

Lehrstuhl für Flugantriebe
der Technischen Universität München

Modellbasierte Regelung der Hochleistungstriebwerke von Hyperschallflugzeugen

Andreas Kreiner

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

Doktor – Ingenieurs

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. H. Baier

Prüfer der Dissertation:

1. apl. Prof. Dr.-Ing., Dr.-Ing. habil. H. Rick i.R.
2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. D. Schmitt

Die Dissertation wurde am 20.11.2001 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 08.03.2002 angenommen.

Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Lehrstuhl für Flugantriebe der Technischen Universität München. Ein großer Teil der Forschungsarbeit wurde im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 255 „Transatmosphärische Flugsysteme“ der Deutschen Forschungsgesellschaft (DFG) durchgeführt.

Herzlich danken möchte ich vor allem Herrn Prof. Dr.-Ing Hans Rick für das entgegenbrachte Vertrauen, die stete Unterstützung sowie die zahlreichen wertvollen Hinweise während meiner gesamten Tätigkeit am Lehrstuhl für Flugantriebe.

Für das Interesse und die kritische Durchsicht meiner Arbeit möchte ich mich bei Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dieter Schmitt herzlich bedanken. Ebenso gilt mein Dank Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Horst Baier für die Übernahme des Vorsitzes meines Promotionsverfahrens.

Für die stets freundschaftliche und dabei auch äußerst produktive Arbeitsatmosphäre möchte ich allen Mitarbeitern des Lehrstuhls für Flugantriebe danken. Hervorheben möchte ich in diesem Zusammenhang die Herren Udo Busse, Dr. Wolfgang Erhard, Dr. Rolf Gabler, Dr. Sebastian Hollmeier, Dr. Sven Kopp, Dr. Armin Preiß und Dr. Olaf Rupp, Günter Uhlmann und Ingo Wilke.

Für die wissenschaftlichen Kontakte und Impulse möchte ich ferner allen Mitarbeitern des SFB255 und allen Mitarbeitern des Brite/Euram Projekts „OBIDICOTE“, hier insbesondere Herrn Klaus Lietzau (MTU Aero Engines) danken.

Meiner Freundin Lisa danke ich besonders für die Unterstützung und Geduld während der Entstehung dieser Arbeit.

Abschließend möchte ich mich von ganzem Herzen bei meinen Eltern, insbesondere meiner Mutter, bedanken, ohne deren stete Unterstützung und ohne deren Vertrauen weder mein Studium noch diese Arbeit möglich gewesen wären.

München, November 2001

Andreas Kreiner

Inhaltsverzeichnis

1	Einführung	1
1.1	Stand der Technik und Entwicklung von Raumtransporter/Hyperschallflugzeugen . . .	1
1.2	Stand der Technik und Entwicklung der Regelung von Hochleistungstriebwerken . . .	6
1.3	Aufbau und Zielsetzung der Arbeit	10
2	Das Raumtransporter/Hyperschallflugzeug-Konzept SFB München (HTSM6)	13
2.1	Überblick über das Raumtransporterkonzept HTSM6	13
2.2	Unterstufe des HTSM-6 Konzepts mit Antriebssystem	13
3	Multidisziplinäre Auslegung von Hochleistungstriebwerken	17
3.1	Anforderungen an den Auslegungsprozess von Strahltriebwerken	17
3.2	Interaktion der verschiedenen Fachdisziplinen	18
3.3	Integrierte multidisziplinäre Triebwerksauslegung	19
3.4	Anwendung multidisziplinärer Auslegungskonzepte auf die Triebwerksreglerentwicklung	22
4	Triebwerkssimulations- und Reglerentwicklungsumgebung	25
4.1	Regelungstechnische Anwendungen der Triebwerkssimulation	25
4.1.1	Entwurf von Triebwerksregelsystemen	25
4.1.2	Validierung von Bauteilen und Baugruppen (Hardware-in-the-Loop)	25
4.1.3	Fehlersuche nach Indienststellung des Triebwerks	27
4.2	Simulation von Triebwerken mittels der Leistungssyntheserechnung	27
4.2.1	Grundlagen der Leistungssyntheserechnung	27
4.2.2	Leistungssyntheserechnung für das HTSM-6 Triebwerk	28
4.3	Simulation von Triebwerken mittels der Zustandsraummodellierung	29
4.3.1	Grundlagen der Modellierung im Zustandsraum	29
4.3.2	Zustandsraummodellierung des HTSM-6 Triebwerks	30
4.4	Vergleich der Modellierungsarten	32
4.5	Die Reglerentwicklungsumgebung MATLAB/Simulink	33
4.5.1	Anbindung des Synthesemodells an MATLAB/Simulink	34
4.5.2	Modellierung der am Triebwerk angebrachten Sensoren und Aktuatoren	36
4.5.3	Linearisierung des Synthesemodells in MATLAB/Simulink	39
5	Regelungstechnische Analyse des Triebwerks	43
5.1	Das Triebwerk als Regelstrecke	43
5.1.1	Anforderungen an die Triebwerksregelung	43

5.1.2	Auf das Triebwerk einwirkende Störgrößen	45
5.1.3	Vom Triebwerksregler beeinflussbare Stellgrößen	46
5.1.4	Gemessene Triebwerksvariablen / Messgrößen	46
5.2	Analyse des dynamischen und stationären Verhaltens des Triebwerks	47
5.2.1	Untersuchte Betriebspunkte	47
5.2.2	Eigenwerte und Eigenvektoren	48
5.2.3	Stationäre Signalverstärkungen der Stellgrößen auf verschiedene Ausgangsgrößen	53
5.2.4	Frequenzgang / Bode-Diagramme	56
5.2.5	Auswahl eines geeigneten Regelkonzepts für den Turboteil des HTSM-6 Triebwerks	60
6	Basisregelung für das HTSM-6 Triebwerk	63
6.1	Regelung des Kerntriebwerks	63
6.1.1	Aufbau der Kerntriebwerksregelung	63
6.1.2	Schubmodulation	64
6.1.3	Limitierende Regelkreise	66
6.1.4	Optimierung der Reglerparameter	66
6.1.5	Unterdrücken des Messrauschens	70
6.1.6	Kombination der einzelnen Regelkreise / Umschaltlogik	70
6.1.7	Überlaufschutz für Integratoren (Integrator Windup Protection)	72
6.1.8	Anpassung der Verstärkungen über den Flugbereich (Gain Scheduling)	74
6.1.9	Untersuchungen zur Stabilität der Kerntriebwerksregelung	76
6.2	Regelung des Nachbrenners	77
6.2.1	Grundlagen und Anforderungen	77
6.2.2	Aufbau der Nachbrennerregelung	78
6.2.3	Regelkreise der Nachbrennerregelung	79
6.2.4	Verhalten der Triebwerksregelung mit Nachbrennerregelung	80
6.3	Regelung beziehungsweise Steuerung des Überschalleinlaufs	80
7	Modellbasierte Regelung des Antriebssystems: Funktionsweise und Erprobung	85
7.1	Grundlagen der modellbasierten Regelung von Luftstrahltriebwerken	85
7.2	Echtzeitmodellierung des Triebwerks	86
7.2.1	Aufbau des verwendeten Echtzeitmodells	86
7.2.2	Genauigkeit der modellierten Größen	88
7.2.3	Aspekte für den Einsatz in Echtzeit	89
7.3	Simulation der modellbasierten Regelung am Rechner	90
7.4	Nachführung des Onboard-Modells	90
7.4.1	Grundlagen zur Modellnachführung	90
7.4.2	Implementierung des Triebwerksmodells als nichtlinearer Beobachter	94
7.5	Modellbasierte Regelung der Turbineneintrittstemperatur	94
7.6	Modellbasierte Regelung des Pumpgrenzenabstands	96
7.7	Modellbasierte Regelung des Hyperschall-Einlaufs	101
7.8	Sensorvalidierung und Substitution defekter Sensoren	102

7.9	Stabilität der modellbasierten Regelung mit Modellnachführung	105
7.10	Weitere Anwendungen der modellbasierten Triebwerksregelung	106
8	Zusammenfassung und Ausblick	109
	Literaturverzeichnis	111

