelten PyM11- Prüfstandssoftware einprogrammiert und wird auf einem Windows-Prüfstandsrechner ausgeführt. Der Regler erhält Eingangsgrößen wie

- Brennkammerdruck,
- Temperatur- und Druckmessungen aus der Versorgungsleitung vor den Regelventilen aus Lachgas und Ethan,
- Die Zeit zwischen dem letzten und aktuellen Regleraufruf,
- den Sollwert als Schub oder Brennkammerdruck und
- die Art des Sollwertes (Schub oder Brennkammerdruck).

Zuerst wird anhand des Sollwertes ein Sollmischungsverhältnis ermittelt. Dieses wurde aber für alle Reglerversuche auf 25 festgelegt, sodass das es trotz der in Kapitel 3.1.2 beschriebenen Beschränkung ohne Saturation des Ethanventils eingestellt werden kann. Danach errechnet das Beschleunigungsvorfilter einen beschleunigten Sollwert. Daraus wird nun mit einer von CEA bestimmten Tabelle in einen Sollmassenstrom bestimmt, welcher in das transiente Streckenmodell eingeht. Nun wird die Differenz aus Regelabweichung und Sollwert berechnet. Diese Modellabweichung geht in den PI-Regler ein, um die Abweichung auszugleichen. Der Ausgang des Reglers wird mit dem Sollbrennkammerdruck addiert. Ein Sollmassenstrom wird für diese Summe aus einer CEA-Tabelle interpoliert und durch eine als konstant angenommenen Verbrennungseffizienz $\eta_{c^*} = 0,9365$ geteilt. Mit dem Sollmischungsverhältnis wird der Sollmassenstrom in ein Soll-N₂O-Massenstrom und ein Soll-C₂H₆-Massenstrom aufgeteilt.

Die einzelnen Massenströme der Treibstoffkomponenten werden nun mit dem Versorgungszustand $p_{N_2O,1}, T_{N_2O,1}, p_{C_2H_6,1}, T_{C_2H_6,1}$ und Gleichung 4.4 zu einer effektiven Ventilquerschnittsfläche verrechnet. Diese wird durch die in Kapitel 4.2.2 bestimmten Polynome in Ventilpositionen zwischen 0 und 1 umgerechnet. Diese Werte sind nun der Ausgang des Reglers und gehen in die Regelstrecke ein. Das beschriebene Schema ist in Bild 4.14 dargestellt. der Python-Programmcodes der Reglerklasse ist in Kapitel A.1 dargestellt. Dieser entspricht logisch dem für die Tests verwendeten Skript, wurde aber nachträglich kommentiert und geordnet um die Funktionalität übersichtlicher darzustellen.

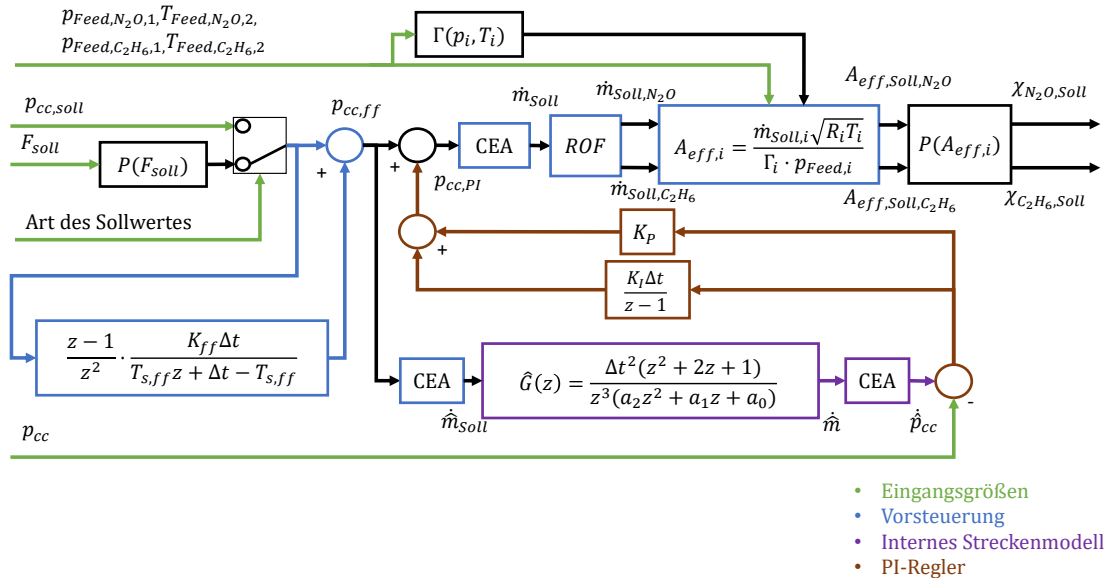


Bild 4.14: Schematischer Aufbau der Reglerimplementation.

5 Versuchsauswertung

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der durchgeführten Tests diskutiert. Zunächst wird aber auf das Vorgehen und den Zweck der Versuche eingegangen. Mit den ermittelten Daten werden die Triebwerksleistung hinsichtlich Zündung und Verbrennung ausgewertet. Danach folgt die regelungstechnische Betrachtung der Messergebnisse. Abschließend wird bewertet, ob sich das Triebwerk für den Einsatz im Landedemonstrator eignet.

5.1 Versuchsdurchführung

Die Versuche zur Bearbeitung der Aufgabe wurde wie folgt durchgeführt. Zuerst war es das Ziel, das Systemverhalten genau zu charakterisieren, um einen modellbasierten Reglerentwurf zu ermöglichen (Versuchstage 1 bis 3). Anschließend wurden Tests durchgeführt, um die Vorsteuerung und den in Kapitel 5.3.2 beschriebenen vereinfachten Regler zu bewerten (Versuchstage 4 bis 6). Da dessen Regelgüte als unzureichend bewertet wurde, wurde abschließend ein verbesserter Regler getestet (Versuchstage 7 bis 10). Schließlich wird die simulierte Freiflugleistung in HIL-Tests betrachtet (Versuchstage 8 bis 10). Das Vorgehen wird in Tabelle 5.1 verdeutlicht.

Tabelle 5.1: Auflistung der Versuchstage und deren Versuchsziel.

Versuchstag	Datum	Versuchsziel
1	13.12.2024	Inbetriebnahme
2	10.02.2025	Charakterisierung des Systemverhaltens
3	11.02.2025	Charakterisierung des Systemverhaltens
4	18.02.2025	Regeltests mit Vorsteuerung und I-Regler
5	24.02.2025	Regeltests mit Vorsteuerung und I-Regler
6	05.03.2025	Regeltests mit Vorsteuerung und I-Regler
7	12.03.2025	Regeltests mit Vorsteuerung, Modellfilter und PI-Regler
8	25.03.2025	HIL-Regeltests mit Vorsteuerung, Modellfilter und PI-Regler
9	26.03.2025	HIL-Regeltests mit Vorsteuerung, Modellfilter und PI-Regler
10	31.03.2025	HIL-Regeltests mit Vorsteuerung, Modellfilter und PI-Regler

Für die Charakterisierung des Systemverhaltens wurden Sprünge in den Ventilstellungen eingegeben und die Antwort des Systems aufgezeichnet, wie in Bild 5.1 sichtbar ist. Es wird deutlich, dass Sprünge im Lachgassollwert größeren Einfluss auf den Brennkammerdruck haben. Die Reglertests wurden zunächst mit den vorprogrammierten Solltrajektorien aus Bild 5.2 und Bild 5.3 durchgeführt. Die in Bild 5.2 dargestellte Trajektorie wurde erstellt, um vergleichbare Tests zu schaffen, aus denen Reglertests einfach verglichen werden können. Dabei werden viele unterschiedliche Solldrücke abgefahren. Um die Reaktion auf sich schnell ändernde Sollwerte zu erfassen, sind am Ende der Trajektorie schnelle Sprünge

vorgegeben. Die in Bild 5.3 dargestellte Trajektorie wurde in einer SIL-Simulation vorberechnet und soll einen praxisnahen Sollschubverlauf simulieren. Genauer wird der Sollschubverlauf in Bild 4.4 beschrieben.

Bei allen Reglertests werden die Ventile zunächst auf die Ausgangsstellung gestellt. Dann wurde das Triebwerk gezündet. Erst nach etwa 2 s Brenndauer wird der Regler eingeschaltet. Insgesamt wurden im Rahmen der Masterarbeit 302 Heißgasversuche durchgeführt. Dabei konnte das Triebwerk 139 mal gezündet werden und erreichte eine kumulative Brenndauer von etwa 2800 s.

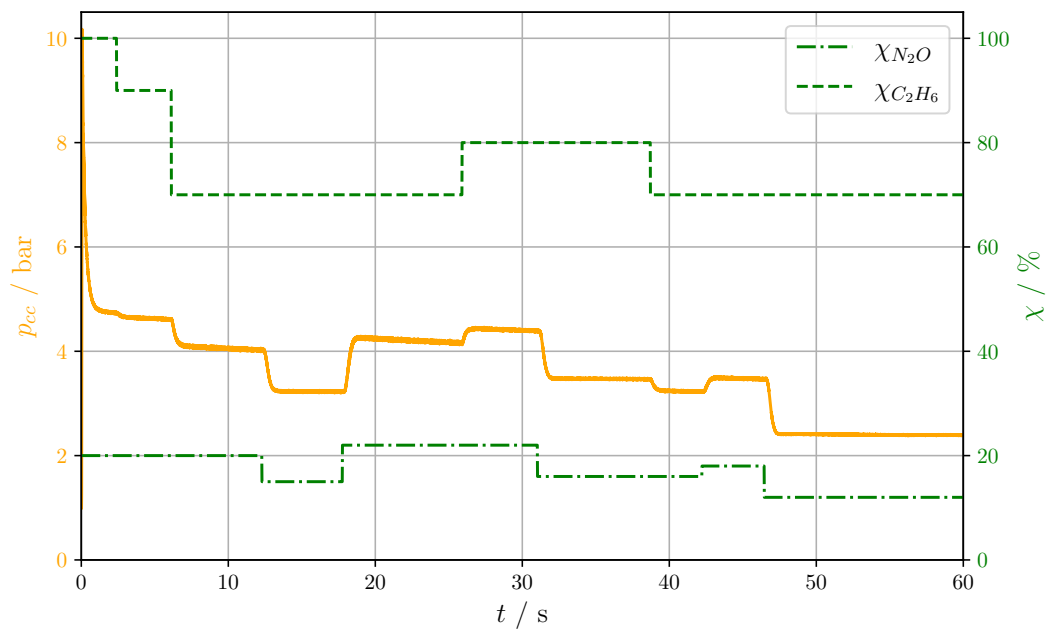


Bild 5.1: Einfluss der Ventilstellung auf den Brennkammerdruck in Versuch 63.

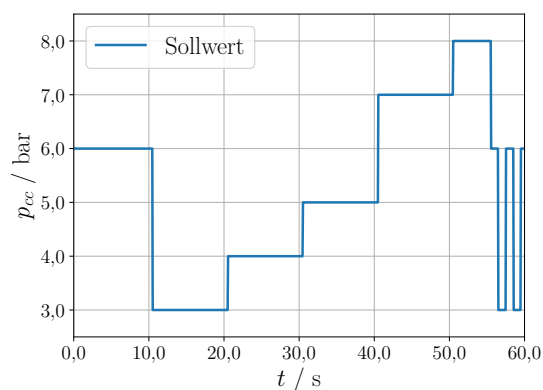


Bild 5.2: Sprung-Schubtrajektorie.

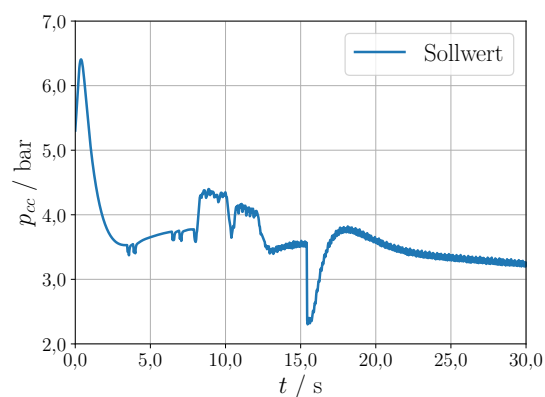


Bild 5.3: Landedemonstrator-Schubtrajektorie.

5.2 Triebwerksverhalten

5.2.1 Zündung

Ziel der Analyse des Zündverhaltens ist es, verschiedene Parameter so an die Temperatur der Treibstoffe anzupassen, dass das Triebwerk zuverlässig zündet. Die Temperatur der Treibstoffe ist im Prüfstands Aufbau von der Umgebungstemperatur abhängig und kann damit schwer beeinflusst werden. Die variierten Parameter werden hier aufgelistet und deren Einfluss bewertet.

Erhöhung des Glühkerzenstroms

Die Erhöhung des Glühkerzenstroms zum Erreichen höherer Glühdrahttemperaturen hat sich als ineffektiv zur Zündung erwiesen. Zu hoher Strom verkürzt zudem die Lebensdauer der Glühkerzen. Daher ist es sinnvoll, andere Parameter zu betrachten.

Erzeugen eines Vakuums

Wird das Triebwerk durch einen Stopfen an der Düse abgedichtet, lässt sich einer Vakuumpumpe und einem geeigneten Anschluss in der Brennkammer vor der Zündung erzeugen. Der erste zuverlässige Betriebspunkt mit Zündung wurde in Versuch 45 mit Vakuum gefunden. Allerdings zündet das Triebwerk bei gleichen Betriebsbedingungen auch ohne Vakuum. Daher wird davon ausgegangen, dass diese Methode das Zündverhalten nicht ausschlaggebend beeinflusst. Aufgrund des relativ hohen Aufwandes zur Erzeugung eines Vakuums vor jedem Versuch wurden nur sieben Tests auf diese Weise durchgeführt.

Mischungsverhältnis

Die ersten erfolgreichen Zündungen wurden ohne Verwendung des Ethan-Regelventils und somit bei Mischungsverhältnissen von 5 bis 8 erzielt. Allerdings zündet das Triebwerk ebenfalls zuverlässig bei höheren Mischungsverhältnissen. Deshalb scheint das Mischungsverhältnis keinen signifikanten Einfluss auf die Zündung zu haben, sofern es sich zwischen etwa 5 bis 25 befindet.

Massenstrom

Bei Betrachtung des Lachgasversorgungsdruck $p_{Feed, N_2O, 1}$ zu Beginn eines Versuchs, so fällt auf, dass dieser sinkt. Je höher der sich einstellende Massenstrom ist, desto höher ist auch der Druckabfall, der mit dem verzögerten Nachverdampfen der Lachgas-Flüssigphase in der Versorgung zusammenhängt [63]. Es ergab sich, dass dieser Druckabfall nach einer Zündung zum Auslösen der Verbrennung führen kann. Daher ist es sinnvoll, die Ventilstellung zu Beginn eines Versuchs so zu wählen, dass der sich einstellende Massenstrom nicht über $\dot{m} = 60 \text{ g/s}$ liegt. Aus Bild 5.4 links ist erkennbar, dass keine zuverlässige Zündung bei einem Massenstrom über 60 g/s aufgezeichnet wurde.