Symbolverzeichnis

Lateinische Buchstaben

Formelzeichen	Einheit	Bezeichnung
A	–	Systemmatrix
A	m^2	Strömungsfläche
$arg()$	–	Argument
B	–	Systemmatrix
C	–	Systemmatrix
c	m/s	Strömungsgeschwindigkeit
c_p	$kJ/(kgK)$	Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck
c_v	$kJ/(kgK)$	Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Volumen
D	–	Systemmatrix
$det()$	–	Determinante
E	–	Einheitsmatrix
$E()$	–	Erwartungswert
EPR	–	Triebwerksgesamtdruckverhältnis (Engine Pressure Ratio)
F	N	(Schub-)Kraft
$G(s)$	–	Übertragungsfunktion
GM	dB	Verstärkungsreserve (Gain Margin)
H	m	Flughöhe
I_s	s	Spezifischer Impuls
$Im()$	–	Imaginärteil
K	–	Verstärkung
$K(s)$	–	Übertragungsfunktion (Regler)
\dot{m}	kg/s	Massenstrom
Ma	–	Machzahl
n	–	Wellendrehzahl
P	W	Leistung
PGA	%	Pumpgrenzenabstand
PLA	°	Schubhebelstellung (Power Lever Angle)
p	Pa	Druck
p	–	Pol der Übertragungsfunktion
PM	°	Phasenreserve (Phase Margin)
R	$kJ/(kgK)$	Gaskonstante
r	–	Triebwerksparameter
$Re()$	–	Realteil
S	–	Skalierungsmatrix

s	–	Laplace-Variable
T	K	Temperatur
T	s	Zeitkonstante
u	–	Eingangsgröße
$Var()$	–	Varianz
y	–	Ausgangsgröße
x	–	Zustandsgröße

Griechische Buchstaben

Formelzeichen	Einheit	Bezeichnung
α	–	Brennstoff-Luft-Verhältnis (Fuel-Air-Ratio)
Δ	–	Abweichung vom Gleichgewichtspunkt
κ	–	Isentropenexponent
η	–	(Isentroper) Wirkungsgrad
ω	rad/s	Kreisfrequenz
Π	–	Druckverhältnis
σ	$^\circ$	Schubvektorwinkel
τ	s	Zeitkonstante
ζ	–	Dämpfung
ω	rad/s	Winkelgeschwindigkeit
μ	–	Bypassverhältnis
σ	–	Standardabweichung
λ	–	Eigenwert der Systemmatrix

Indizes

Index	Beschreibung
∞	Ungestörte Umgebung
0	Ungestörte Triebwerksanströmung
12	Eintritt Fan
13	Austritt Fan
2	Eintritt Niederdruckverdichter
24	Eintritt Hochdruckverdichter
3	Austritt Hochdruckverdichter
41	Eintritt Hochdruckturbine
5	Austritt Niederdruckturbine
6	Eintritt Nachbrenner
7	Austritt Nachbrenner
8	Düsenhals
9	Düsenaustritt
A8	Düsenhalsfläche
AW	Integrator Überlaufschutz (Anti-Windup)
BK	Brennkammer
Bleed	Zapfluft
D	Differential
ext	Extern, zellenseitig
f	Filter
Br	Brennstoff
H	Hochdruck (High Pressure)
HDV	Hochdruckverdichter
I	Integral
ISA	Standardbedingung (International Standard Atmosphere)
i	Matrixindex (Zeile)
j	Matrixindex (Spalte)
L	Niederdruck (Low Pressure)
N	Netto
NB	Nachbrenner
P	Proportional
PG	Pumpgrenze
rel	Relativ
S	Sensor
t	Totalgröße

Abkürzungen

Abkürzung	Beschreibung
APU	Hilfsgasturbine (Auxiliary Power Unit)
BIBO	Bounded Input Bounded Output
BP	Betriebspunkt
CACSD	Computer Aided Control System Design
CAD	Computer Aided Design
CAE	Computer Aided Engineering
CFD	Computational Fluid Dynamics
DAE	Differential-algebraisches Gleichungssystem
DFG	Deutsche Forschungsgesellschaft
EGT	Temperatur am Triebwerksaustritt (Exhaust Gas Temperature)
EPR	Triebwerksesamtdruckverhältnis (Engine Pressure Ratio)
EW	Eigenwert
FAA	Federal Aviation Authority
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FAR	Federal Aviation Regulations
FESTIP	Future European Space Transportation Investigations Programme
FMU	Fuel Metering Unit
\mathcal{H}_∞	Signalnorm
HDV	Hochdruckverdichter
HDT	Hochdruckturbine
HTSM	Hyperschall Transport System München
LPV	Linear Parameter Varying
LOX	Flüssiger Sauerstoff (Liquid OXygen)
MIMO	Multiple Input Multiple Output
NDV	Niederdruckverdichter
NDT	Niederdruckturbine
PI	Proportional-Integral-Glied
PID	Proportional-Integral-Differential-Glied
PLA	Schubhebelstellung (Power Lever Angle)
PT1	Proportionalglied mit Verzögerung 1. Ordnung
Ramjet	Staustrahltriebwerk
Scramjet	Staustrahltriebwerk mit Überschallverbrennung (Supersonic Comubstion Ramjet)
SERN	Single Expansion Ramp Nozzle
SFB	Sonderforschungsbereich
SISO	Single Input Single Output
SLS	Sea Level Static
SSTO	Single Stage To Orbit
TSTO	Two Stage To Orbit
VCE	Variable Cycle Engines
ZRM	Zustandsraummodell

Kapitel 1

Einführung

1.1 Stand der Technik und Entwicklung von Raumtransporter/-Hyperschallflugzeugen

Die Anzahl der im Erdorbit benötigten Satelliten steigt zunehmend. Der wichtigste Grund dafür ist vor allem im wachsenden Bedarf an Kommunikationssatelliten zu sehen, der wiederum durch die weltweit ansteigende Bedeutung der Telekommunikation verursacht wird. So sollen vom Jahr 2000 bis zum Jahr 2007 ca. 2000 neue Satelliten in eine Erdumlaufbahn gebracht werden. Mit den heute zur Verfügung stehenden Transportmitteln wird es zunehmend schwieriger, die gewünschte Anzahl von Kommunikations-, aber auch Forschungs- und Verteidigungs sonden in den erdnahen Orbit zu befördern.

Die derzeit verwendeten Transportsysteme basieren dabei ausschließlich auf der klassischen Raketentechnologie. Trotz der erheblichen Fortschritte, die auf dem Gebiet der Raketentechnik, gerade im Hinblick auf die Sicherheit der Systeme, erzielt werden konnten, gelingt es bisher nicht, die Startfrequenz von raketenbetriebenen Trägersystemen wesentlich zu erhöhen, oder das Verhältnis von Nutzlast zu Gesamtgewicht deutlich zu verbessern. Die Begründung hierfür ist vor allem in den systembedingten Nachteilen von heutigen Transportsystemen zu suchen. So ist der Aufwand an Startvorbereitungen enorm, der senkrechte Start mit zahlreichen Risiken verbunden und nach erfolgreichem Start besteht nicht mehr die Möglichkeit einer sicheren Notlandung. Auf der wirtschaftlichen Seite ist es vor allem die Notwendigkeit, den Oxidator (Sauerstoff) in großen Mengen mitzuführen zu müssen, die das Verhältnis von Nutzlast zur Masse des Transportsystems nach oben begrenzt und es beinahe unmöglich macht, die Kosten zur Nutzlastbeförderung von derzeit ca. 10000 US\$ pro kg Nutzlast deutlich zu senken. Das Verhältnis von Nutzlast zu Systemmasse beträgt bei heutigen raketenbasierten Konzepten lediglich ca. 1-2%. Auch die mangelnde Wiederverwendbarkeit von Trägersystemen auf Raketenbasis trägt zu den hohen Startkosten bei. Neuentwicklungen von Trägersystemen sind mit enorm hohen Kosten und damit auch mit einem nicht zu unterschätzenden Risiko verbunden.

In den USA wurde bereits vor Jahrzehnten das zum Teil wiederverwendbare *Space Shuttle* Konzept entwickelt. Ursprünglich sollte dieses Trägersystem nur bis zum Jahr 2005 verwendet werden. Der Mangel an geeigneten Nachfolgesystemen führte jedoch dazu, die maximale Einsatzdauer des Konzepts auf das Jahr 2012 zu verlängern [Hic99]. Ein aktuelles Projekt auf dem Gebiet der raketenbasierten Trägersysteme in den USA stellt der sogenannte *Venture Star* mit dem Erprobungsträger X33



Bild 1.1: Auf Raketentechnologie basierende Trägersysteme *Ariane 5* (Foto: Arianespace) und *Venture Star* (Foto: Lockheed Martin)

dar (Bild 1.1). Es handelt sich hierbei um ein vertikal startendes und landendes, einstufiges (SSTO) Raketenkonzept, das vollständig wiederverwendbar sein soll. Die Forschung an diesem Projekt ist derzeit jedoch eingestellt. Der wichtigste Grund hierfür sind, neben Budgetproblemen, vor allem technische Schwierigkeiten mit dem Wasserstofftank des Systems [Mor01].

Einer der gravierendsten Nachteile von raketenbasierten Raumtransportsystemen besteht in der Notwendigkeit, nicht nur den Brennstoff, sondern auch den Oxidator, meist flüssigen Sauerstoff, mitzuführen zu müssen. Dies erhöht die Masse des Gesamtsystems erheblich und lässt somit keine deutlichen Verbesserungen hinsichtlich des Nutzlastverhältnisses zu. Diese könnten durch den Einsatz von luftatmenden Antriebssystemen erzielt werden. Die Grundidee besteht darin, bis zu einer bestimmten Flughöhe und -machzahl, den in der Luft vorhandenen Sauerstoff als Oxidator zu verwenden und somit das Startgewicht des Transportsystems deutlich reduzieren zu können. Den meisten dieser Konzepte liegt ein zweistufiges System zugrunde. Wie in Bild 1.2 dargestellt, können Flugmachzahlen von bis zu $Ma_\infty = 4$ mittels Turbotriebwerken mit Nachbrenner erreicht werden. Fluggeschwindigkeiten bis zu $Ma_\infty = 6$ können durch Staustrahltriebwerke mit Unterschallverbrennung (*Ramjets*) erzielt werden. Darüber müssten Straustrahltriebwerke mit Überschallverbrennung, sogenannte *Scramjets*, verwendet werden, die sich insbesondere durch einen sehr hohen spezifischen Impuls ($I_s \approx 4000 \text{ s}$) auszeichnen. Dieser Wert übersteigt den heutiger Antriebstechniken um ein Vielfaches. Allerdings konnte trotz jahrzehntelanger intensiver Forschung auf dem Gebiet der Überschallverbrennung bis heute kein Antrieb realisiert werden, der bei mehreren Laststufen einen positiven Nettoschub erzeugt. In den USA wird derzeit ein Technologiedemonstrator für *Scramjet*-Antriebe (*Hyper-X*, Bild 1.3) entwickelt, der, von einem B52-Bomber aus gestartet, Flugmachzahlen von über 10 erreichen soll.

Da Scramjet Antriebe in absehbarer Zeit wahrscheinlich nicht in der für kommerzielle Anwendungen nötigen Größe verfügbar sein werden, scheint es derzeit nicht möglich, ein luftatmendes Raumtransporterkonzept zu realisieren, das mit nur einer Stufe den Orbit erreicht (SSTO). Es muss somit zu

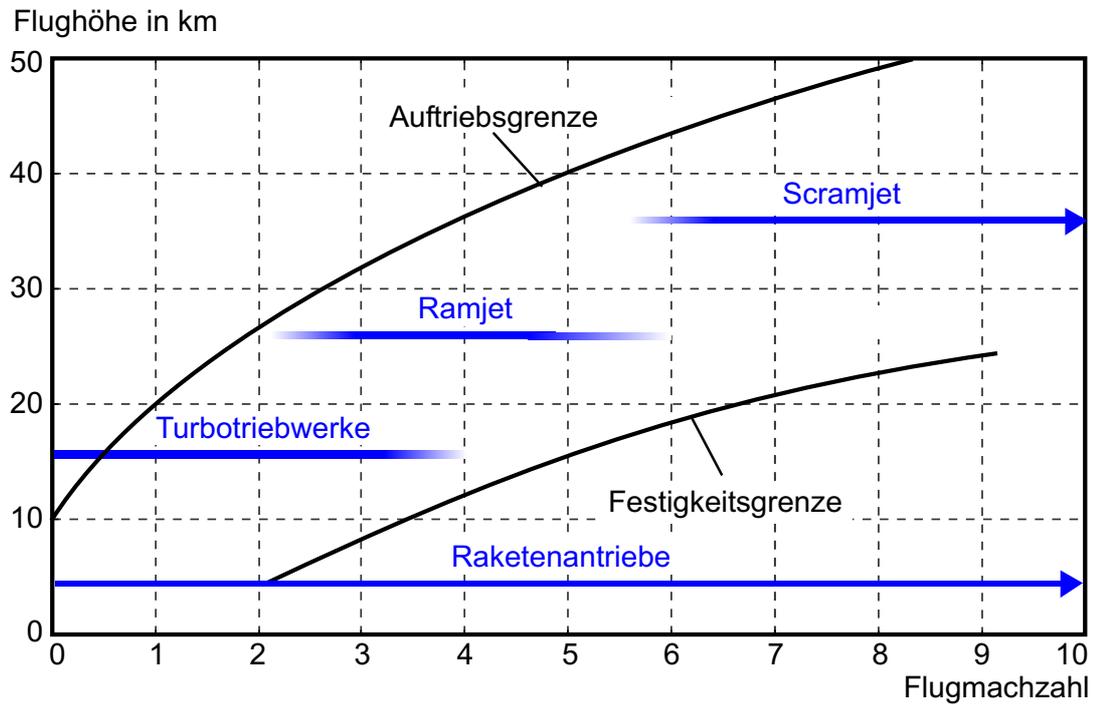


Bild 1.2: Flugkorridor, begrenzt durch Auftriebsgrenze und Festigkeitsgrenze. Eingetragen sind Antriebsarten, die für verschiedene Fluggeschwindigkeiten geeignet sind



Bild 1.3: *HyperX*: Scramjet Erprobungsträger (Foto: NASA)

zweistufigen, sogenannten TSTO (Two Stage To Orbit), Konzepten übergegangen werden, bei denen die untere Stufe luftatmend angetrieben wird, die Oberstufe hingegen mit Raketenantrieben ausgestattet ist. Je nach verwendeter Technologie lässt sich die Stufentrennung entweder bei $Ma_\infty \approx 4$ (Unterstufe mit reinem Turboantrieb), oder bei $Ma_\infty \approx 6$ (Unterstufe mit kombiniertem Turbojet/Ramjet Antriebssystem) durchführen. Je früher eine Trennung der Stufen stattfindet, desto größer wird die Masse der raketenbetriebenen Oberstufe im Vergleich zur Unterstufe. Für eine frühere Stufentrennung spricht, dass dann für das Konzept kein Ramjetantrieb und somit auch keine technologisch und sicherheitstechnisch komplexe Umschaltung zwischen Turbojet und Ramjet notwendig ist.

Die luftatmende Unterstufe eines zweistufigen Raumtransportsystems kann “flugzeugähnlich” gebaut werden, was eine Reihe von Vorteilen mit sich bringt. Zunächst kann der Start des Systems horizontal erfolgen, wodurch die sehr kritische vertikale Startphase entfällt. Als Startplatz kommt im Prinzip jeder größere Flughafen in Frage, es müssen keine speziellen Startrampen errichtet werden. Ebenso kann bei Störfällen, die zu Missionsabbrüchen führen, jeder größere Flugplatz für Notlandungen eingesetzt werden. Durch die Flugzeugform entsteht beim Aufstieg des Systems aerodynamischer Auftrieb, der sich günstig auf den Brennstoffverbrauch auswirkt. Da flugzeugähnliche Systeme im Vergleich zu Raketen wesentlich einfacher zu steuern sind, kann die Sperrung von speziellen Flugkorridoren entfallen. Darüber hinaus kann die Anzahl des für einen kompletten Umlauf (Vorbereitung, Start, Mission, Landung, Wartung) benötigten Bodenpersonals im Vergleich zu derzeitigen System drastisch reduziert werden. Dadurch würde auch eine sehr hohe Startfrequenz mit Umlaufzeiten von nur einigen Tagen ermöglicht.

In den USA wurden die umfangreichen Forschungsarbeiten zur Entwicklung der nächsten Generation eines Raumtransportsystems vor kurzem in der sogenannten “Space Launch Initiative” zusammengefasst. Dies geschah wahrscheinlich nicht zuletzt als Antwort auf den wachsenden Druck, der durch die intensiven Forschungen an einem zweistufigen Trägersystem mit luftatmender Unterstufe in Japan ausgeübt wird. Bis Mitte der neunziger Jahre wurden auch in der deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie sowie an Großinstituten und Universitäten Forschungsarbeiten zum Thema Hyperschallflugsysteme beziehungsweise Raumtransportsysteme durchgeführt. Beispielsweise sei hier das Industrieprojekt “Sänger”, ein zweistufiges System mit luftatmender Unterstufe, genannt. Die Industrie stellte jedoch die Forschungsarbeiten Mitte der neunziger Jahre ein. An den technischen Hochschulen beziehungsweise Universitäten in Aachen, Stuttgart und München wurden verschiedene Sonderforschungsbereiche der deutschen Forschungsgesellschaft (DFG) gegründet, um die Arbeiten auf dem Gebiet der Hyperschalltechnologie, ausgehend von den bereits erzielten Ergebnissen, weiter zu führen [Sfb253][Sfb255a]. An der Technischen Universität München sowie der Universität der Bundeswehr München werden seit 1989 im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 255 drei Raumtransportsysteme mit luftatmender Unterstufe untersucht [Sfb255b][Sfb255c]. Diese drei sogenannten *HTSM* (Hyperschall Transport System München) Konzepte unterscheiden sich vor allem in der Flugmachzahl, bei der die Stufentrennung stattfinden soll.