Vorlaufzeit

Sobald ein sinnvoller Massenstrom gewählt wurde, hat sich die Variation der Lachgasserventilvorlaufzeit t_{Lead, N_2O} als effektiv zum Erzielen einer Zündung erwiesen. Das liegt vermutlich daran, dass sich bei falsch gewählter Vorlaufzeit kein zündfähiges Gasgemisch

an der Glühkerze bildet, wenn die beiden Gase nicht gleichzeitig in den Glühkerzenkanal einströmen. Zündung trat während der Versuche nur im Bereich $2\text{ ms} < t_{\text{Lead},\text{N}_2\text{O}} < 7\text{ ms}$ auf. Während eines Versuchstages mussten aufgrund der Veränderung der Außentemperatur und deren Einfluss auf die Treibstoffe mehrmals eine neue Vorlaufzeit gewählt werden, sodass eine Zündung auftritt. Allerdings ergeben die Daten, wie sie in Bild 5.4 rechts dargestellt sind, keine eindeutige Beziehung zwischen Vorlaufzeit und Temperatur in der Treibstoffleitung. Daher sind weitere Analysen notwendig, um eine zuverlässige Zündung zu gewährleisten. Dabei muss auch der Einfluss der Zündkanalgeometrie am bestehenden Triebwerk untersucht werden, um bei der nächsten Iteration die Zuverlässigkeit erhöhen zu können.

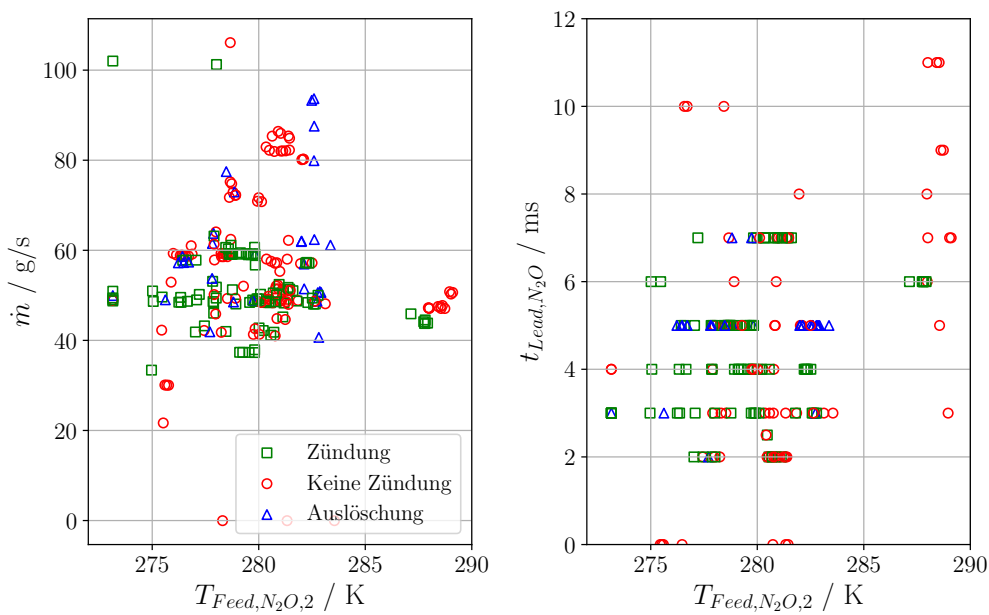


Bild 5.4: Zündverhalten unter verschiedenen Einflüssen.

5.2.2 Verbrennung

In Bild 5.5 ist ein typischer Versuch und dessen Auswertung der Verbrennungseffizienz sichtbar. Durch die Nutzung der Regelventile können in einem Versuch mehrere stationäre Betriebspunkte abgefahren und ausgewertet werden. Es sind einige Spitzen und Bereiche von $\eta_{c^*} > 100\%$ sichtbar. Diese entstehen aufgrund der langsamen Filterzeitkonstanten des Lachgas-Coriolis-Massenstrommessers. Deshalb sind die Lachgas-Massenstrommessungen verzögert, weshalb die errechnete Verbrennungseffizienz nur an stationären Betriebspunkten kurz nach einer neuen Ventilstellung gültig ist.

Die Messwerte der stationären Betriebspunkte werden gemittelt und daraus eine durchschnittliche Verbrennungseffizienz berechnet. In Bild 5.6 ist die durchschnittliche Verbrennungseffizienz mehrerer, stationärer Betriebspunkte abgebildet. Es ist sichtbar, dass das Triebwerk in den meisten Fällen über eine große Bandbreite an Mischungsverhältnissen eine Verbrennungseffizienz von mehr als 96 % erreicht. Zudem ist auffällig, dass die Versuche am ersten Versuchstag eine deutlich geringere Effizienz bei 92 % bis 95 % erreichen.

Am ersten Versuchstag wurden anstatt der Regelventile Blenden verwendet.

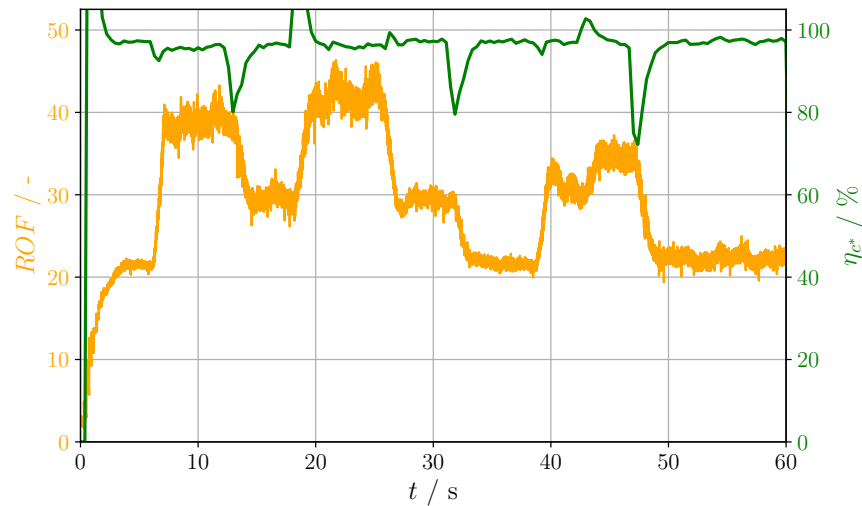


Bild 5.5: Verbrennungseffizienz und Mischungsverhältnis aus Versuch 63.

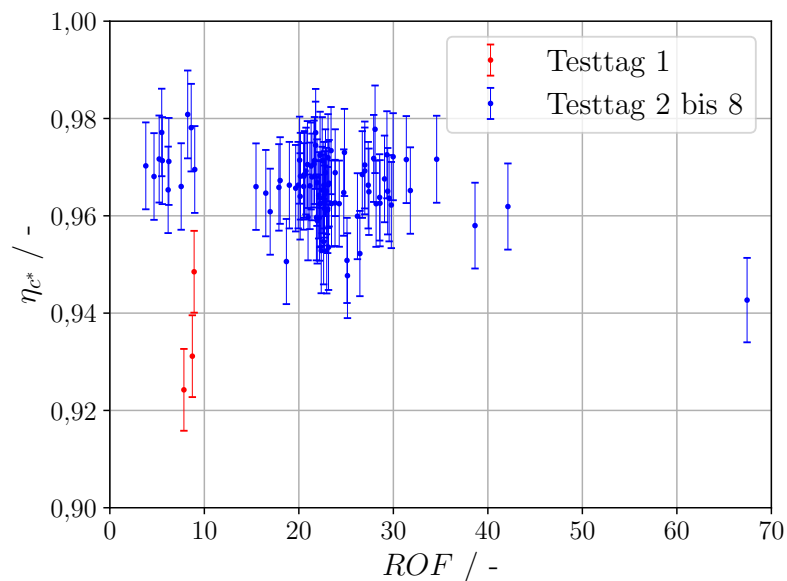


Bild 5.6: Verbrennungseffizienz bei verschiedenen Mischungsverhältnissen.

Regenerativkühlung

In Bild 5.7 und Bild 5.8 sind die gemessenen Temperaturverläufe aus den zwei Versuchen 59 und 63 dargestellt. In Versuch 59 wurde lediglich das Lachgasregelventil verstellt und in Versuch 63 beide Ventile, wie auch in Bild 5.1 dargestellt ist. Durch das Verstellen der Ventile lassen sich während eines Versuches mehrere Betriebspunkte abfahren. In Bild 5.9

ist die in CEA berechnete adiabate Flammentemperatur in Abhängigkeit des Mischungsverhältnisses dargestellt.

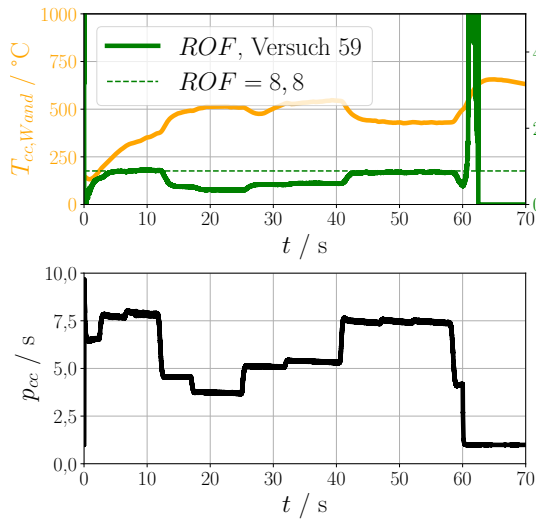


Bild 5.7: Brennkammerwandtemperatur in Versuch 59.

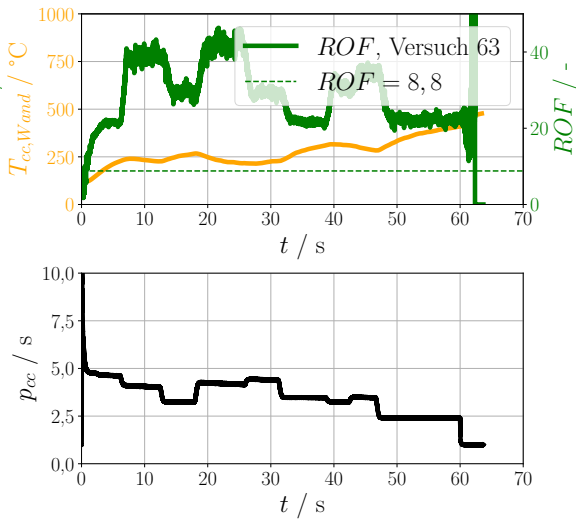


Bild 5.8: Brennkammerwandtemperatur in Versuch 63.

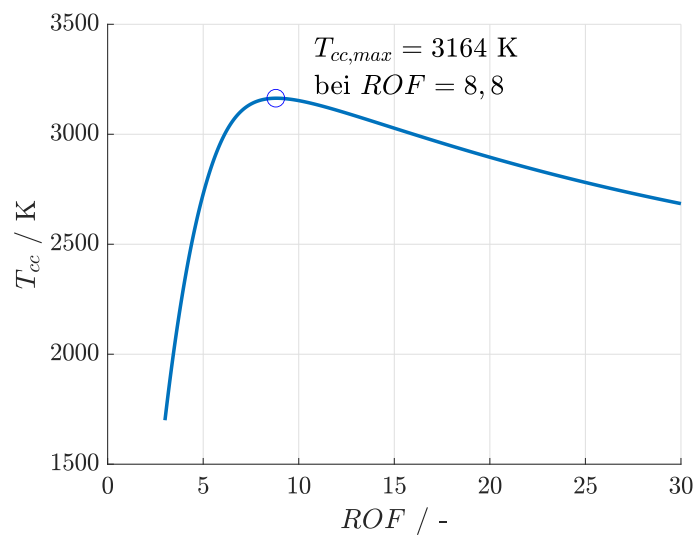


Bild 5.9: Brennkammertemperatur aus CEA bei $p_{cc} = 8$ bar.

Es wird ersichtlich, dass in beiden Versuchen die Maximaletemperatur nach dem Versuchsende von $t = 60$ s erreicht wird. Das liegt daran, dass die Wärme der heißeren Brennkammerinnenwand nicht mehr durch das Lachgas in den Kühlkanälen aufgenommen wird und somit zur Außenwand läuft.

Interessant an Versuch 59 ist, dass die höchsten Temperaturen in $15 \text{ s} < t < 42 \text{ s}$ auftreten,

wo das Mischungsverhältnis $4 < ROF < 6$ ist. Laut Bild 5.9 sollte die Höchsttemperatur allerdings bei $ROF = 8,8$ liegen. Dies lässt sich anhand des Lachgaskühlmassenstroms erklären, der bei geringeren Mischungsverhältnissen geringer wird. Durch die geringere Strömungsgeschwindigkeit und Dichte kann das Lachgas weniger Wärme von den Wänden aufnehmen.

Aus Versuch 63 lässt sich der Einfluss des Brennkammerdruckes auf die Brennkammerwandtemperatur erkennen. Wird $t = 15\text{ s}$ und $t = 30\text{ s}$ betrachtet, liegen ähnliche Mischungsverhältnisse bei unterschiedlichen Brennkammerdrücken vor. Die Temperatur steigt bei dem geringeren Brennkammerdruck bei $t = 15\text{ s}$ stärker an. Das Gleiche lässt sich auch beim Vergleich von $t = 37\text{ s}$ und $t = 60\text{ s}$ beobachten.

In Bild 5.10 wird der Verlauf der gemessenen Kühlkanaltemperaturen und des Wärmestroms aus Versuch 59 dargestellt.