Für das Konzept **HTSM-6R** (Bild 1.4) wurde als Antriebssystem ein Kombinationsantrieb aus Turbotriebwerk und Ramjet gewählt. Diese sind koaxial angeordnet, d.h. beim Umschalten von Turbo auf Ramjetbetrieb wird das Turbotriebwerk durch ein Umschaltorgan verschlossen, der Nachbrenner des Turbotriebwerks dient dann als Staustrahlbrennkammer. Nachteil dieser koaxialen Bauweise ist zum einen der relativ komplexe Umschaltmechanismus, zum anderen die Tatsache, dass sich das Turbotriebwerk auch bei Ramjetbetrieb noch im heißen Luftstrom befindet, d.h. weiter gekühlt

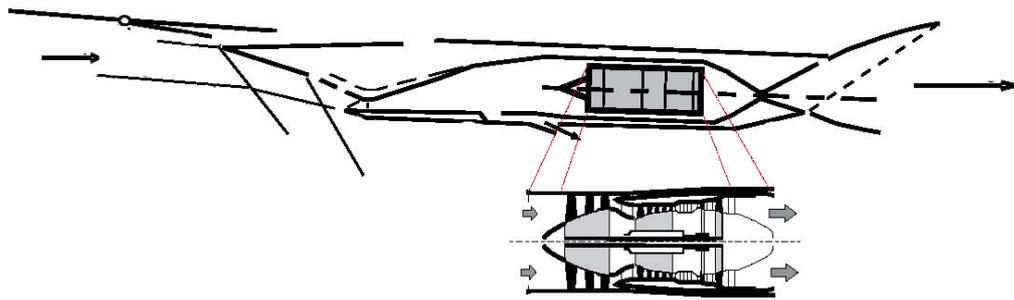


Bild 1.4: Antriebskonzept für das Raumtransportsystem HTSM-6R [Sfb255a]

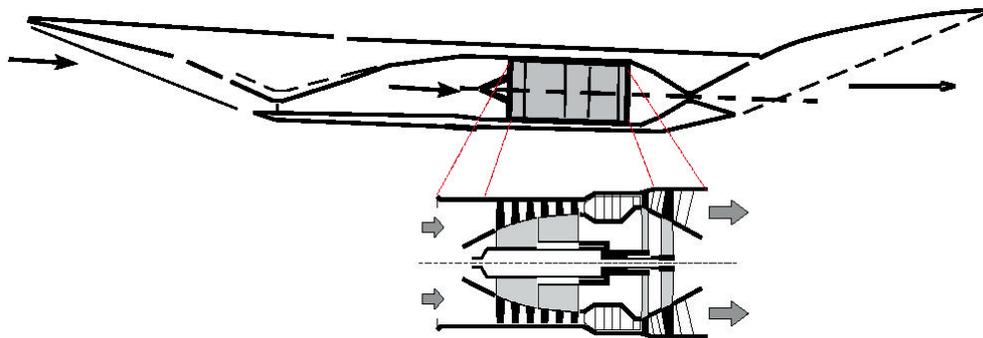


Bild 1.5: Antriebskonzept für das Raumtransportsystem HTSM-4 beziehungsweise FSSC12 [Sfb255c]

werden muss. Andererseits lässt sich durch die koaxiale Bauweise eine deutliche Gewichtsersparnis erzielen. Die Flugmission des HTSM-6R Konzepts sieht vor, dass die Unterstufe bis zu einer Flugmachzahl von $Ma_\infty \approx 3.5$ durch fünf Zweistromturboluftstrahltriebwerke mit Nachverbrennung angetrieben wird. Bei dieser Flugmachzahl findet dann die Umschaltung auf Staustrahlbetrieb statt, durch den die Unterstufe bis zur Stufentrennmachzahl von $Ma_\infty \approx 6$ beschleunigt wird.

Als Antriebssystem für das Trägersystem **HTSM-4** (Bild 1.5) sollte ein Konzept entwickelt werden, das mit derzeit verfügbaren Technologien realisiert werden kann. Aus diesem Grund wurde die Flugmachzahl für die Stufentrennung bereits bei $Ma_\infty \approx 4$ angesetzt. Dadurch bedingt ist ein deutlich größeres Gewicht der Oberstufe. Als Antrieb für die Unterstufe kann ein reines Turbotriebwerk mit Nachverbrennung (hier ein Einstromtriebwerk) verwendet werden. Die komplexen Umschaltorgane, sowie der Ramjetantrieb, wie beim System HTSM-6R, können entfallen. Damit stellt HTSM-4 das technologisch einfachste der drei im SFB255 untersuchten Konzepte dar.

Im Gegensatz dazu sieht das Konzept **HTSM-8** (Bild 1.6) die Stufentrennung zwischen Unter- und Oberstufe erst bei einer Flugmachzahl von $Ma_\infty \approx 8$ vor. Diese Flugmachzahl kann mit einem herkömmlichen Staustrahlantrieb nicht mehr erreicht werden, deshalb muss ab einer Flugmachzahl von $Ma_\infty \approx 6$ zu einem Staustrahlantrieb mit Überschallverbrennung (Scramjet) übergegangen werden. Da eine Überschallverbrennung bei mehreren Laststufen nur mit Hilfe von Verstellgeometrien effektiv durchzuführen ist, muss die Anordnung von Turbotriebwerk und Ram-/Scramjet nun, im Gegensatz zum HTSM-6R Konzept, nicht mehr koaxial, sondern parallel sein. Durch die bereits erwähnten Probleme beim Betrieb von Staustrahltriebwerken mit Überschallverbrennung stellt

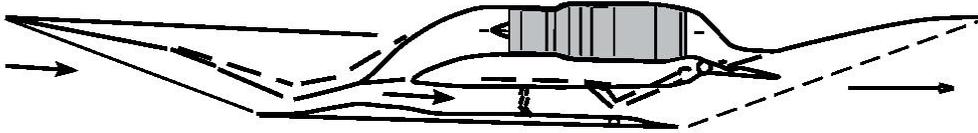


Bild 1.6: Antriebskonzept für das Raumtransportsystem HTSM-8 [Sfb255b]

HTSM-8 das technologisch anspruchvollste Konzept dar.

Auf europäischer Ebene werden derzeit verschiedene Raumtransportsysteme in der sogenannten *FE-STIP*-Studie (Future European Space Transportation Investigations Programme) untersucht. Dabei wird großer Wert darauf gelegt, dass die Konzepte in naher Zukunft realisierbar sind. Das einzige luftatmende Konzept, das dieser Anforderung genügt, trägt den Namen **FSSC12** und entspricht weitgehend dem SFB Konzept HTSM4 der Technischen Universität München.

Die in dieser Arbeit entwickelten regelungstechnischen Methoden wurden primär für das Turbotriebwerk des Antriebskonzepts HTSM-6R ausgelegt. Ein Grossteil der vorgestellten Methoden ist aber generisch und kann daher ohne größeren Aufwand auch auf ähnliche Konzepte, oder auf Turboluftstrahltriebwerke im allgemeinen, übertragen werden.

1.2 Stand der Technik und Entwicklung der Regelung von Hochleistungstriebwerken

Triebwerke im Normalbetrieb sind, regelungstechnisch gesehen, stabile Systeme. Dadurch könnten einfache Luftstrahltriebwerke im Prinzip auch ohne Regelung manuell bedient werden. Dazu müsste der Pilot beziehungsweise Co-Pilot des Luftfahrzeugs mittels des Schubhebels direkt den in das Triebwerk einzubringenden Brennstoffmassenstrom vorgeben. Die dadurch entstehende Arbeitsbelastung ist insbesondere bei Flugzeugen mit mehreren Triebwerken, Triebwerken mit mehreren Stellgrößen (zum Beispiel Düsenverstellung), sowie bei einer starken Variation der Flugbedingungen enorm. So wurde bereits Anfang der vierziger Jahre dazu übergegangen, Triebwerke mit Regelsystemen auszustatten. Die wichtigsten Vorteile beim Einsatz von Triebwerksreglern sind allgemein:

- Entlastung des Piloten
- Genaueres Einhalten eines bestimmten Schubniveaus trotz auftretender Störgrößen
- Kürzere Ansprechzeiten bei Schubänderungen
- Genaueres Einhalten der Betriebsgrenzen des Triebwerks, damit Steigerung der Betriebssicherheit
- Größere Wirtschaftlichkeit durch Brennstoffersparnis