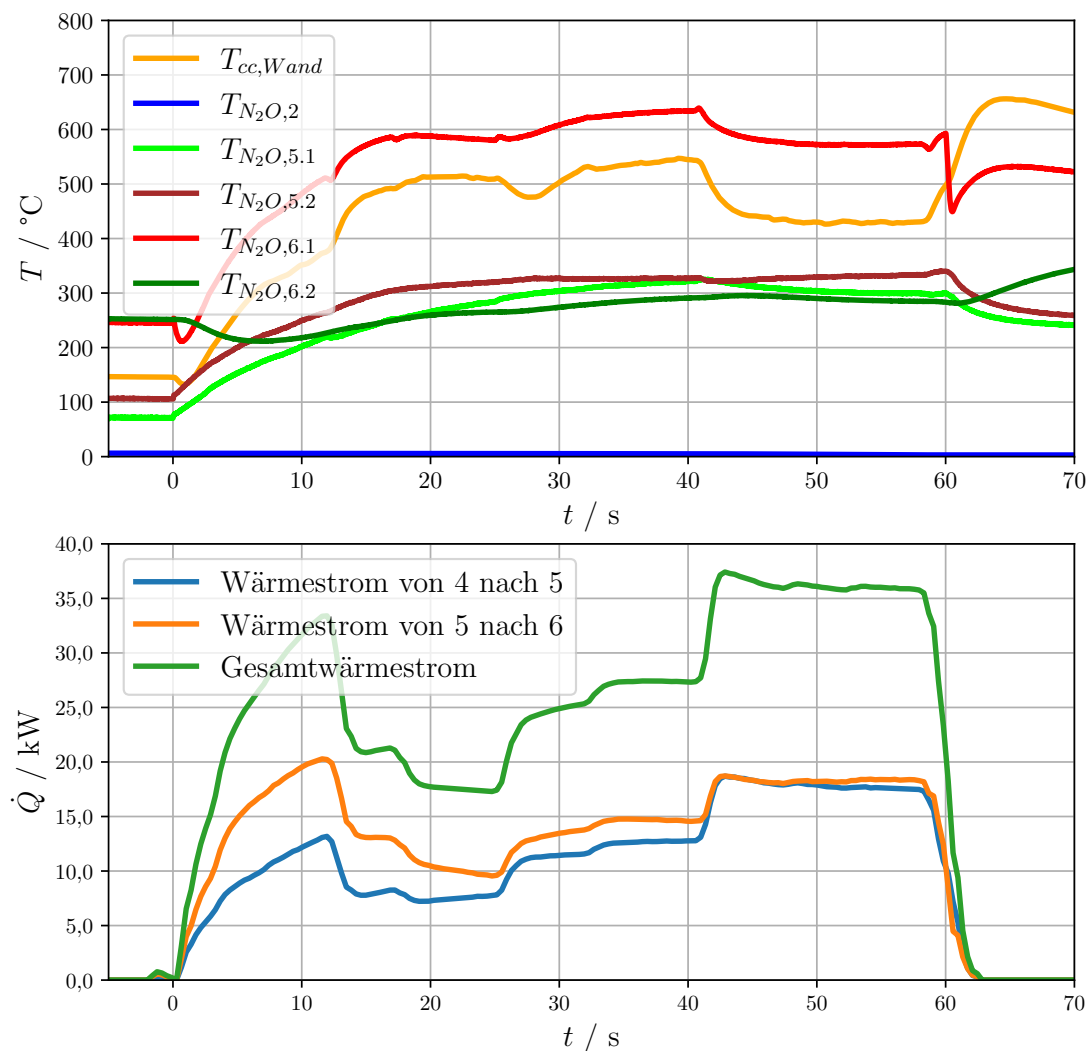


Bild 5.10: Kühlwärmestrom und Kühlkanaltemperaturen aus Versuch 59.

Es ist eine Erhöhung der Temperatur während der Versuche erkennbar. Allerdings zeigt der Sensor für $T_{N_2O,6,2}$ deutlich abweichende Werte zu Sensor $T_{N_2O,6,1}$. Dies liegt vermutlich an

einem Einbaufehler. Wahrscheinlich liegt der Sensor nicht in der Strömung sondern berührt die kältere Wand des Kühlkanalaustritts, weshalb geringere Temperaturwerte gemessen werden. Deshalb wurde dieser Wert bei der Berechnung des Kühlwärmestroms \dot{Q} nicht berücksichtigt, wohingegen aus den plausiblen Werten für den Zustand 5 der Mittelwert aus den Temperaturen für die Kühlwärmestromberechnung gebildet wurde. Wie in [17, Seite 17], wurden die Wärmeströme mit

$$\dot{Q} = \dot{m} \cdot (h_{N_2O,i} + h_{N_2O,i-1}) \quad (5.1)$$

bestimmt. Dabei wurde h_i mit der Stoffdatenbank COOLPROP aus dem Zustand $p_{N_2O,i}$, $T_{N_2O,i}$ ermittelt.

Der Wärmestrom verläuft annähernd proportional zum Brennkammerdruck, was zu erwarten ist, da er stark vom Massenstrom abhängt. Dieser ist wiederum annähernd proportional zum Brennkammerdruck. Es ist auch erkennbar, dass die der Brennkammer gegenläufigen Kühlkanäle (von 5 nach 6) mehr Wärmestrom als die gleichläufigen (von 4 nach 5) aufnehmen können. Das liegt vermutlich an der höheren Wärmekapazität des Lachgases bei höheren Temperaturen, wie sie zwischen den Zuständen 5 und 6 auftreten.

5.3 Reglerverhalten

Um das Reglerverhalten zu bewerten, werden die Reglerversuchsdaten zuerst mit der Modellsimulationen verglichen. Dann wird der Einfluss des internen Modells betrachtet. Abschließend wird die HIL-Simulation ausgewertet.

5.3.1 Vergleich mit den Simulationsmodellen

Wie in Kapitel 4 beschrieben, wurde das Zustandsraummodell des Regelkreises (siehe Gleichung 4.29) eingeführt, um die Stabilität nachzuweisen. Um aber die Funktion der Reglerimplementation aus Kapitel 4.5 zu testen, wurde im Python-Code aus Kapitel A.1 die Klasse *control_sim* erstellt. Somit kann der Regler überprüft werden, ohne Heißgasversuche durchführen zu müssen. Um eine Modellabweichung zu simulieren, wird der Ausgang der Modellsimulation mit einem Faktor (zum Beispiel 0,9) multipliziert. Andernfalls würde keine Regelabweichung entstehen, die der Regler ausgleichen muss.

In Bild 5.11 ist eine Modellsimulation und Messwerte bei einer mit der Flugsimulation generierten Schubtrajektorie dargestellt. Das Rauschen auf dem Sollwertverlauf lässt sich mit Gleichung 4.1 erklären. Um zu verhindern, dass der Lander aufgrund des Schubes der vertikal gerichteten Lageregelungstriebwerke zu weit steigt, werden deren Schubmesswerte vom Sollwert subtrahiert. Da diese Triebwerke meist in kurzen Impulsen feuern, wirkt sich das wie Rauschen auf das Sollschubsignal des Hauptantriebes aus.

Es ist sichtbar, dass die Modellsimulation oft sehr nahe bei den Messwerten liegt. Speziell die Verzögerung wird durch das Totzeit- und das PT₂-Glied gut simuliert. Stellenweise sind aber leichte Überschwinger der Simulation zu sehen. Zwischen $20\text{ s} \leq t \leq 30\text{ s}$ sind die Auswirkungen des Totbandes der Regeventile durch das stufenweise Einregeln der Solltrajektorie in den Messwerten sichtbar. Das Totband ist ein Bereich des Ventilstellungssollwert um den Istwert, in dem der Ventilregler nicht reagiert. Erst wenn der Ventilstellungssollwert außerhalb dieses Totbandes ist, beginnt das Regelventil zu reagieren. Dieses Verhalten wird in der Modellsimulation nicht berücksichtigt.

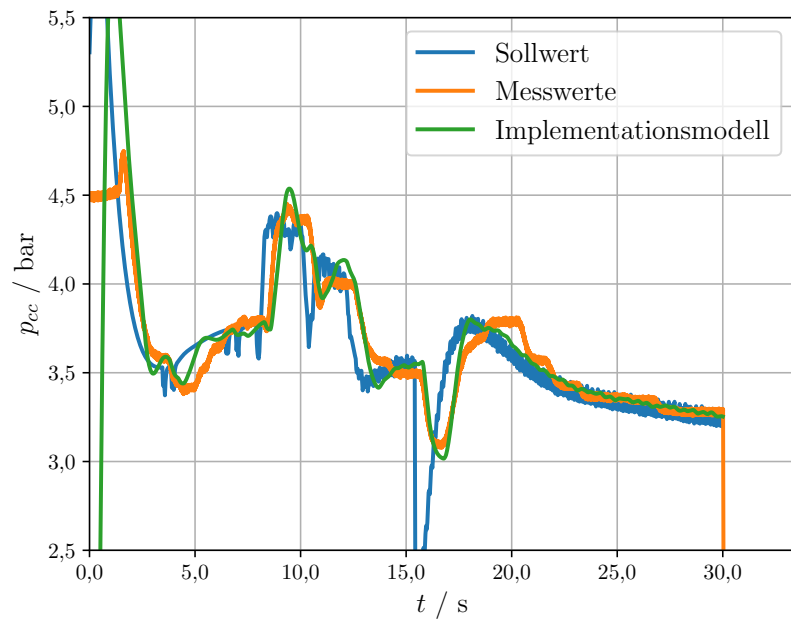


Bild 5.11: Vergleich des Folgeverhaltens der Implementationsmodellsimulation mit Messwerten bei einer mit der Flugsimulation generierten Schubtrajektorie.

In Bild 5.12 wird der Verlauf der Sprungantwort des Brennkammerdruckes eines Reglerversuchs und der Simulationen des Entwurfsmodells aus Kapitel 4.4 und des Implementationsmodells dargestellt.

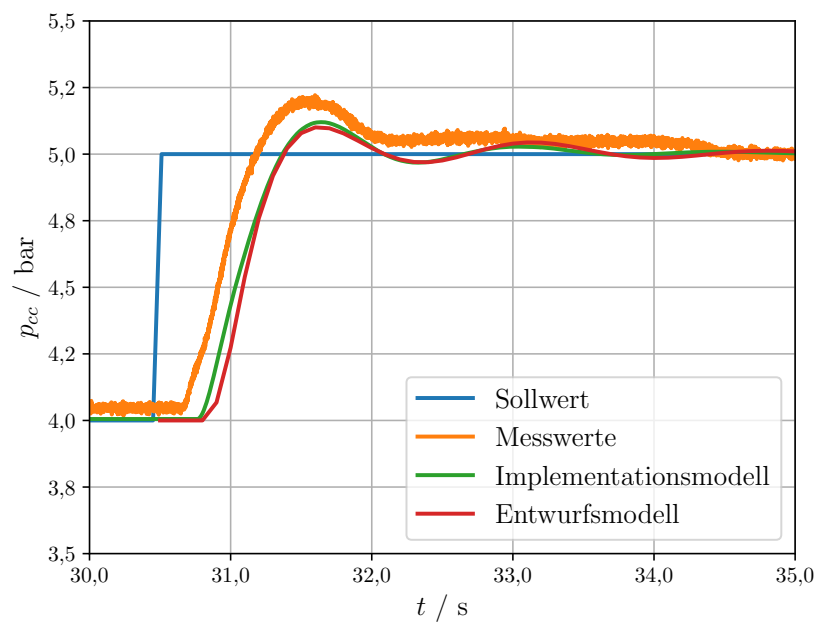


Bild 5.12: Vergleich der Implementationsmodellsimulation mit Messwerten.

Damit sich beim Entwurfsmodell die Schwingung einstellt, muss allerdings in der Verbrennungseffizienz eine Modellabweichung von 20 % angenommen werden.

Es ist sichtbar, dass die Simulationsmodelle dem Messwertverlauf qualitativ recht ähnlich sind, aber aufgrund von Streckenunsicherheiten wie Jitter in der Totzeit oder das Totband der Regelventile, Abweichungen zu den Messwerten festzustellen sind. Zudem ist sichtbar, dass das Zustandsraumdarstellung (ZRD)-Entwurfsmodell mit leicht mehr Verzögerung reagiert. Dies ist auf die erhöhte Totzeit zurückzuführen, die aufgrund der vergrößerten angenommen Totzeit entsteht, da die Totzeit in der ZRD ein Vielfaches der Abtastperiode sein muss.

5.3.2 Einfluss des internen Triebwerksmodells

Da anfangs von relativ schnellen Regelventilen ausgegangen wurde, wurde zunächst ein relativ einfacher Regelalgorithmus getestet. Dieser verfügte im Gegensatz zu dem in Kapitel 4 beschriebenen Regler nicht über ein internes Streckenmodell und es wurde lediglich ein Integral (I)-Regler zum Ausregeln von stationären Ungenauigkeiten vorgesehen. Dessen Struktur ist in Bild 5.13 dargestellt.

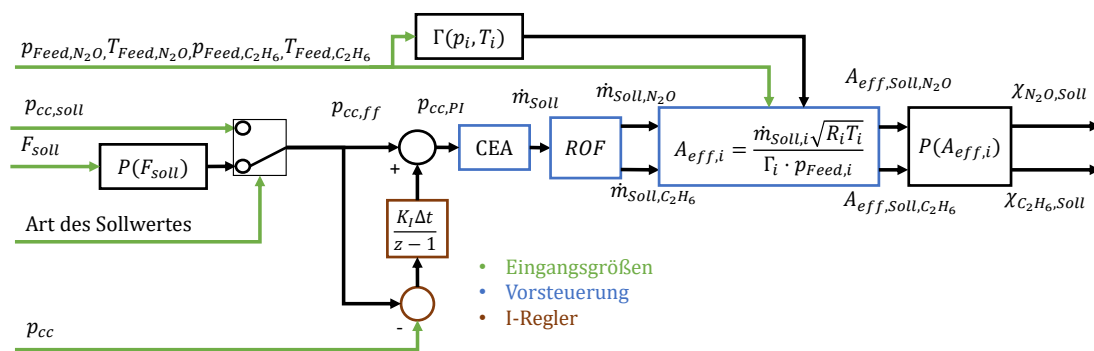


Bild 5.13: Vereinfachte Version der Reglerimplementation.

Wie in den Messdaten aus Bild 5.14 sichtbar wird, ist der Regler anfällig für Überschwinger. Für niedrige K_I -Werte $K_I = 1 \text{ bar/s}$ strebt der Regler relativ langsam gegen den Sollwert. Höhere Werte wie $K_I = 2 \text{ bar/s}$ oder $K_I = 3 \text{ bar/s}$ regeln den Sollwert zwar schneller ein, zeigen aber ein ausgeprägtes Überschwingerverhalten. Deshalb wurde die Reglerstruktur um das interne Streckmodell erweitert, sodass der I-Regler nur Modellabweichungen ausregelt und nicht auf große Fehlerintegrale aufgrund der Verzögerung reagiert. Zudem wurde ein P-Regler eingeführt, um Regelabweichungen schneller ausregeln zu können.

In Bild 5.15 wird sichtbar, dass der verbesserte Regler mit den Verstärkern $K_I = 1,21/\text{s}$ und $K_P = 0,8$ den Sollwert ohne Überschwingung einregelt. Es ist sichtbar, wie die Vorsteuerung ohne Regler eine bleibende Regelabweichung besitzt. Der verbesserte Regler regelt den Sollwert genau ohne Überschwinger ein. Dagegen zeigt der ursprüngliche Regler ein deutliches Überschwingerverhalten.

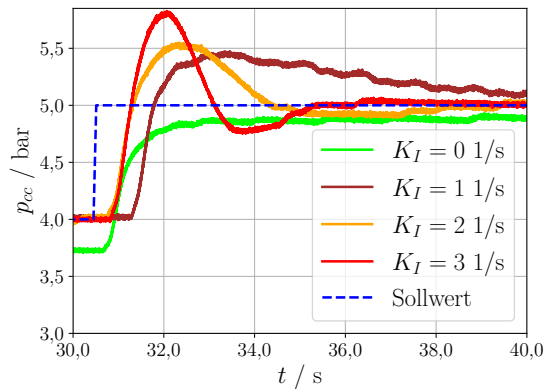


Bild 5.14: Typische Sprungantworten ohne internes Triebwerksmodell bei verschiedenen Reglerverstärkern.

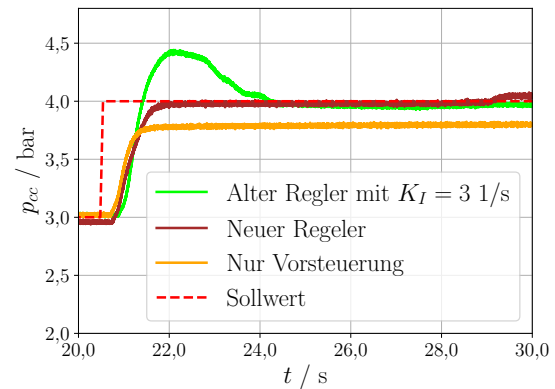


Bild 5.15: Vergleich der Sprunganworten des Modells ohne Regler, mit altem Regler aus Bild 5.13 und verbessertem Regler mit den Verstärkern $K_{ff} = 0,06$, $K_P = 0,8$, $K_I = 1,2$ aus Bild 4.14.

5.3.3 Einfluss des Vorfilters

Anders als in Bild 4.10 deutlich wird, lässt sich aus den Sprungantworten in Bild 5.16 keine schnellere Reaktion durch die Beschleunigungsverstärker feststellen. Das liegt vermutlich an Ungenauigkeiten in den Reglerversuchen.

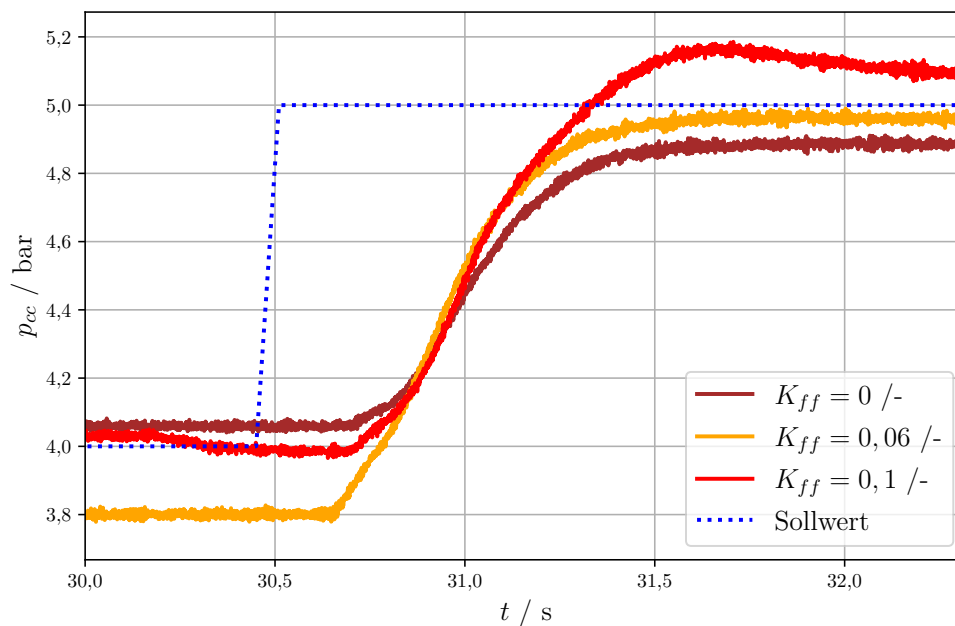


Bild 5.16: Sprungantwort mit verschiedenen Beschleunigungsfilterverstärkern.

Zum einen varriert der Zeitpunkt, an dem sich die Antwort in den Messdaten zeigt. Der Grund dafür ist dass die Abtastperiode nicht konstant ist und leicht variiert, was dafür sorgt, dass der Regler das Stellkommando bei unterschiedlichen Versichen zu unterschiedlichen Zeiten für den gleichen Sprung gibt. Deshalb zeigt sich die Antwort in den Messdaten nicht immer zum gleichen Zeitpunkt.

Da zusätzlich die Modellunsicherheit von Sprung zu Sprung leicht unterschiedlich ist, lässt sich nicht genau sagen, ob der Überschwinger bei $K_{ff} = 0,1$ s durch den Verstärker oder der Modellunsicherheit geschuldet ist. Um die Auswirkung des Beschleunigungsfilter besser abschätzen zu können, sind daher mehr Tests oder Tests mit einer geringeren Abtastperiode nötig.

5.3.4 Folgeverhalten des Mischungsverhältnisses

In Bild 5.17 ist das Mischungsverhältnis und dessen Sollwert eines Versuchs mit verschiedenen stationären Betriebspunkten dargestellt. Es wird deutlich, dass es dem Algorithmus nicht gelingt, den Sollwert zuverlässig und genau einzustellen. Maximale Sollwertabweichungen liegen im 20 %-Bereich des Sollwertes. Grund für die Ungenauigkeiten sind wahrscheinlich Abweichungen im Ventilpolynom aus Kapitel 4.2.2 zur Realität. Da der Regelalgorithmus keine Rückführung des Mischungsverhältnisses vorsieht, kann die Abweichung nicht ausgeregelt werden. Die Spitzen in den Messwerten bei $t = 12$ s, 22 s, 32 s, 42 s sind allerdings eher auf die Unterschiedlichen Messfilterzeitkonstanten der N_2O - und C_2H_6 -Massenstrommessern und deren Reaktion auf sich ändernde Betriebspunkte zurückzuführen.

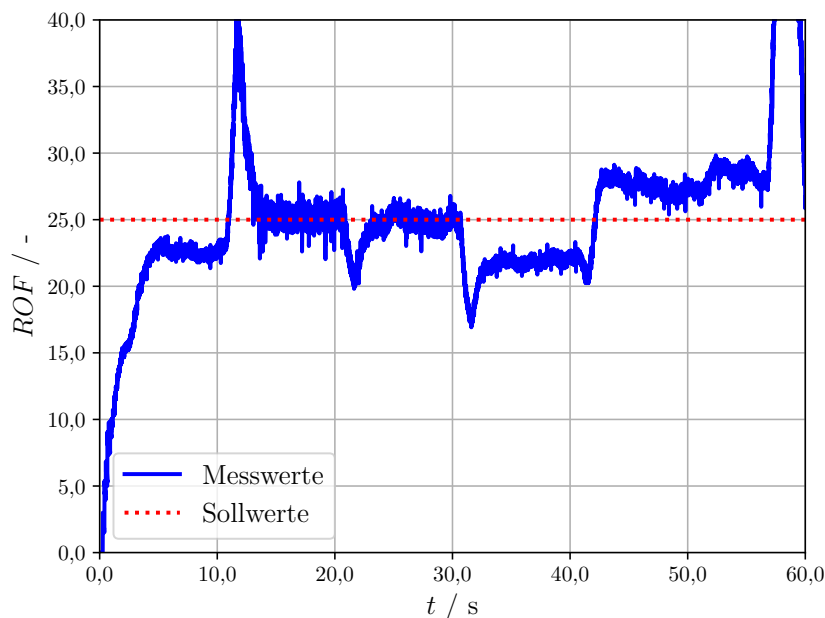


Bild 5.17: Gemessenes Mischungsverhältnis und Sollwert in Versuch 204.

5.4 Hardware in the Loop

In Bild 5.18 ist die simulierte Höhe und die Sollhöhe aus der Referenztrajektorie Tabelle 4.1 mit den Parametern aus Tabelle 5.2 dargestellt. In den geregelten Versuchen 230 und 246 ist ein deutlich besseres Folgeverhalten in der Flughöhe als in Versuch 245 zu beobachten. Allerdings erscheint die Regelgüte des Versuchs 246 mit dem etwas höheren Reglerverstärkern ähnlich zu Versuch 230. Der Höhenverlauf von Versuch 246 ist um etwa eine Sekunde gegenüber Versuch 230 nach rechts versetzt. Das ist vermutlich auf den geringeren Schub bei der Zündung in Versuch 246 und den damit verbundenen Höhenabfall am Anfang der Simulation zurückzuführen.

Tabelle 5.2: Parameter für HIL-Versuche.

Versuch	Anzahl Triebwerke	K_{ff} / s	$K_I / -$	$K_P / 1/s$
245	8	0	0	0
230	8	0,06	0,8	1,2
246	8	0,1	0,8	1,8

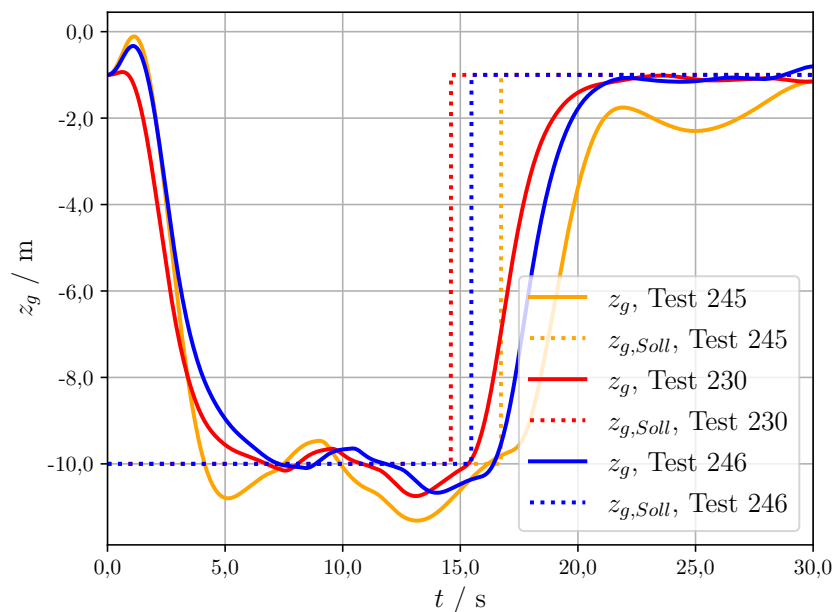


Bild 5.18: Simulierte Flughöhe mit den Werten aus Tabelle 5.2.

5.4.1 Vergleich mit der SIL-Simulation

In Bild 5.20 wird der Verlauf der Flughöhe und in Bild 5.19 der Verlauf der Schubkraft eines einzelnen Triebwerkes in der SIL- und der HIL-Simulation dargestellt. Es ist sichtbar, dass die SIL-Daten hier genau zu den HIL-Daten passen. Die SIL verzögert sich leicht beim Aufstieg, was bei Betrachtung der Flughöhe auffällt. Zudem fällt auf, dass die beide

Ausführungen der HIL-Simulationen beinahe deckungsgleiche Messwertverläufe zeigen, was für eine gute Wiederholbarkeit der Messtrecke spricht.

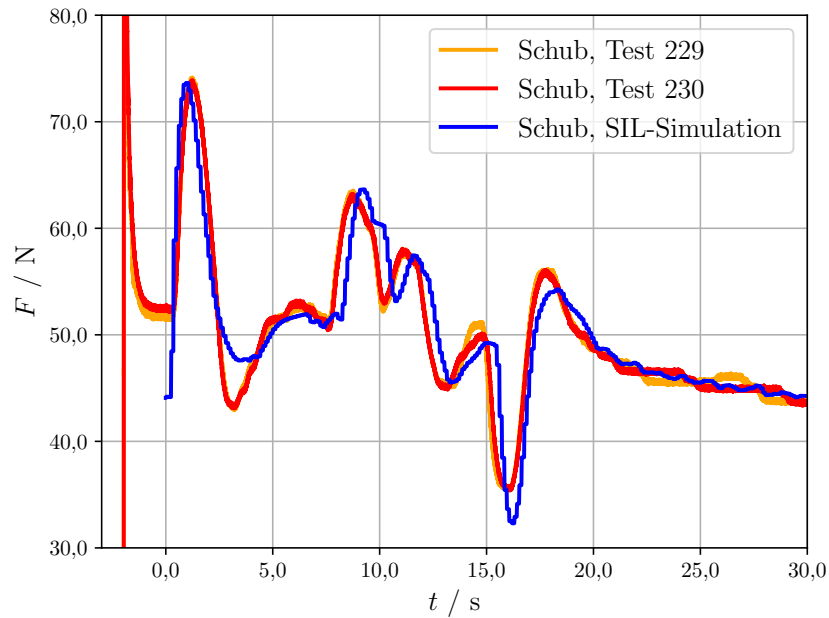


Bild 5.19: Vergleich des Schubes zweier HIL- und einer SIL-Simulation.

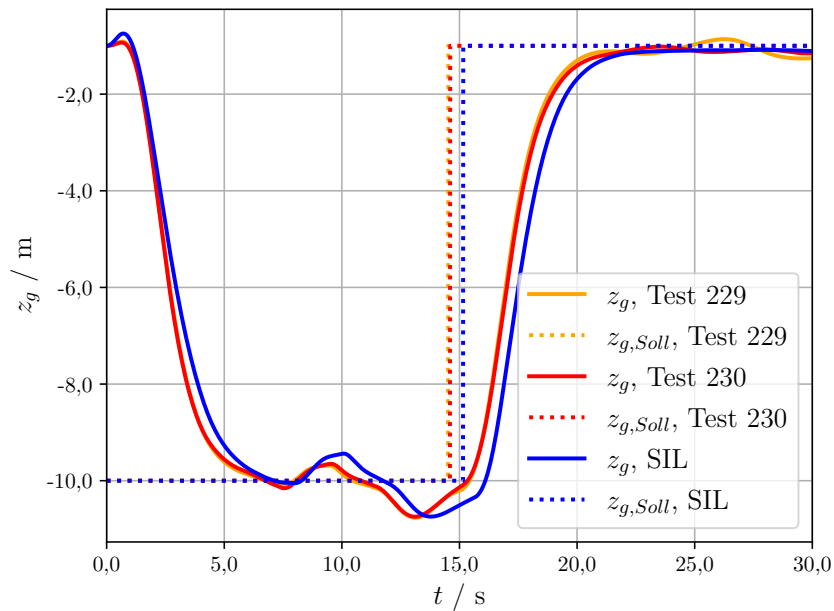


Bild 5.20: Vergleich der Flughöhe zweier HIL- und einer SIL-Simulation.

5.5 Betrachtung hinsichtlich des Einsatzes in einem Landedemonstrator

Um bewerten zu können, wie sich das Triebwerk als Hauptantrieb im Landedemonstrator eignet, werden in diesem Abschnitt einige Kriterien zunächst erörtert. Abschließend wird die Eignung bewertet.