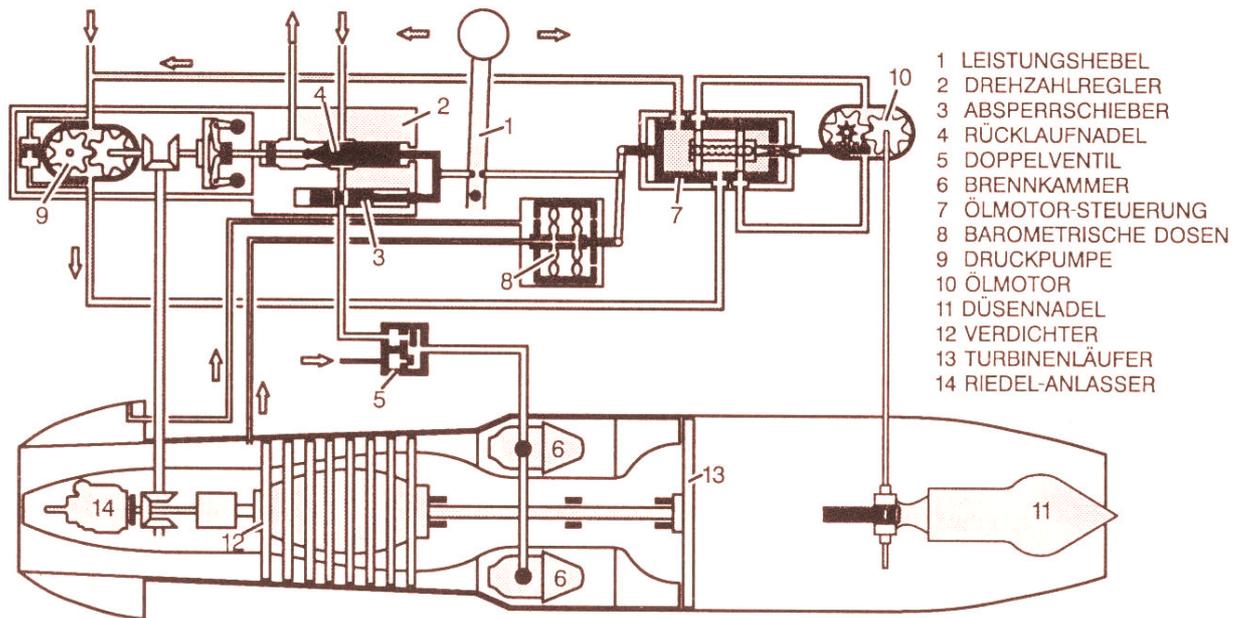


Bild 1.7: Mechanische Triebwerksregelung um 1940 des Triebwerks Jumo004 [Bau99]

Zur Regelung von Turboluftstrahltriebwerken wurden zunächst rein mechanische Systeme eingesetzt. Dabei wurde die Solldrehzahl der Welle (als Ersatzgröße für den Nettoschub des Triebwerks) über die Schubhebelstellung vorgegeben. Das Regelsystem stellte den dafür nötigen Brennkammerbrennstoffmassenstrom mittels eines Fliehkraftreglers ein. Exemplarisch ist in Bild 1.7 das Regelsystem für das um 1940 in Deutschland entwickelte Triebwerk Jumo004 dargestellt. Eine Besonderheit des Triebwerks war, dass es, zur Vermeidung von Verdichterpumpen, bereits über eine verstellbare Schubdüse verfügte, die ebenfalls vom Triebwerksregler eingestellt wurde.

Ab den 50er Jahren wurden mehr und mehr Funktionen in den Triebwerksregler implementiert. Diese Funktionen wurden mittels immer komplexerer hydromechanischer Schaltungen realisiert. So wurde beispielsweise von der Drehzahl als Ersatzregelgröße auf das Triebwerksgesamtdruckverhältnis (Engine Pressure Ratio, EPR) als Ersatzregelgröße übergegangen. Gleichzeitig wurden drehzahllimitierende Schaltungen zur Vermeidung von zu hohen Drehzahlen, sowie Beschleunigungsregler zur Vermeidung von Verdichterpumpen realisiert. Den komplexen Aufbau solcher hydromechanischen Regelsysteme zeigt zum Beispiel das Rolls-Royce System zur Brennstoffzumessung in Bild 1.8. Durch die vielen mechanischen und hydromechanischen Bauteile wie Ventile, Pumpen, Klappen oder Federn ist der Wartungs- und Einstellaufwand dieser Regelsysteme hoch.

Die Entwicklung der Digitalrechentechnik, die ab etwa 1970 erfolgte, ermöglichte eine Implementierung von Regelgesetzen und -funktionen durch digitale Schaltkreise. Damit können zum einen Funktionen programmiert werden, die mit hydromechanischen Systemen nicht oder nur mit immensum Aufwand realisiert werden könnten. Zum anderen reduziert sich der Wartungsaufwand erheblich. Zunächst wurden nur einige spezielle Reglerfunktionen digital umgesetzt, die Hauptregelkreise waren immer noch hydromechanisch realisiert. Nach und nach wurden immer mehr Funktionen in die digitalen Schaltungen übertragen, bis sich schließlich die digitale Regelung mit voller Autorität (Full

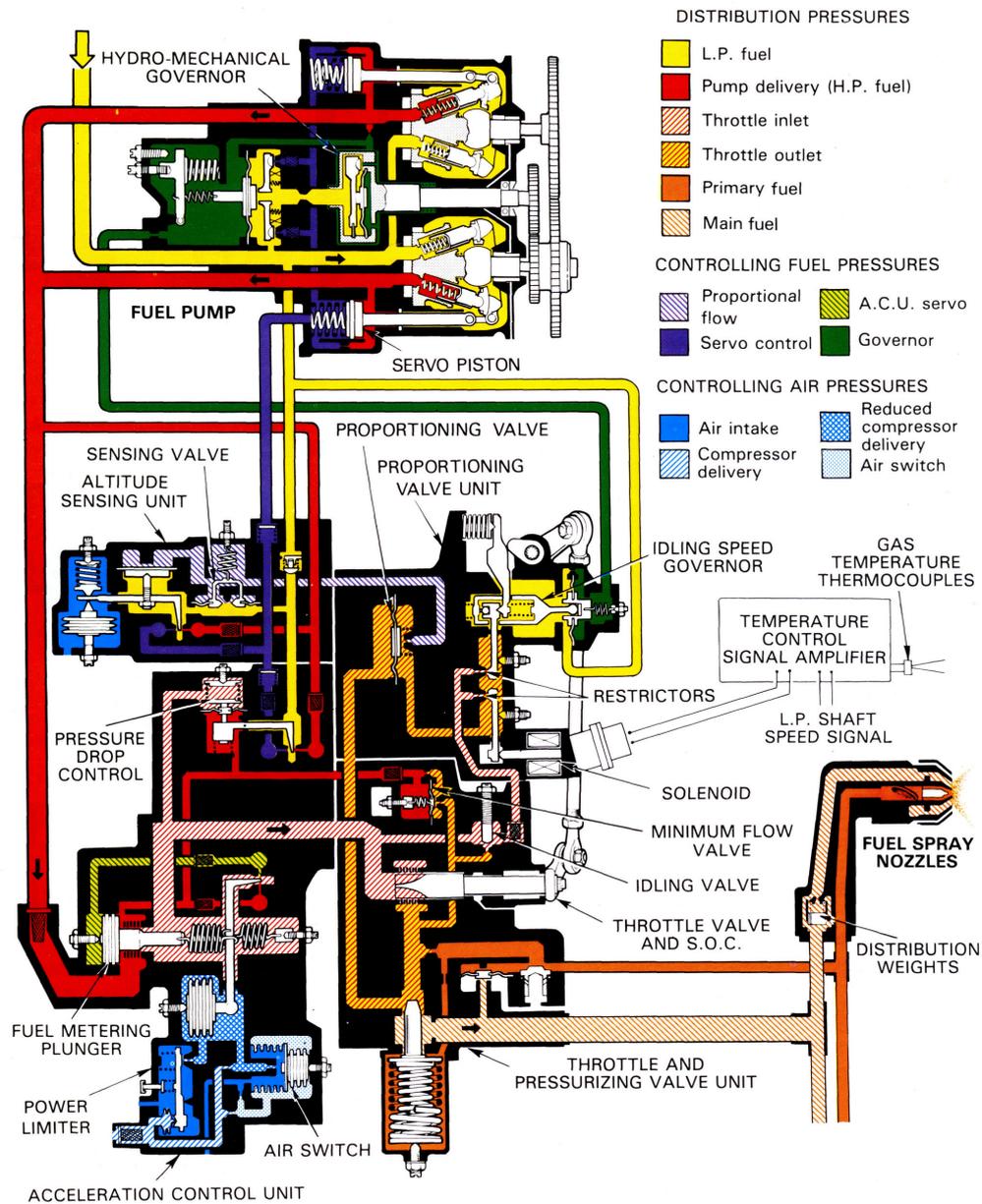


Bild 1.8: Hydromechanische Brennstoffzumessung (Rolls Royce [Rol86])