5.5.1 Zündung

Wie in Kapitel 5.2.1 analysiert, besitzt das Triebwerk relativ schmale Zündbetriebspunkte. Bis eine genauere Analyse des Zündverhaltens erfolgt ist, bleibt unklar, ob das Triebwerk zuverlässig gezündet werden kann, um in einem Landedemonstrator eingesetzt werden kann.

5.5.2 Regelbarkeit

Unter Betrachtung von Kapitel 5.3 lässt sich sagen, dass sich das Triebwerk hervorragend zur Regelung eignet. Es gibt keinerlei komplexe Systemdynamiken, die es zu dämpfen gilt und es wurde ein hervorragender Drosselgrad von etwa 1 zu 4 nachgewiesen.

5.5.3 Systemverhalten

Um grob abschätzen zu können, ob sich ein selbstbedrücktes HyNO_x-System zum Einsatz in einem Landedemonstrator genutzt werden kann, muss ein passendes System ausgelegt werden, das die Anforderungen eines Freifluges erfüllt. Mit der Simulation aus [18] wurde dafür die Leistung des Antriebssystems unter Annahme von konstanten Regelventilstellungen für N₂O und C₂H₆ berechnet. Die Parameter für die Simulation wurden so gewählt, dass das Antriebssystem für eine kurze Zeit mindestens 800 N Schub für den Aufstieg liefert. Zudem soll das Schubniveau über die gesamte Flugdauer von 30 s Sekunden über dem angenommenen Leergewicht des Demonstrators von 363 N liegen, sodass der Lander in jedem erdenklichen Flugzustand genug Schub zum Schweben hat.

Um zuverlässige Ergebnisse unter atmosphärischen Bedingungen zu erhalten, musste in der Simulation die Funktion zur Berechnung der Triebwerksleistung angepasst werden, da sie ursprünglich nur für Vakuumbedingungen vorgesehen war. Um den Triebwerksschub zu berechnen, wurde zunächst c^* mit CEA berechnet. Damit konnte aus Gleichung 2.7 und der mit Kapitel 5.2.2 bestimmten Verbrennungseffizienz von $\eta_{c^*} = 0,97 p_{cc}$ bestimmt werden. Aus dem Schubpolynom aus Kapitel 4.2.2 ergibt sich damit der Schub. Schließlich wird zur Berechnung des I_{Sp} Gleichung 2.3 genutzt.

Damit wurden die Parameter des Antriebssystems so ausgewählt, sodass diese Anforderungen möglichst effizient eingehalten werden können. Dazu wurde zunächst die minimal notwendige Anzahl an Triebwerken bestimmt. Dafür wurde die Anzahl gewählt, die bei einem Maximalbrennkammerdruck von 20 bar mehr als die geforderten 800 N Gesamtschub liefert. Dementsprechend wurden auch die effektiven Ventilquerschnittsflächen gewählt, sodass sich die 20 bar Brennkammerdruck beim *ROF* mit nahezu optimaler charakteristischer Geschwindigkeit c^* einstellen. Dafür wurde eine Anfangstanktemperatur von 20 °C für beide Treibstofftanks angenommen. Nun wurde die Treibstoffmasse so lange erhöht, sodass sich bei Brennschluss ein Gesamtschub von 363 kg ergibt. Die drei Anforderungen sind in Tabelle 5.3 aufgelistet.

Tabelle 5.3: Anforderungen für das Landerantriebssystem.

Anforderung	Wert
Kurzzeitiger Maximalschub	>800 N
Minimalschub bei Brennschluss	>363 N
Treibstoffmasse	<8 kg
Brenndauer	30 s

Wird wie beschrieben vorgegangen, so lässt sich feststellen, dass sich alle drei Anforderungen nicht gleichzeitig erfüllen lassen. In Bild 5.21 sind die Ergebnisse einer Simulation mit den Parametern aus Tabelle 5.4 zu sehen, in der die ersten beiden Anforderungen erfüllt werden.

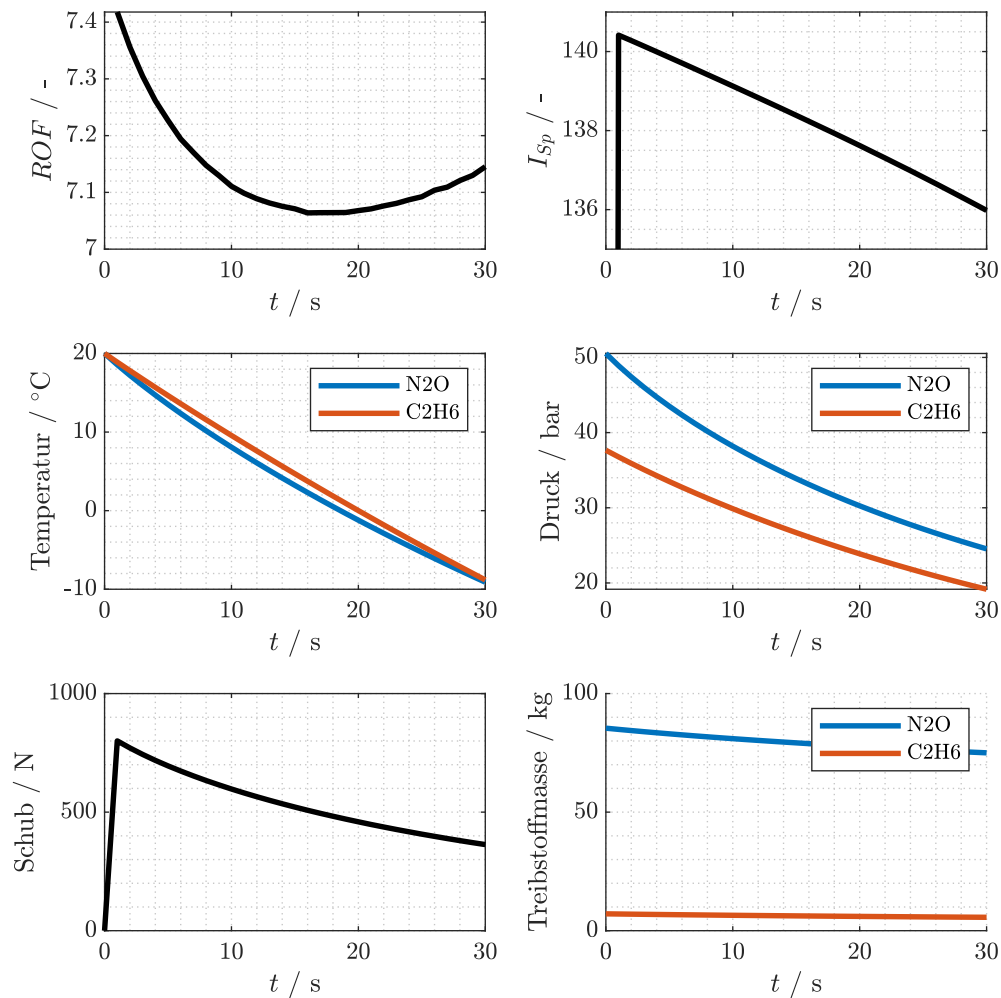


Bild 5.21: Simulationsergebnisse für ein selbstbedrücktes HyNOx-Landedemonstrator-Antriebssystem mit den Parametern aus Tabelle 5.4.

Tabelle 5.4: Simulationsparameter für die HyNOx-Systemsimulation.

Parameter	Wert
Anfangstemperatur	20 $^{\circ}C$
Tankvolumen N ₂ O	130 l
Tankvolumen C ₂ H ₆	20,2 l
Effektive Ventilquerschnittsfläche (einzeln) N ₂ O	25,76 mm ²
Effektive Ventilquerschnittsfläche (einzeln) C ₂ H ₆	5,61 mm ²
Gesamtanzahl IDENO-200-Triebwerke	4

Es zeigt sich, dass das Treibstoffbudget deutlich überschritten wird, um diese Anforderun-

gen einzuhalten. Mit einer Gesamtreibstoffmasse von 8 kg lässt sich aufgrund der Abkühlung in den Tanks die Anforderung für den Minimalschub nicht erfüllen. Der Großteil des Treibstoffes wird nicht verbrannt, sondern dient eher als Wärmespeicher um der Abkühlung durch die Nachverdampfung entgegenzuwirken. Zudem kommt erschwerend hinzu, dass aufgrund des relativ geringen spezifischen Impulses selbst der verbrannte Treibstoff die geforderte Menge überschreitet.

Eine Option, um dem Druckabfall entgegenzuwirken, ist das Beheizen der Tanks. Dafür waren aber erhebliche Energiemengen nötig. Eine Alternative wäre die Flüssigförderung der Treibstoffkomponenten. Dadurch kommt es zu weniger Verdampfung und somit bleibt der Tankdruck besser erhalten [32]. Allerdings stehen entsprechende Tests für diese Option noch aus.

5.5.4 Bewertung

Unter Betrachtung der oben genannten Gesichtspunkte, wird das Triebwerk in der hier analysierten Förderkonfiguration aufgrund des unpassenden Systemverhaltens und trotz der hervorragenden Regelbarkeit als unpassend für den Einsatz im Landedemonstrator erachtet. In Tabelle 5.5 werden diese Gesichtspunkte zusammengefasst.

Tabelle 5.5: Eignung des IDENO-200B-Triebwerkes zum Einsatz in einem Landedemonstrator unter verschiedenen Gesichtspunkten.

Kriterium	Bewertung
Drosselgrad	++
Regelbarkeit	++
Systemkomplexität	++
Systemgewicht	--
Spezifischer Impuls	-
Zündung	-

Mögliche Maßnahmen, um einen Einsatz im Landedemonstrator zu ermöglichen, sind

- die Erhöhung des spezifischen Impulses durch das Anbringen einer angepassten, divergenten Düse: Dadurch erhöht sich bei gleichem Brennkammerdruck der Schub, wie in Bild 4.8 sichtbar ist. Um den gleichen Schub zu erzielen, muss deshalb weniger Treibstoff verbraucht werden.
- die Erhöhung des spezifischen Impulses durch eine Erhöhung des Brennkammerdruckes: Bei atmosphärischen Ausströmbedingungen kann bei höheren Brennkammerdrücken mehr vom Brennkammerdruck durch die Düse in mittlere Austrittsgeschwindigkeit umgewandelt werden, was den spezifischen Impuls verbessert.
- die Förderung der Flüssigphase in einem selbstbedrückten System: Dadurch wird weniger Treibstoffvolumen entnommen als bei der gasförmigen Entnahme. Deshalb muss weniger Treibstoff nachverdampfen, wodurch sich der Treibstoff weniger stark abkühlt und somit der Tankdruck besser erhalten bleibt.
- die Förderung der Flüssigphase durch ein fremdbedrücktes System: Hier verdampft kein Treibstoff nach, da der Druck durch einen externen Bedrückungstank über dem

Dampfdruck gehalten wird. Aufgrund der höheren Tankdrücke sind sogar noch höhere Brennkammerdrücke möglich, was den spezifischen Impuls noch weiter verbessern kann.

6 Zusammenfassung und Ausblick

6.1 Zusammenfassung

Am DLR-Standort in Lampoldshausen wird im Rahmen des Projektes NEO FUELS unter anderem an lagerfähigen, grünen Raketentreibstoffen wie Lachgas in Kombination mit Ethan geforscht. Diese grünen Treibstoffe sollen für die im Satellitenbereich gängigen hydrazinbasierten Treibstoffe eine günstigere Alternative bieten. Zudem wird derzeit ein Freiflug-Landedemonstrator entwickelt. Dieser soll mittels am Standort entwickelter Technologien im Bereich grüner Raketentreibstoffe für etwa 30 s frei fliegen und sicher landen können. Dafür sind Regelalgorithmen nötig, um den Demonstrator im Flug zu stabilisieren und zu steuern. Zudem werden regelbare Aktuatoren benötigt, die von den Algorithmen genutzt werden können. Deshalb wurde im Rahmen dieser Masterarbeit ein Schubregelalgorithmus für ein neues 200 N-Triebwerk entwickelt, das sich potenziell für den Einsatz als Hauptantrieb eignet.

Das Triebwerk verwendet die Treibstoffe N_2O und C_2H_6 jeweils in Gasphase. Es wurde von MARC GRITZKA im Rahmen des Forschungsprojektes NEO FUELS entworfen. Der Regelalgorithmus nutzt eine Vorsteuerung zum Erreichen des gewünschten Brennkammerzustandes und ein Streckenmodellfilter in Verbindung mit einem PID-Regler, um Modellabweichungen auszugleichen. Das Triebwerk und der Algorithmus wurden am Prüfstandskomplex M11 getestet. Die Testergebnisse wurden hinsichtlich der Zündungseigenschaften, Verbrennungseffizienz und Regelgüte ausgewertet. Das Zündverhalten hat sich als unzuverlässig erwiesen, da es nur einen schmalen Bereich gibt, in dem sich das Triebwerk zünden lässt und es empfindlich auf Änderungen der Umgebungsbedingungen reagiert. Aus Versuchsdaten wurden die Verbrennungseffizienz für mehrere Betriebspunkte bestimmt. Es ergibt sich ein weitestgehend gutes Verbrennungsverhalten. Die Auswertung des Reglerverhaltens zeigte ein stationäres, schnelles Übergangsverhalten mit geringer Überschwingweite.

Um die Eignung als Hauptantrieb im Landedemonstrators zu überprüfen, wurde der Regler und das Triebwerk in einer HIL-Simulation des Landedemonstrators im simulierten Freiflug getestet und eine Simulation der Treibstoffentnahme zur Schuberzeugung durchgeführt. Es ergibt sich, dass der Regelkreis die Anforderungen für den Freiflug erfüllt. Das Systemverhalten der Treibstoffentnahme in der analysierten Konfiguration macht einen Einsatz als Hauptantrieb aufgrund des hohen Treibstoffverbrauchs und starkem Tankdruckabfall unpraktikabel.

6.2 Ausblick

Da sich das Triebwerk und der Algorithmus trotz der ausreichenden Regelkreiseigenschaften als unpassend für den Landedemonstrator erwiesen haben, muss ein neues Triebwerk entwickelt oder das hier untersuchte Triebwerk angepasst werden, sodass die Anforderungen eines Freifluges erfüllt werden. Speziell die Treibstoffförderung in der Flüssigphase wird

als vielversprechend erachtet, die Probleme bei der Treibstoffentnahme zu beheben. Obwohl der Schubregler funktioniert, muss auch dieser für den Einsatz im Landedemonstrator angepasst werden. Beispielsweise ruft der Algorithmus in jedem Durchlauf die Stoffdatenbank COOLPROP auf, was viel Rechenzeit benötigt. Besser wären offline berechnete Tabellen, aus der die Stoffdaten interpoliert werden können. Außerdem muss der Programmcode in eine andere Programmiersprache wie C oder C++ übersetzt werden, da PYTHON im Vergleich als langsam und nicht echtzeitfähig gilt. Schließlich muss der Regler noch auf der On-Board-Rechnerhardware implementiert werden, die für die Steuerung des Landers verwendet wird.