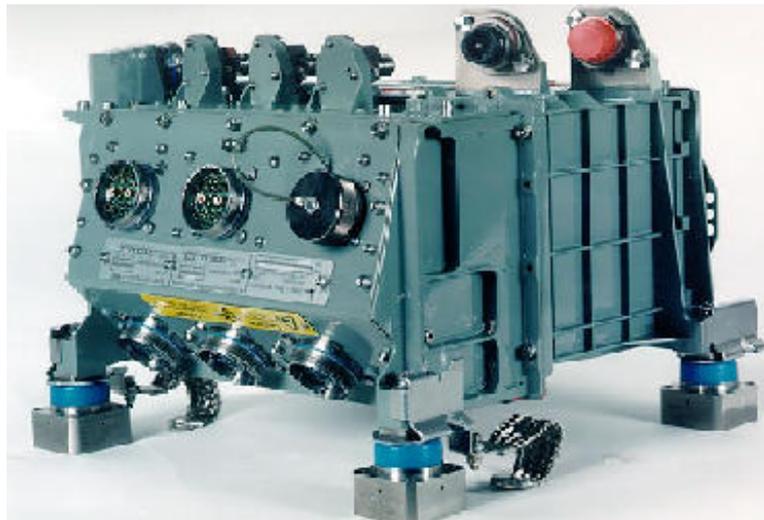


Bild 1.9: Digitale Triebwerksregelung für das EJ200 Triebwerk (MTU Aero Engines) [Rau99]

Authority Digital Engine Control, FADEC) durchsetzte. Heute sind praktisch alle modernen Triebwerke mit einer solchen FADEC ausgestattet, die die Schubmodulation, sowie das Einhalten aller Limitierungen regelt. Hardwarenahe unterlagerte Regelkreise, wie zum Beispiel die Brennstoffzummeseinheit (Fuel Metering Unit, FMU), sind allerdings immer noch hydromechanisch ausgeführt. Bild 1.9 zeigt den digitalen Triebwerksregler für das Eurofighter Triebwerk EJ200.

Obwohl die Regelung von modernen Fluggasturbinen digital erfolgt, sind die zugrunde liegenden Regelgesetze, vor allem in zivilen Triebwerken, häufig noch Abbildungen der ehemaligen hydromechanischen Systeme. Bei Triebwerken mit komplexerem Aufbau, wie zum Beispiel militärischen Hochleistungstriebwerken oder Hyperschallantrieben, muss jedoch zunehmend auch die Interaktion zwischen verschiedenen Triebwerkselementen (zum Beispiel Nachbrenner und Kerntriebwerk) in die Reglerentwicklung mit einbezogen werden.

Ein Forschungsschwerpunkt in den USA Anfang bis Mitte der neunziger Jahre war das sogenannte "Performance Seeking Control" Projekt [Gil93]. Dabei wurde ein vereinfachtes Zustandsraummodell des Antriebssystems in die Regelung eines F-15 Flugzeugs integriert [Orm95]. Mit Hilfe dieses Modells wurden während des Fluges Optimierungen vor allem in der Abstimmung zwischen Überschalleinlauf und Triebwerk vorgenommen. Dabei konnten, im Flugversuch nachgewiesen, deutliche Verbesserungen gegenüber herkömmlichen Systemen erreicht werden [Orm94]. Einen weiteren Schwerpunkt der Forschung stellte Ende der neunziger Jahre das sogenannte "HISTEC" (High Stability Engine Control) Projekt dar. Ziel dieses Projekts war die Minimierung der Auswirkung von Eintrittsstörungen auf das Betriebsverhalten der Turboverdichter [Orm98].

In mehreren Projekten wurden und werden international die Verbesserungsmöglichkeiten untersucht, die sich durch die Anwendung neuerer regelungstechnischer Methoden auf Luftstrahltriebwerke ergeben. So wurde zum Beispiel die Zustandsraummethode des LQG (Linear Quadratic Gaussian Regulator), also eines Zustandsreglers kombiniert mit einem Zustandsschätzer, untersucht. In [Fen00] wurde dazu auch die Möglichkeit der Minimierung des Beobachtereinflusses auf das Regelverhalten durch eine sogenannte "Loop Transfer Recovery" (LTR) geprüft. Zahlreiche Arbeiten beschäftigen sich mit der Implementierung von Verfahren der frequenzbasierten robusten Regelungstheorie auf

Turbotriebwerke. So werden zum Beispiel in [Pos95], [Här97] und [Adi98] robuste Regler nach dem \mathcal{H}_∞ -Verfahren implementiert. Der Entwurf eines \mathcal{H}_∞ -Reglers für lineare, parametervariierende (LPV) Systeme wird in [Bal98] gezeigt. Wie auch die genannten Veröffentlichungen auf dem Gebiet der Mehrgrößenregelung für Triebwerksanwendungen zeigen, ergeben sich vor allem Probleme aufgrund der starken Nichtlinearitäten der Flugtriebwerke und der Einhaltung der vielen Betriebsgrenzen, die meist durch separate überlagerte Regelkreise sichergestellt werden muss. Ein weiteres Problem im praktischen Einsatz der Mehrgrößenregelung stellt die starke Nichtlinearität des Triebwerksverhaltens hinsichtlich Flug- und Lastbedingungen dar.

Auch andere Verfahren werden derzeit auf ihre Anwendbarkeit hin für die Regelung von Triebwerken untersucht. [Gar95] beschreibt zum Beispiel die Anwendung von Fuzzy-Logic bei der Triebwerksregelung. Die Verbindung zwischen Parameterschätzverfahren und adaptiver Regelung nach der "One Step Ahead"-Technik für die Anwendung in stationären Gasturbinen wird in [Dam00] vorgeschlagen. Den Einsatz eines Echtzeitmodells zur Modellfolgeregelung einer stationären Gasturbine untersucht [Ess00].

Ein anderer wichtiger Schwerpunkt der Forschung auf dem Gebiet der Triebwerksregelung ist, insbesondere bei Flugzeugen mit mehreren Triebwerken, die Regelung des Flugzeugs und die Regelung der Triebwerke stärker zu integrieren. Damit kann zum Beispiel bei Störfällen, die die aerodynamischen Stellflächen betreffen, eine für die Notlandung ausreichende Steuerbarkeit des Fluggeräts sichergestellt werden [Rys00]. Zum anderen ergibt sich ein Verbesserungspotential hinsichtlich des Brennstoffverbrauchs durch Vermeidung einer asymmetrischen Schubverteilung. Außerdem ist es möglich, durch gezielte Regelung des "Lebensdauerverbrauchs" bei mehreren Triebwerken die Wartungsintervalle aufeinander abzustimmen und so die Wartungskosten, die einen Großteil der Betriebskosten von Flugtriebwerken ausmachen, zu senken.

Ein Hauptproblem bei der Triebwerksregelung stellt die geringe Anzahl verfügbarer Messgrößen dar. So kann weder der Schub noch der für die Betriebssicherheit sehr wichtige Pumpgrenzenabstand der Turboverdichter direkt gemessen werden. Ebenso werden meist keine Sensoren implementiert, die die Temperatur am Brennkammeraustritt messen, welche für die Lebensdauer der Hochdruckturbinen entscheidend ist. Eine mögliche Lösung für diese Problematik besteht in der Implementierung eines Triebwerks-Echtzeitmodells in die Triebwerksregelung. Dieses kann den Regelalgorithmen die nicht gemessenen Größen in Form von "virtuellen" Messgrößen zur Verfügung stellen. Ebenso können die Signale des Echtzeitmodells bei Ausfall eines realen Sensors diesen vorübergehend ersetzen. Weitere Vorteile ergeben sich auf dem Gebiet der Diagnose und Überwachung. Diese modellbasierten Verfahren werden unter anderem in einem europäischen Projekt unter Beteiligung der wichtigsten europäischen Triebwerksfirmen (MTU, SNECMA, Rolls-Royce, Volvo Aero, Fiat Avio, ...) sowie europäischen Universitäten (TU München, TU Athen, ...) untersucht. Das Projekt trägt die Bezeichnung "On Board Identification, Diagnosis and Control of Gas Turbine Engines" (OBIDICOTE).

1.3 Aufbau und Zielsetzung der Arbeit

Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, ein Regelkonzept für den Turboteil des Triebwerks für das im SFB255 untersuchte Hyperschallkonzept HTSM-6R zu entwickeln. Dabei soll auch eine, bei der Entwicklung heutiger Triebwerksregler meist vernachlässigte, genaue regelungstechnische Analyse

des Triebwerks vorgenommen werden. Bei der regelungstechnischen Umsetzung soll ein Kompromiss zwischen der Verwendung neuerer regelungstechnischer Konzepte (zum Beispiel modellbasierte Regelung) auf der einen, und technischer Realisierbarkeit sowie Zertifizierbarkeit auf der anderen Seite gefunden werden. Besonderes Augenmerk gilt dabei auch der Systematik der Reglerentwicklung, sowie der Verwendung beziehungsweise Schaffung einer durchgängigen Entwicklungsumgebung.

Dazu wird zunächst die Einordnung der Triebwerksreglerentwicklung in ein universelles, multidisziplinäres Entwurfskonzept für Fluggasturbinen vorgenommen. Dieses Entwurfskonzept stellt einen Versuch dar, die verschiedenen am Triebwerksentwurf beteiligten Fachgebiete in einen Gesamtprozess zu integrieren und damit die Entwicklungszeit für künftige Triebwerksprojekte zu senken. Die für eine durchgängige Entwicklungsumgebung benötigten Voraussetzungen beziehungsweise Programmteile werden daran anschließend beschrieben. Dabei wird zunächst kurz auf die Simulation von Gasturbinen eingegangen. Danach wird die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Koppelung zwischen Triebwerkssimulation und Reglerentwicklungsumgebung (hier MATLAB/Simulink) dargestellt. Anschließend erfolgt eine detaillierte regelungstechnische Analyse des Antriebssystems. Dabei werden mehrere Punkte im Betriebsbereich des Triebwerks berücksichtigt. Diese unterscheiden sich sowohl hinsichtlich der Laststufe, als auch hinsichtlich der Flugbedingungen. Insbesondere soll hier die Bedeutung der Analyse für die anschließende Entwicklung einer Triebwerksregelung hervorgehoben werden. Ausgehend von den Ergebnissen der Analyse ist eine Basisregelung für das HTSM-6R Triebwerk zu entwickeln. Dabei wird auch auf die Regelung des Nachbrenners, sowie die Regelung des Triebwerkseinlaufs, eingegangen. Die Möglichkeiten und Vorteile der Integration eines Echtzeitmodells in die Triebwerksregelung im Sinne einer modellbasierten Regelung werden darauf folgend untersucht. Die zu erwartenden Verbesserungen werden durch Simulationen überprüft und quantifiziert.

Kapitel 2

Das Raumtransporter/Hyperschallflugzeug-Konzept SFB München (HTSM6)

2.1 Überblick über das Raumtransporterkonzept HTSM6

Das hier untersuchte Referenzkonzept für einen wiederverwendbaren Raumtransporter mit geringen Betriebskosten und hoher Zuverlässigkeit ist zweistufig aufgebaut. Die Unterstufe startet horizontal, hat eine flugzeugähnliche Form und ist mit luftatmenden Triebwerken ausgestattet. Die wesentlich kleinere Oberstufe hingegen ist raketenbetrieben. Die Trennung der beiden Stufen findet bei einer Flugmachzahl von $Ma_\infty \approx 6.8$ und in einer Flughöhe von $H \approx 34000m$ statt. Der Ablauf der Flugmission ist schematisch in Bild 2.1 dargestellt.

Das Konzept ist in der Lage, eine Nutzlast von $7 \cdot 10^3 kg$ in eine erdnahe Umlaufbahn zu befördern. Bei einer Gesamtmasse des Fluggeräts von $435 \cdot 10^3 kg$ ergibt sich damit ein Nutzlastverhältnis von ca. 1.6%, das im Bereich heutiger Raketensysteme liegt. Die größten Vorteile des Konzepts gegenüber raketenbasierten Systemen liegen in der vollständigen Wiederverwendbarkeit sowie in der deutlich verringerten Zeitspanne zwischen zwei Starts und den wesentlich geringeren Startkosten. Der horizontale Start soll dabei von einem Flugplatz in Südeuropa stattfinden, was eine Reiseflugphase zum Äquator notwendig macht. Von den möglichen Flugbereichen für diese Phase [Her87] erscheint derzeit ein Reiseflug im Ramjet-Betrieb bei einer Flugmachzahl von $Ma_\infty = 4$ bis 5 am geeignetsten. Die wichtigsten Daten des Gesamtkonzepts sind in Bild 2.2 zusammengefasst.

2.2 Unterstufe des HTSM-6 Konzepts mit Antriebssystem

Die Unterstufe des HTSM-6 Konzepts ist mit fünf luftatmenden Antrieben ausgestattet, die zusammen einen Schub von $F_N = 1300kN$ im Auslegungspunkt der Unterstufe ($Ma_\infty = 1.2$, $H = 10000m$) liefern. Da die Stufentrennung erst bei einer Flugmachzahl von $Ma_\infty = 6.8$ stattfindet, ein Flug mit reinen Turbotriebwerken mit Nachbrenner jedoch nur bis zu einer Flugmachzahl von $Ma_\infty \approx 4$ möglich ist, muss eine Umschaltung von Turbobetrieb auf Staustrahlbetrieb erfolgen

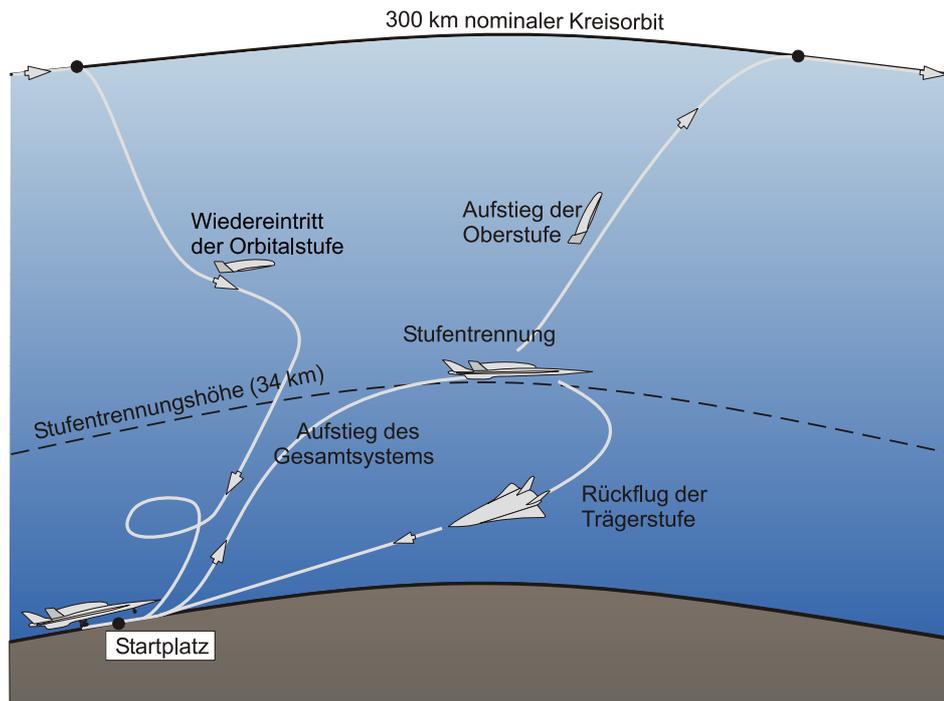


Bild 2.1: Schematische Darstellung der Flugmission des HTSM6-Konzepts[May01]: Start, Aufstieg des Gesamtsystems, Stufentrennung, Aufstieg der Oberstufe, Rückkehr von Unter- und Oberstufe