Literaturverzeichnis

- [1] Zajac, M. *Odysseus Lands on the Moon*. 2024. URL: <https://www.nasa.gov/image-article/odysseus-lands-on-the-moon/> (besucht am 21.05.2025).
- [2] Shyldkrot, H. et al. *The first commercial lunar lander mission: Beresheet*. 2019. URL: https://www.researchgate.net/profile/lisa-polICASTRI/publication/335892917_the_first_commercial_lunar_lander_mission_beresheet/links/5d8277e2458515cbd1983a77/the-first-commercial-lunar-lander-mission-beresheet.pdf.
- [3] Banks, M. „Japanese private craft crash lands on Moon“. In: *Physics World* 36.6 (2023), S. 11i–11i. ISSN: 2058-7058. DOI: 10.1088/2058-7058/36/06/13. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/2058-7058/36/06/13/meta>.
- [4] Witze, A. *Private Moon Lander Dies Before Reaching Lunar Surface: Astrobotic, the US firm that launched the Peregrine craft, says it will learn from missteps*. 2024. URL: <https://www.nature.com/articles/d41586-024-00038-3.pdf>.
- [5] Crawford, I. A. et al. „Back to the Moon: The scientific rationale for resuming lunar surface exploration“. In: *Planetary and Space Science* 74.1 (2012), S. 3–14. ISSN: 00320633. DOI: 10.1016/j.pss.2012.06.002.
- [6] Schonfeld, J. „Summary of the Contracted Deliveries of NASA Payloads to the Moon Via Commercial Lunar Payload Services (CLPS)“. In: *2023 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics (SMC)*. IEEE, 2023, S. 863–866. ISBN: 979-8-3503-3702-0. DOI: 10.1109/SMC53992.2023.10394001.
- [7] Yu, D.-Y., Sun, Z.-Z. und Zhang, H. *Technology of Lunar Soft Lander*. Bd. volume 38. Springer eBook Collection. Singapore: Springer, 2021. ISBN: 978-981-15-6580-9. DOI: 10.1007/978-981-15-6580-9.
- [8] Raina, S. und Bhat, K. „Chandrayaan-3: India’s Third Lunar Mission“. In: *International Journal of Science and Research (IJSR)* 13.11 (2024), S. 1384–1386. DOI: 10.21275/MR241113190508.
- [9] European Space Agency. *Argonaut: Europe’s lunar lander programme*. Hrsg. von European Space Agency. 2025. URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/Argonaut_Europe_s_lunar_lander_programme#.Y4Uh9HzZzT4.link (besucht am 21.05.2025).
- [10] Merz, F. et al. *Green Propulsion Demonstrator The LANDer*. 2023. DOI: 10.13009/EUCASS2023-643.
- [11] Merz, F. „Grundlegender Vergleich unterschiedlicher Regelstrategien zur Schubvariation und Implementierung ausgewählter Verfahren in einem 1-DoF-Kaltgas-Demonstrator“. Masterarbeit. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2022.
- [12] Bischof, L. „Robust Attitude Control System Based on Reinforcement Learning for a Spacecraft Lander Demonstrator“. Masterarbeit. Aachen: Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen, 2023.

- [13] Schütz, M. „Design and Evaluation of an Attitude Control System for a Spacecraft Landing Demonstrator“. Bachelorarbeit. Karlsruhe: Karlsruher Institut für Technologie, 2024.
- [14] R. Amrousse und Q.-L. Yan, Hrsg. *Recent Advancements in Green Propulsion: Green Propellants for Micropropulsion Systems*. 1st ed. 2024. Bd. 44. Space Technology Library. Cham: Springer Nature Switzerland und Imprint Springer, 2024. ISBN: 978-3-031-62574-9. DOI: 10.1007/978-3-031-62574-9.
- [15] Werling, L. et al. *Research and Test Activities on Advanced Rocket Propellants at the Test Facility M11 and the Physical-Chemical Lab of DLR in Lampoldshausen*. 2022. DOI: 10.13009/EUCASS2022-4540.
- [16] Werling, L. K. et al. „Nitrous Oxide Fuels Blends: Research on Premixed Monopropellants at the German Aerospace Center (DLR) since 2014“. In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020. DOI: 10.2514/6.2020-3807.
- [17] Dobusch, J. „Entwicklung und Tests von 3D-gedruckten, regenerativ gekühlten Versuchsbrennkammern für Raketentreibstoffe aus N₂O und C₂H₆“. Bachelorarbeit. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2021.
- [18] Dobusch, J. „Entwicklung und Erprobung eines Demonstrators für ein selbstbedrücktes Raumfahrzeug-Antriebssystem“. Masterarbeit. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2024.
- [19] Hörger, T. „Reinforcement Learning Framework zur optimalen Regelung von Orbitalantrieben unter Berücksichtigung von Robustheit und Betriebsbereichseinschränkungen“. Masterarbeit. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2021.
- [20] Hörger, T. et al. „Experimental and Simulative Evaluation of a Reinforcement Learning Based Cold Gas Thrust Chamber Pressure Controller“. In: *Acta Astronautica* 219 (2024), S. 128–137. ISSN: 00945765. DOI: 10.1016/j.actaastro.2024.02.039.
- [21] Werling, L. et al. *From Lampoldshausen to Orbit: DLR Spin-off GreenDelta and the Development status of Green Propellant Thrusters based on H₂O₂ and N₂O*. 2023. DOI: 10.13009/EUCASS2023-596.
- [22] Messerschmid, E. und Fasoulas, S. *Raumfahrtsysteme: Eine Einführung mit Übungen und Lösungen*. 5., aktualisierte und ergänzte Auflage. Berlin: Springer Vieweg, 2017. ISBN: 978-3-662-49637-4.
- [23] Sutton, G. P. und Biblarz, O. *Rocket propulsion elements*. 7. ed. A Wiley-Interscience publication. New York und Weinheim: Wiley, 2001. ISBN: 0-471-32642-9. DOI: 27334. URL: <http://www.loc.gov/catdir/bios/wiley043/00027334.html>.
- [24] Huzel, D. K. und Huang, D. H. *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*. Washington, D.C., 1967.
- [25] Gordon, S. und McBride, B. J. *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: I. Analysis*. Hrsg. von National Aeronautics and Space Administration. Cleveland, Ohio, 1994.
- [26] Bauer, C. und Haidn, O. J. „Design and Test of a Resonance Ignition System for Green In-Orbit Propulsion Systems“. In: *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016. ISBN: 978-1-62410-406-0. DOI: 10.2514/6.2016-4688.

- [27] O'Briant, S. A., Gupta, S. B. und Vasu, S. S. „Review: laser ignition for aerospace propulsion“. In: *Propulsion and Power Research* 5.1 (2016), S. 1–21. ISSN: 2212540X. DOI: 10.1016/j.jppr.2016.01.004.
- [28] Casiano, M. J., Hulka, J. R. und Yang, V. „Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review“. In: *Journal of Propulsion and Power* 26.5 (2010), S. 897–923. ISSN: 0748-4658. DOI: 10.2514/1.49791.
- [29] Masse, R. K., Spores, R. und Allen, M. „AF-M315E Advanced Green Propulsion – GPIM and Beyond“. In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020. ISBN: 978-1-62410-602-6. DOI: 10.2514/6.2020-3517.
- [30] Persson, M. et al. „A Family of Thrusters for ADN-Based Monopropellant LMP-103S“. In: *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. ISBN: 978-1-60086-935-8. DOI: 10.2514/6.2012-3815.
- [31] Negri, M. und Lauck, F. „Hot Firing Tests of a Novel Green Hypergolic Propellant in a Thruster“. In: *Journal of Propulsion and Power* 38.3 (2022), S. 467–477. ISSN: 0748-4658. DOI: 10.2514/1.B38413.
- [32] Sarritzu, A. und Pasini, A. „Performance comparison of green propulsion systems for future Orbital Transfer Vehicles“. In: *Acta Astronautica* 217 (2024), S. 100–115. ISSN: 00945765. DOI: 10.1016/j.actaastro.2024.01.032.
- [33] Reiber, J. „Auslegung und Planung der Qualifikation eines additiv gefertigten Treibstofftanks für ein 4U Satelliten-Antriebssystem“. Masterarbeit. Stuttgart: Universität Stuttgart, 2024.
- [34] ArianeGroup GmbH. *Propellant Tanks: for Monopropellant and Bipropellant Systems*. Hrsg. von ArianeGroup GmbH. 2021. URL: <https://www.space-propulsion.com/brochures/propellant-tanks/spacecraft-propellant-tanks.pdf> (besucht am 14.04.2025).
- [35] MT Aerospace AG. *Spacecraft Propellant Tanks*. Hrsg. von MT Aerospace AG. URL: <https://www.mt-aerospace.de/files/mta/tankkatalog/MT-Tankkatalog.pdf> (besucht am 10.04.2025).
- [36] Sarritzu, A. et al. „Assessment of Propulsion System Architectures for Green Propellants-based Orbital Stages“. In: *73rd International Astronautical Congress (IAC)*. 100 Avenue de Suffren, 75015 Paris, France: International Astronautical Federation, 2022. URL: <https://arpi.unipi.it/handle/11568/1166205>.
- [37] Sarritzu, A. und Pasini, A. „Performance comparison of green propulsion systems for future Orbital Transfer Vehicles“. In: *Acta Astronautica* 217 (2024), S. 100–115. ISSN: 00945765. DOI: 10.1016/j.actaastro.2024.01.032.
- [38] Welch, G. und Bishop, G. *An Introduction to the Kalman Filter*. Chapel Hill, NC, USA, 1997.
- [39] Munz, C.-D. und Westermann, T. *Numerische Behandlung gewöhnlicher und partieller Differenzialgleichungen: Ein anwendungsorientiertes Lehrbuch für Ingenieure*. 4. Aufl. 2019. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2018. ISBN: 978-3-662-55886-7. DOI: 10.1007/978-3-662-55886-7. URL: <http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:bsz:31-epflicht-1543825>.

- [40] Fichter, W. und Grimm, W. „Flugmechanik“. Stuttgart, 2009.
- [41] Stephan, J. *Flugmechanik und Regelung von Multikoptern: Foliensatz 3 - Flugmechanik*. Stuttgart, 2023.
- [42] Sukumar, S. und Akella, M. R. „Precision Attitude Stabilization: Incorporating Rise and Fall Times in Gas-Based Thrusters“. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 34.1 (2011), S. 317–323. ISSN: 0731-5090. DOI: 10.2514/1.50068.
- [43] Lunze, J. *Regelungstechnik*. 12., überarbeitete Auflage. Lehrbuch. Berlin: Springer Vieweg, 2020. ISBN: 978-3-662-60746-6.
- [44] Lunze, J. *Regelungstechnik*. 9., überarbeitete und aktualisierte Auflage. Lehrbuch. Berlin und Heidelberg: Springer Vieweg, 2016. ISBN: 978-3-662-52676-7.
- [45] Grimm, W. „Digitale Regelung und Filterung: Skriptum“. Stuttgart, 2017.
- [46] Wang, Y. und Boyd, S. „Fast Model Predictive Control Using Online Optimization“. In: *IFAC Proceedings Volumes* 41.2 (2008), S. 6974–6979. ISSN: 14746670. DOI: 10.3182/20080706-5-KR-1001.01182.
- [47] Buşoniu, L. et al. „Reinforcement learning for control: Performance, stability, and deep approximators“. In: *Annual Reviews in Control* 46 (2018), S. 8–28. ISSN: 13675788. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2018.09.005.
- [48] Grimm, W. „Regelungstechnik I: (WS 08/09)“. Stuttgart, 2015.
- [49] Adamy, J. *Nichtlineare Systeme und Regelungen*. 3., aktualisierte Auflage. Springer-Link Bücher. Berlin und Heidelberg: Springer Vieweg, 2018. ISBN: 978-3-662-55685-6. DOI: 10.1007/978-3-662-55685-6.
- [50] Grimm, W. „Regelungstechnik 2“. Stuttgart, 2010.
- [51] Wilhelm, M. et al. „Test Complex M11: Research of Future Orbital Propulsion Systems and Scramjet Engines“. In: *70th International Astronautical Congress (IAC)*. 100 Avenue de Suffren, 75015 Paris, France: International Astronautical Federation, 2019.
- [52] InSpacePropulsion Technologies GmbH. *A new era of space propulsion: ISPTech’s solutions for every spacecraft and mission*. 2025. URL: <https://www.isptech.space/product> (besucht am 05.05.2025).
- [53] Christian Bürkert GmbH. *Servo-assisted 2/2-way piston valve: Type 6240*. Hrsg. von Bürkert GmbH. 2025. URL: <https://www.burkert.com/en/Media/plm/DTS/DS/ds6240-standard-eu-en.pdf> (besucht am 06.05.2025).
- [54] Christian Bürkert GmbH. *Fluidik Rechner*. Hrsg. von Christian Bürkert GmbH. 2025. URL: <https://www.buerkert.de/de/service-support/knowledge-center/glossar/fluidik-rechner> (besucht am 06.05.2025).
- [55] Bell, I. H. et al. „Pure and Pseudo-pure Fluid Thermophysical Property Evaluation and the Open-Source Thermophysical Property Library CoolProp“. In: *Industrial & engineering chemistry research* 53.6 (2014), S. 2498–2508. ISSN: 0888-5885. DOI: 10.1021/ie4033999.
- [56] Christian Bürkert GmbH. *2/2-way-servo solenoid valve: Type 6240 / Article No. 20041172*. Hrsg. von Bürkert GmbH. 2025. URL: <https://www.burkert.com/en/products/solenoid-valves/steam-solenoid-valves/20041172> (besucht am 06.05.2025).

- [57] Christian Bürkert GmbH. *Electromotive 2-way globe control valve*. Hrsg. von Bürkert GmbH. 2025. URL: <https://www.burkert.com/en/Media/plm/DTS/DS/ds3361-standard-eu-en.pdf?id=DTS0000000000000001000273772ENAA> (besucht am 05.05.2025).
- [58] Jäger GmbH. *ADwin-Pro II – flexibel und erweiterbar*. 2025. URL: <https://www.adwin.de/de/produkte/proII.html> (besucht am 07.05.2025).
- [59] Basic, M. „On hardware-in-the-loop simulation“. In: *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control*. IEEE, 2005, S. 3194–3198. ISBN: 0-7803-9567-0. DOI: 10.1109/CDC.2005.1582653.
- [60] Waxenegger-Wilfing, G. et al. „Hardware-In-The-Loop Tests of Complex Control Software for Rocket Propulsion Systems“. In: *71st International Astronautical Congress (IAC)*. 100 Avenue de Suffren, 75015 Paris, France: International Astronautical Federation, 2020. URL: https://www.researchgate.net/publication/344614751_Hardware-In-The-Loop_Tests_of_Complex_Control_Software_for_Rocket_Propulsion_Systems (besucht am 09.05.2025).
- [61] Lestari, D. et al. „Quadcopter Design With Waypoint Mission Using PID Control System“. In: *2022 11th Electrical Power, Electronics, Communications, Controls and Informatics Seminar (EECCIS)*. IEEE, 2022, S. 287–291. ISBN: 978-1-6654-0648-2. DOI: 10.1109/EECCIS54468.2022.9902907.
- [62] Grimm, W. „Bahnoptimierung für Luft- und Raumfahrzeuge: Skriptum zur Vorlesung“. Skriptum zur Vorlesung. Stuttgart, 2004.
- [63] Zimmerman, J. E. et al. „Review and Evaluation of Models for Self-Pressurizing Propellant Tank Dynamics“. In: *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. ISBN: 978-1-62410-222-6. DOI: 10.2514/6.2013-4045.

Bildverzeichnis

2.1	Vergleich verschiedener Optionen zur Drosselung des Triebwerksschubes. . .	6
2.2	Vergleich verschiedener Treibstoffförderzyklen für Orbitalantriebe.	8
2.3	Idealer spezifischer Impuls von N_2O und C_2H_6 aus NASA CEA.	9
2.4	Simulation der Triebwerksleistung und der Tankzustände bei Entnahme der Gasphase.	10
2.5	CAD-Rendering des Landers mit körperfestem Koordinatensystem.	13
2.6	Reihenfolge der Rotationsachsen.	13
2.7	Lage des aerodynamischen Koordinatensystems.	15
2.8	Aliasing.	17
2.9	Sprungantwort eines Regelkreises.	20
2.10	Ausgangsvektorrückführung.	20
2.11	Bodediagramm eines typischen Regelkreises.	22
2.12	Kaskadenregelung.	23
3.1	Schematischer Aufbau des Prüfstandes mit Bezeichnung der Messwerte. . .	25
3.2	HyNOx-Thruster von INSPACEPROPULSION TECHNOLOGIES GMBH.	26
3.3	CAD-Schnittansicht der Zündkanäle mit unterschiedlichen Durchmessern d_{ign} . . .	27
3.4	Aufbau des IDENO-200B-Triebwerks.	27
3.5	Zeichnung des Bürkert-Ventils vom Typ 3361.	28
3.6	Foto des Ventils im Prüfstand.	28
3.7	Ethan-Regelventil.	29
3.8	Zeichnung des Servoventils.	30
3.9	Schematischer Aufbau der Prüfstandssteuerung.	30
4.1	Aufbau der HIL-Simulation.	32
4.2	Schematischer Aufbau des Freiflugreglers in der Simulation.	32
4.3	Grafische Darstellung der Sollflugbahn.	33
4.4	Typischer Schubverlauf für die Wegpunkt-Trajektorie.	34
4.5	Sprungantwort in Messdaten eines Versuchs und des verwendeten Modells. .	36
4.6	Messpunkte und das angepasste Ethan-Ventilpolynom.	37
4.7	Messpunkte und das angepasste Lachgas-Ventilpolynom.	37
4.8	Verwendetes Schubpolynom, Messwerte, theoretische Werte für Vakuum, angepasste Düse und konvergente Düse.	38
4.9	Schematischer Aufbau des Regelkreises.	39
4.10	Einheitssprungantwort des geschlossenen nominalen Regelkreises mit verschiedenen Vorfilterverstärkern.	40
4.11	Entwurfsmodell in Zustandsraumdarstellung.	43
4.12	Pole und Nullstellen des geschlossenen Regelkreises.	44
4.13	Einheitssprungantworten des perturbierten geschlossenen Regelkreises. . . .	44

4.14	Schematischer Aufbau der Reglerimplementation.	46
5.1	Einfluss der Ventilstellung auf den Brennkammerdruck in Versuch 63. . . .	48
5.2	Sprung-Schubtrajektorie.	48
5.3	Landedemonstrator-Schubtrajektorie.	48
5.4	Zündverhalten unter verschiedenen Einflüssen.	50
5.5	Verbrennungseffizienz und Mischungsverhältnis aus Versuch 63.	51
5.6	Verbrennungseffizienz bei verschiedenen Mischungsverhältnissen.	51
5.7	Brennkammerwandtemperatur in Versuch 59.	52
5.8	Brennkammerwandtemperatur in Versuch 63.	52
5.9	Brennkammertemperatur aus CEA bei $p_{cc} = 8$ bar.	52
5.10	Kühlwärmestrom und Kühlkanaltemperaturen aus Versuch 59.	53
5.11	Vergleich des Folgeverhaltens der Implementationsmodellsimulation mit Messwerten bei einer mit der Flugsimulation generierten Schubtrajektorie.	55
5.12	Vergleich der Implementationsmodellsimulation mit Messwerten.	55
5.13	Vereinfachte Version der Reglerimplementation.	56
5.14	Typische Sprungantworten ohne internes Triebwerksmodell bei verschiedenen Reglerverstärkern.	57
5.15	Vergleich der Sprungantworten des Modells ohne Regler, mit altem Regler aus Bild 5.13 und verbessertem Regler mit den Verstärkern $K_{ff} = 0,06$, $K_P = 0,8$, $K_I = 1,2$ aus Bild 4.14.	57
5.16	Sprungantwort mit verschiedenen Beschleunigungsfilterverstärkern.	57
5.17	Gemessenes Mischungsverhältnis und Sollwert in Versuch 204.	58
5.18	Simulierte Flughöhe mit den Werten aus Tabelle 5.2.	59
5.19	Vergleich des Schubes zweier HIL- und einer SIL-Simulation.	60
5.20	Vergleich der Flughöhe zweier HIL- und einer SIL-Simulation.	60
5.21	Simulationsergebnisse für ein selbstbedrücktes HyNOx-Landedemonstrator-Antriebssystem mit den Parametern aus Tabelle 5.4.	63

Tabellenverzeichnis

2.1	Vergleich verschiedener Treibstoffe für Satellitenhauptantriebe.	8
4.1	Wegpunkt-Trajektorie mit Startpunkt.	33
4.2	Ermittelte Reglerverstärker.	35
5.1	Auflistung der Versuchstage und deren Versuchsziel.	47
5.2	Parameter für HIL-Versuche.	59
5.3	Anforderungen für das Landerantriebssystem.	62
5.4	Simulationsparameter für die HyNOx-Systemsimulation.	63
5.5	Eignung des IDENO-200B-Triebwerkes zum Einsatz in einem Landedemonstrator unter verschiedenen Gesichtspunkten.	64

A Anhang: A

A.1 Schubregelungsskript

```
from math import factorial
from multiprocessing.util import sub_warning
from os import times
import os
import matplotlib.pyplot as plt
from CoolProp.CoolProp import PropsSI
import numpy as np
import scipy.signal
#from PyQt5.QtCore.QProcess import state
from scipy.interpolate import RegularGridInterpolator

# Function to get the next value in ann array. Credit: Chat GPT
def nearest_interp(x_new, x, y):
    # Sorting x and y
    x = np.sort(x)
    y = y[np.argsort(x)]
    # Find index of x_new, left value
    idx = np.searchsorted(x, x_new, side='left')
    # If idx == 0: preventing index out of bounds error
    idx = np.clip(idx, 1, len(x) - 1)
    # Calculating the distances of left and right indexes
    left_dist = np.abs(x[idx - 1] - x_new)
    right_dist = np.abs(x[idx] - x_new)
    # Choosing index with smaller value
    closest_idx = np.where(left_dist < right_dist, idx - 1, idx)

    # return corresponding value
    return y[closest_idx]

# Class for thruster simulation.
class transient_model:
    def __init__(self, delay=0.1838, t1=0.1382, t2=0.1381, timestep
    =0.1, Ks:float = 1.0, init_state=0.0):
        self.delay_steps=int(delay/timestep+1) # Step count for
            input delay
        self.t1=t1
        self.t2=t2
        A, b, c, d = scipy.signal.tf2ss([Ks],[t1*t2, t1+t2, 1]) #
            continuous PT-2 model
        sys = scipy.signal.cont2discrete((A, b, c, d), timestep,
            method='tustin') # time discrete PT-2 model
        self.A_pt2, self.b_pt2, self.c_pt2, self.d_pt2, _ = sys
        self.timestep=timestep
```

```
self.state=np.ones([2,1])*init_state
# initializing buffer
self.delay_buffer = [init_state] * self.delay_steps
# Loading lookup table to interpolate chamber pressure from
# mass flow and mixture ratio
if os.path.exists("D:/Fabio/PyM11/M11_5_HyNOx_KI/input/
P_cc_tab.csv"):
    pressure_table = np.loadtxt("D:/Fabio/PyM11/
M11_5_HyNOx_KI/input/P_cc_tab.csv", delimiter=";",
encoding='utf-8-sig')
else:
    pressure_table = np.loadtxt("P_cc_tab.csv", delimiter="
;", encoding='utf-8-sig')
# Mass flow grid
dm_vec = np.arange(0.015, 0.185001, 0.005)
# Mixture ratio grid
rof_vec = np.arange(5, 30.001, 1)
# Regular Grind Interpolator method
self.pressure_interpolator = RegularGridInterpolator((
    dm_vec, rof_vec), pressure_table,
                                                    method="
linear")

# Method to reset state after test
def reset_state(self):
    self.state=np.zeros([2,1])
    self.delay_buffer=[0] * self.delay_steps

# Method to set state to a specific value
def set_state(self, value):
    self.delay_buffer = [value] * self.delay_steps
    self.state=np.array([[0], [value/self.c_pt2[0,1]]])

# update simulation timestep
def simulate_step(self, input, rof):
    # enqueueing input
    self.delay_buffer.append(input)
    # dequeueing input
    delayed_input = self.delay_buffer.pop(0)
    # updating discrete state
    self.state=self.A_pt2*self.state+self.b_pt2*delayed_input
    # Calculating and limiting propellant mass flow
    mass_flow = min(0.185,max(0.015,np.squeeze(self.c_pt2 @
self.state+self.d_pt2*delayed_input).tolist()))
    # Interpolating chamber pressure
    return self.pressure_interpolator(np.array([mass_flow,min
(30,max(5,np.squeeze(rof)))]).T)

# Function to evaluate a polynomial
def evaluate_polynomial(x, coefficients):
    retval=0
    i=0
    for coefficient in coefficients:
        retval+=coefficient*x**i
```

```

        i+=1
    return retval

# Function to calculate the Gamma needed to calculate mass flow/
# effective area
def calc_gamma(kappa):
    return (kappa*(2/(kappa+1))*((kappa+1)/(kappa-1)))**.5

# Thrust controller class
class thrust_controller:
    def __init__(self):
        # Controller gains
        self.proportional_gain = 0.8
        self.integral_gain = 1.2
        self.feed_forward_gain = 0.06 # Feed forward gain
        self.pressure_error_integral = 0 # Error integral state
        # Max and min values for mixture ratio in mass flow
        # interpolation table
        self.MR_max = 30
        self.MR_min = 5
        # Max and min values for chamber pressure in mass flow
        # interpolation table
        self.pressure_min = 2
        self.pressure_max = 15
        # Controller Operation bounds
        self.max_pressure_operation_limit = 15
        self.min_pressure_operation_limit = 3
        self.mass_flow_efficiency = 0.9365 # C-star efficiency
        # N2O valve polynomial
        self.n2o_valve_polynomial = [2.712130137503551e-04,
                                     6.262912096742364e+04, -1.442418230789451e+10,
                                     2.139178362100827e+15, -1.444196590989242e+20,
                                     3.981190192418965e+24]
        self.n2o_kappa = 1.5 # initial value for N2O kappa
        self.n2o_gamma = calc_gamma(self.n2o_kappa)
        self.n2o_gas_constant = 188.9 # Specific N2O gas constant
        # C2H6 valve polynomial
        self.c2h6_valve_polynomial = [-0.005151, 4.3328e6, -4.1326
                                       e13, 2.4236e20, -6.2960e26, 5.8856e32]
        self.c2h6_kappa=1.482 # initial value for N2O kappa
        self.c2h6_gamma = calc_gamma(self.c2h6_kappa)
        self.c2h6_gas_constant=276.5 # Specific C2H6 gas constant
        self.thrust_pressure_polynomial = [0.3618, 0.08191] #
        # Polynomial to calculate desired chamber pressure from
        # thrust input
        # Loading CEA mass flow interpolation table
        if os.path.exists("D:/Fabio/PyM11/M11_5_HyNOx_KI/input/
            mass_flow_table_5_30_2_15.csv"):
            self.mass_flow_table = np.loadtxt("D:/Fabio/PyM11/
                M11_5_HyNOx_KI/input/mass_flow_table_5_30_2_15.csv",
                delimiter="\t") # test bench program path
        else:
            self.mass_flow_table = np.loadtxt("

```

```
        mass_flow_table_5_30_2_15.csv",
                                                delimiter="\t") #
                                                test evaluation
                                                path

# Interpolation table grid values
self.MR_vec = np.linspace(self.MR_min, self.MR_max, self.
    mass_flow_table.shape[1])
self.pressure_vec = np.linspace(self.pressure_min, self.
    pressure_max, self.mass_flow_table.shape[0])
self.mass_flow_interpolator = RegularGridInterpolator((self.
    pressure_vec, self.MR_vec), self.mass_flow_table,
    method="linear") # Interpolation method
self.thruster_model = transient_model(timestep=0.02, t1 =
    0.14385, t2 = 0.17901, delay = 0.26646) # initializing
    internal thruster model
self.elapsed_integrator_time:float=0 # time threshold to
    prevent initial overshoots due to the integrator working
    without plant response
self.thruster_model_time:float=0 # time counter for the
    internal simulation
# initial controller states
self.simulated_pressure=0
self.n2o_valve_command=0
self.c2h6_valve_command=0
# initial previous value for feed forward calculation
self.previous_desired_chamber_pressure=0
# initial feed forward value
self.ff_state=0
self.ff_time_constant=0.12 # feed forward lowpass filter
    time constant

# method to reset states after test
def reset_states(self):
    self.elapsed_integrator_time = 0
    self.thruster_model_time = 0
    self.pressure_error_integral = 0
    self.thruster_model.reset_state()

# method to calculate isentropic exponent using cool prop
def update_gamma_and_kappa(self, n2o_pressure, n2o_temperature,
    c2h6_pressure, c2h6_temperature):
    self.n2o_kappa = PropsSI("C", "P", n2o_pressure, "T",
        n2o_temperature, "N2O") / PropsSI("O", "P", n2o_pressure
        , "T", n2o_temperature, "N2O")
    self.c2h6_kappa = PropsSI("C", "P", c2h6_pressure, "T",
        c2h6_temperature, "n-C2H6") / PropsSI("O", "P",
        c2h6_pressure, "T", c2h6_temperature, "n-C2H6")
    self.n2o_gamma = calc_gamma(self.n2o_kappa)
    self.c2h6_gamma = calc_gamma(self.c2h6_kappa)

# method to convert thrust input to chamber pressure input
def calc_desired_chamber_pressure(self, input_type,
    control_input):
```

```

    if input_type == "thrust":
        # Calc desired chamber pressure from thrust command
        desired_chamber_pressure=evaluate_polynomial(
            control_input, self.thrust_pressure_polynomial)
    else:
        desired_chamber_pressure=min(max(3, control_input), 12)
    return desired_chamber_pressure

# Feed forward filter to enhance desired chamber pressure for
# accelerated control
def feed_forward_filter(self, desired_chamber_pressure,
    timestep):
    desired_chamber_pressure_derivative = (
        desired_chamber_pressure - self.
        previous_desired_chamber_pressure) / timestep #
        Calculating input derivative
    self.previous_desired_chamber_pressure =
        desired_chamber_pressure # updating previous state
    self.ff_state = self.ff_state + timestep / self.
        ff_time_constant * (desired_chamber_pressure_derivative
        - self.ff_state) # low pass filtering derivative
    desired_chamber_pressure = desired_chamber_pressure + self.
        feed_forward_gain * self.ff_state # Adding filtered
        derivative multiplied with gain to input signal
    print("FF-Chamber-Pressure:",desired_chamber_pressure) #
        debug print
    return desired_chamber_pressure

# Method to calculate desired mixture ratio
def calc_desired_mixture_ratio(self, ROF_input):
    # For testing controller offline with real data by
    # recreating chamber state
    if ROF_input != 0:
        desired_mixture_ratio = min(max(ROF_input, self.MR_min)
            , self.MR_max)
    # During normal operation, the desired mixture ratio is
    # set on 25
    else:
        desired_mixture_ratio = 25
    return desired_mixture_ratio

# Controller main method
def get_control(self,
    chamber_pressure,
    c2h6_feed_pressure,
    c2h6_feed_temperature,
    n2o_feed_pressure,
    n2o_feed_temperature,
    control_input,
    input_type,
    timestep,
    control_on:bool = False,
    ROF_input=0):
    self.update_gamma_and_kappa(n2o_feed_pressure,

```

```
        n2o_feed_temperature, c2h6_feed_pressure,
        c2h6_feed_temperature)
# Calculating Controller Inputs
desired_chamber_pressure=self.calc_desired_chamber_pressure
    (input_type, control_input)
desired_mixture_ratio=self.calc_desired_mixture_ratio(
    ROF_input)
desired_chamber_pressure=self.feed_forward_filter(
    desired_chamber_pressure, timestep)
# Update the internal thruster model
self.elapsed_integrator_time += timestep
while self.thruster_model_time <= self.
    elapsed_integrator_time:
    self.simulated_pressure = self.thruster_model.
        simulate_step(
            self.mass_flow_interpolator(np.array([min(self.
                max_pressure_operation_limit, max(self.
                min_pressure_operation_limit,
                desired_chamber_pressure)),
                desired_mixture_ratio])).T),
            desired_mixture_ratio)
    self.thruster_model_time += self.thruster_model.
        timestep
# Calc mass_flow command
if self.elapsed_integrator_time >= 2: # timer to prevent
    controller overshoots due to initial model divergence
    model_deviation = self.simulated_pressure -
        chamber_pressure
    if self.n2o_valve_command < 1 and self.integral_gain >
        0: # Integrating only if the N2O-Valve is not
            saturated and the integral gain is grater than 0
            self.pressure_error_integral = min(2,max(-2,(self.
                pressure_error_integral+model_deviation *
                timestep))) # Integrating integral
    controller_command = self.pressure_error_integral *
        self.integral_gain + model_deviation * self.
        proportional_gain # Calculating controller pressure
        command
    pressure_command=np.squeeze(desired_chamber_pressure +
        controller_command) # adding controller pressure
        command to feed forward command
# Debug prints
print("Simulated Pressure:", self.simulated_pressure)
print("Integral:", self.pressure_error_integral)
print("Model Deviation:",model_deviation)
print("Commanded Pressure:", pressure_command)
cea_output = self.mass_flow_interpolator(np.array([min
    (15,max(3,pressure_command)), desired_mixture_ratio
    ]).T) # Interpolating mass flow
else:
    cea_output = self.mass_flow_interpolator(np.array([min
        (15,max(3,desired_chamber_pressure)),
        desired_mixture_ratio])).T) # Interpolating mass flow
```

```

        if the controller is disabled

    mass_flow_command = cea_output / self.mass_flow_efficiency
        # scaling with c-star-efficiency
    # Calc component mass_flow
    n2o_mass_flow_command=mass_flow_command*
        desired_mixture_ratio/(1+desired_mixture_ratio)
    c2h6_mass_flow_command=mass_flow_command*1/(1+
        desired_mixture_ratio)
    # Calc component effective area
    n2o_a_eff=n2o_mass_flow_command/(self.n2o_gamma*
        n2o_feed_pressure*1e5)*(self.n2o_gas_constant*
        n2o_feed_temperature)**.5
    c2h6_a_eff = c2h6_mass_flow_command / (self.c2h6_gamma *
        c2h6_feed_pressure*1e5) * (
        self.c2h6_gas_constant * c2h6_feed_temperature)
        ** 0.5
    # Interpolating component vavle command
    self.n2o_valve_command=evaluate_polynomial(n2o_a_eff, self.
        n2o_valve_polynomial)
    self.c2h6_valve_command=evaluate_polynomial(c2h6_a_eff,
        self.c2h6_valve_polynomial)

    return self.n2o_valve_command, self.c2h6_valve_command,
        n2o_mass_flow_command, c2h6_mass_flow_command

def test_model(): # small simulation debug function
    thruster_model = transient_model()
    y = []
    time_vec = np.linspace(0, 5, 50)
    for t in time_vec:
        y.append(thruster_model.simulate_step(0.03,25))
    plt.plot(time_vec, y)
    plt.show()

# Class for setting up the thruster simulation, be it for debugging
# the test bench program, debugging the controller or evaluaing
# tests and controller commands
class control_sim:
    def __init__(self,
        c2h6_feed_pressure=20,
        c2h6_feed_temperature=273,
        n2o_feed_pressure=25,
        n2o_feed_temperature=273,
        control_input=6,
        input_type="pressure",
        time_step_control=0.1,
        control_on=True):
        # Seeting up initial values Model overall gain deviation is
        # 10 %
        self.thruster_model = transient_model(init_state=0.0, Ks
            =0.9, timestep=0.01, t1=0.14385,
            t2=0.17901, delay

```

```

=0.26646)

self.controller = thrust_controller()
self.mass_flow_command=0.0
self.rof=25
self.chamber_pressure=0
self.time_step_control=time_step_control
self.n2o_mass_flow_command=0
self.c2h6_mass_flow_command=0

# Method for updating a simulation step
def simulate_step(self,rof=25, simulation_time=0, control_input
=6):
    self.chamber_pressure = self.thruster_model.simulate_step(
        self.mass_flow_command * 0.9365, rof)
    # Simulating the thruster plant model with a smaller time
    step than the controller
    if abs(int(simulation_time / self.thruster_model.timestep)
        % round(self.time_step_control / self.thruster_model.
        timestep)) == 0:
        [n2o_valve_command, c2h6_valve_command, self.
            n2o_mass_flow_command,
            self.c2h6_mass_flow_command] = self.controller.
                get_control(self.chamber_pressure,
                            22,
                            273,
                            25,
                            273,
                            control_input,
                            "pressure",
                            self.time_step_control,
                            True)
        self.rof = min(30, max(5, self.n2o_mass_flow_command /
            self.c2h6_mass_flow_command))
        self.mass_flow_command = self.n2o_mass_flow_command +
            self.c2h6_mass_flow_command
        print("Valve commands:", n2o_valve_command,
            c2h6_valve_command) # Debug print

# Method for running the simulation loop
def simulate_controller(self, df=False):
    chamber_pressure = 3.8254
    time_step_control = 0.1
    # Loading trajectories if given
    desired_pressure = 6
    if df:
        time_vec = np.arange(0, df["Trajectory"]["Time [s]"].
            iloc[-1] + self.thruster_model.timestep, self.
            thruster_model.timestep)
    else:
        time_vec = np.arange(0, 10 + self.thruster_model.
            timestep,
                                self.thruster_model.timestep)
    pressure_vec = []
```

```

    for t in time_vec:
        if df:
            desired_pressure = nearest_interp(t, df["Trajectory
                "]["Time [s]"], df["Trajectory"]["P-BK [bar]"])
            self.simulate_step(simulation_time=t, control_input=
                desired_pressure)
            if t>5:
                desired_pressure=3
                pressure_vec.append(self.chamber_pressure)
            #self.plot_sim(time_vec, pressure_vec)
        return np.array([time_vec, np.squeeze(np.array([
            pressure_vec]))]).T

# function for plotting the outputs
def plot_sim(time_vec, pressure_vec):
    plt.plot(time_vec, pressure_vec)
    plt.show()

# For debugging the controller
if __name__ == "__main__":
    simulation=control_sim()
    simulation.thruster_model.set_state(4)
    output = simulation.simulate_controller()
    plot_sim(output[:, 0].tolist(), output[:, 1].tolist())

```

A.2 HIL-Simulationsparameter

```

{
  "rocketEngineCatalogue": [
    {
      "type": "IDEN022",
      "controlType": "OnOff",
      "SeaLevelThrustMaximum": 12.0,
      "vacuumThrustMaximum": 22.0,
      "thrustMinimum": 0.0,
      "thrust": 0.0,
      "timeConstant": 0.04,
      "minimumOnTime": 0.04,
      "ignitionDelay": 0.0,
      "specificSeaLevelImpulse": 180.0,
      "specificVacuumImpulse": 280,
      "thrustModelDeviation": 0.0
    },
    {
      "type": "HyligerGral1200",
      "controlType": "Continuous",
      "SeaLevelThrustMaximum": 800.0,
      "vacuumThrust": 1400.0,
      "thrustMinimum": 200.0,

```

```

        "thrust": 0.0,
        "timeConstant": 0.1605,
        "ignitionDelay": 0.265,
        "specificSeaLevelImpulse": 150.0,
        "specificVacuumImpulse": 280,
        "thrustModelDeviation": 0.,
        "dampingRatio": 1.006
    }
],
"orbitMotors": [
    {
        "type": "HyligerGral1200",
        "location": { "data": [ 0.0, 0.0, 0.0 ] },
        "orientation": { "data": [ 0.0, 0.0, -1.0 ] }
    }
],
"attitudeMotors": [
    {
        "type": "IDEN022",
        "location": { "data": [ 0.0, 0.5, 0.0 ] },
        "orientation": { "data": [ 0.0, 0.0, -1.0 ] }
    },
    {
        "type": "IDEN022",
        "location": { "data": [ 0.5, 0.0, 0.0 ] },
        "orientation": { "data": [ 0.0, 0.0, -1.0 ] }
    },
    {
        "type": "IDEN022",
        "location": { "data": [ 0.0, -0.5, 0.0 ] },
        "orientation": { "data": [ 0.0, 0.0, -1.0 ] }
    },
    {
        "type": "IDEN022",
        "location": { "data": [ -0.5, 0.0, 0.0 ] },
        "orientation": { "data": [ 0.0, 0.0, -1.0 ] }
    },
    {
        "type": "IDEN022",
        "location": { "data": [ 0.2, 0.0, 0.0 ] },
        "orientation": { "data": [ 0.0, 1.0, 0.0 ] }
    },
    {
        "type": "IDEN022",
        "location": { "data": [ 0.2, 0.0, 0.0 ] },
        "orientation": { "data": [ 0.0, -1.0, 0.0 ] }
    }
]

```

```

    {
      "type": "IDEN022",
      "location": { "data": [ -0.2, 0.0, 0.0 ] },
      "orientation": { "data": [ 0.0, -1.0, 0.0 ] }
    },
    {
      "type": "IDEN022",
      "location": { "data": [ -0.2, 0.0, 0.0 ] },
      "orientation": { "data": [ 0.0, 1.0, 0.0 ] }
    }
  ],
  "environment": {
    "maxWindSpeed": { "data": [ 10.0, 0, 0 ] },
    "vorticity": 1,
    "g": 9.81,
    "airDensity": 1.225
  },
  "inertia": {
    "data": [
      [ 0.4, 0.0, 0.0 ],
      [ 0.0, 0.4, 0.0 ],
      [ 0.0, 0.0, 0.8 ]
    ]
  },
  "initialMass": {
    "mean": 45.0,
    "variance": 0,
    "distribution": "constant"
  },
  "projectedSurfaceArea": 0.664,
  "diameter": 0.9,
  "waypoints": {
    "waypoints": [
      {
        "location": { "data": [ 0.0, 0.0, -10.0 ] },
        "holdTime": 3.0,
        "switchRadius": 1.0
      },
      {
        "location": { "data": [ 20.0, 20.0, -10.0 ] },
        "holdTime": 3.0,
        "switchRadius": 1.0
      },
      {
        "location": { "data": [ 20.0, 20.0, -1.0 ] },
        "holdTime": 3.0,
        "switchRadius": 1.0
      }
    ]
  }
}

```

```

    }
  ]
},
"controllerList": [
  {
    "name": "Position",
    "proportionalGain": { "data": [ .7, .7 ] },
    "integralGain": { "data": [ 0.0, 0.0 ] },
    "differentialGain": { "data": [ 0.0, 0.0 ] },
    "differentialTimeConstant": { "data": [ 0.0, 0.0 ] }
  },
  {
    "name": "Speed",
    "proportionalGain": { "data": [ 150.0, -150.0 ] },
    "integralGain": { "data": [ 0.0, 0.0 ] },
    "differentialGain": { "data": [ 0.0, 0.0 ] },
    "differentialTimeConstant": { "data": [ 0.0, 0.0 ] }
  },
  {
    "name": "Attitude",
    "proportionalGain": { "data": [ 0.12, 0.12, 0.02 ] },
    "integralGain": { "data": [ 0.0, 0.0, 0.0 ] },
    "differentialGain": { "data": [ 0.0, 0.0, 0.0 ] },
    "differentialTimeConstant": { "data": [ 0.0, 0.0, 0.0 ] }
  },
  {
    "name": "verticalSpeed",
    "proportionalGain": { "data": [ 1.0 ] },
    "integralGain": { "data": [ 0.0 ] },
    "differentialGain": { "data": [ 0.0 ] },
    "differentialTimeConstant": { "data": [ 0.0 ] }
  },
  {
    "name": "Altitude",
    "proportionalGain": { "data": [ 0.4 ] },
    "integralGain": { "data": [ 0.0 ] },
    "differentialGain": { "data": [ 0.0 ] },
    "differentialTimeConstant": { "data": [ 0.0 ] }
  }
]
}

```