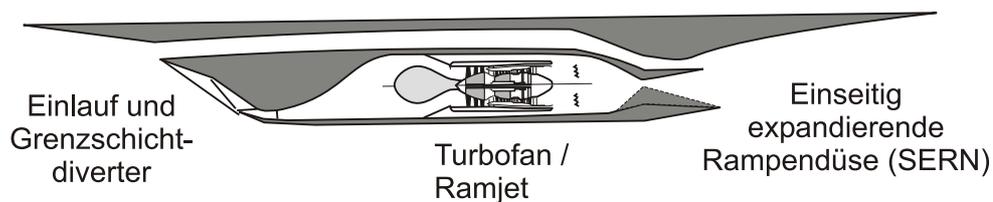
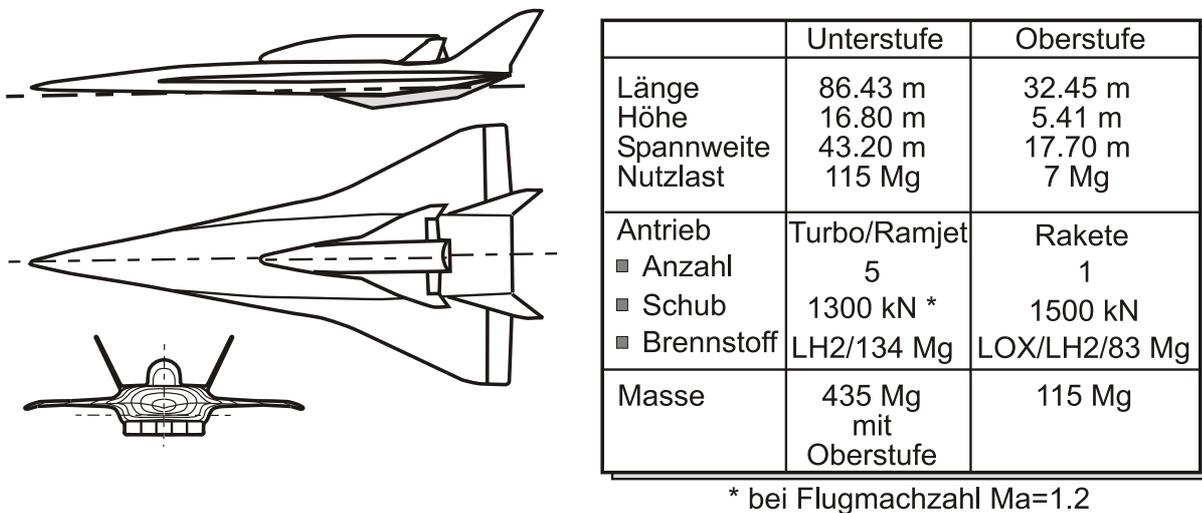


Bild 2.2: Die wichtigsten Eckdaten des Referenzkonzepts HTSM-6; Schema des Referenz-Antriebssystems bestehend aus Turbopan und Ramjet (koaxiale Bauweise)

(vgl. Bild 2.4). Diese ist bei einer Flugmachzahl von $Ma_\infty = 3.5$ vorgesehen. Der Einbau von Turbojet und Ramjet soll coaxial erfolgen. Die Umschaltung des Kombinationstriebwerks findet mit Hilfe eines im Luftstrom befindlichen Umschaltorgans statt. Der Nachbrenner des Turbotriebwerks dient dabei gleichzeitig als Staustrahlbrennkammer.

Die sich aus der Flugmission ergebenden Anforderungen verlangen im Hyperschallflug eine starke Integration des Antriebssystems in die Flugzeugzelle. Damit können Bauteile der Zelle gemeinsam genutzt werden (Bild 2.2). So findet zum Beispiel am auftriebserzeugenden vorderen Teil des Rumpfes gleichzeitig die Vorverdichtung des Triebwerkseinlaufs statt. Das Heck dient als divergenter Teil der Schubdüse im Sinne einer einseitig expandierenden Rampendüse (Single Expansion Ramp Nozzle, "SERN").

Beim verwendeten Referenzantriebssystem wird nach der am Flugzeugrumpf stattfindenden Vorverdichtung die Rumpfgrenzschicht über einen Grenzschichtdiverter abgeführt. Der verbleibende Luftmassenstrom wird im Einlauf mit gemischter äußerer und innerer Verdichtung weiter komprimiert. Es folgt das Turbotriebwerk in Zweistrom-, Zweiwellen-Bauweise (Bild 2.3). Nach dem Niederdruckverdichter teilt sich der Massenstrom in Bypass- und Kernmassenstrom auf, das Bypassverhältnis liegt im Auslegungspunkt bei $\mu = \dot{m}_{12}/\dot{m}_2 = 0.2$. Der Luftmassenstrom im Kerntriebwerk durchläuft anschließend den Hochdruckverdichter, die Brennkammer sowie Hoch- und Niederdruckturbine. Danach findet, vor dem Eintritt in den Nachbrenner, eine Mischung zwischen Bypass- und Kernmassenstrom statt. Ab einer Flugmachzahl von $Ma_\infty = 3.5$ wird das Turbotriebwerk mit Hilfe eines Umschaltorgans verschlossen, die Luft strömt am Turboteil vorbei in den Nachbrenner, der nun als Staustrahlbrennkammer genutzt wird. Abschließend passiert der Luftmassenstrom die Düse. Da für die hohen Flugmachzahlen Machzahlen am Düsenaustritt von $Ma_9 > 3$ erforderlich sind, muss der divergente Teil der Düse entsprechend groß dimensioniert sein. Aufgrund der hohen Strömungsverluste einer glockenförmigen Düse bei hohen Fluggeschwindigkeiten wird das Heck des Fluggeräts als einseitig expandierende Rampendüse (SERN) genutzt. Dabei bildet das Rumpheck die obere Düsenkontur, der untere Strahlrand stellt sich frei dem aktuellen Betriebszustand entsprechend ein. Das Druckverhältnis der Rampendüse variiert zwischen ca. 3 beim Start und 800 bei der Stufentrennung [Eck91].

Als problematisch erweist sich die bei einer einseitig expandierenden Rampendüse auftretende große Richtungsvariation des Schubvektors, insbesondere bei Teillast [Bau94]. Das für große Flugmachzahlen und damit große Düsendruckverhältnisse ausgelegte Düsenvolumen kann, insbesondere im Transschallbereich, durch den Triebwerksmassenstrom nur ungenügend gefüllt werden [Esc96]. Dadurch stellt sich ein relativer Unterdruck ein, der erheblichen Abtrieb und, durch den großen Hebelarm vom Heck zum Schwerpunkt des Flugzeugs, auch ein großes Drehmoment erzeugt. Der Winkel, unter dem der Bruttoschubvektor angreift, kann Werte von 50° erreichen, wenn keine entsprechenden Gegenmaßnahmen getroffen werden. Dazu zählt zum Beispiel die Zufuhr der im Diverter abgezweigten Rumpfgrenzschicht zum besseren Ausfüllen des Düsenvolumens.

Zum Betriebsverhalten des Triebwerks mit Hyperschalleinlauf und Rampendüse bei verschiedenen Flugbedingungen vgl. die Arbeiten [Bau94], [Esc96], [Hol97], [Kop00] sowie [Kre00].

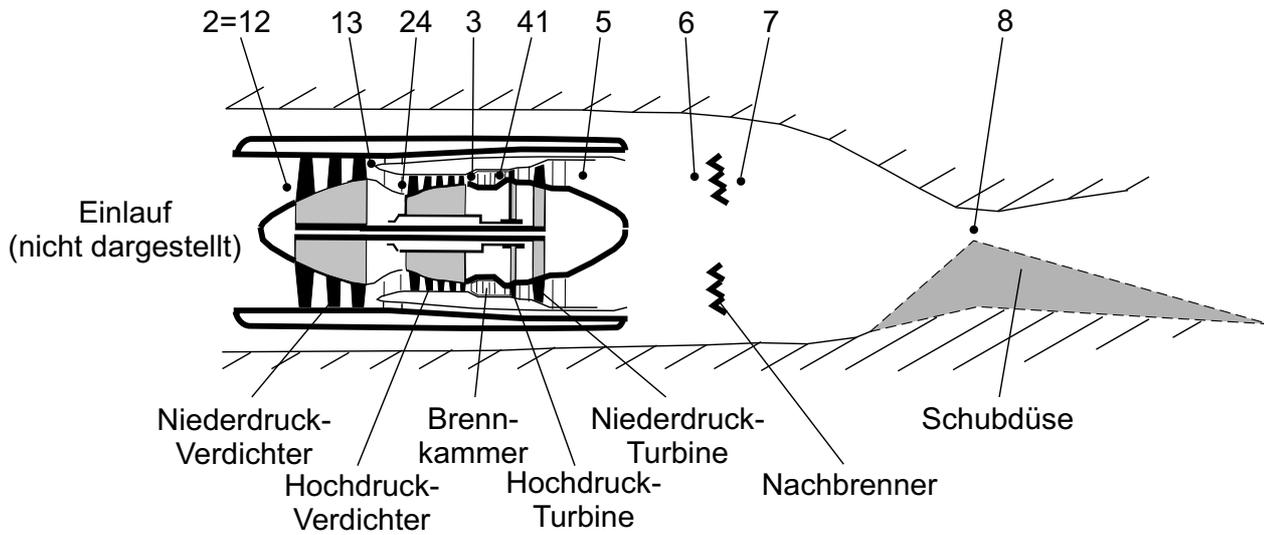


Bild 2.3: HTSM6 Turbotriebwerk in Zweistrom-Zweiwellenbauweise mit Komponenten- und Ebenenbezeichnungen

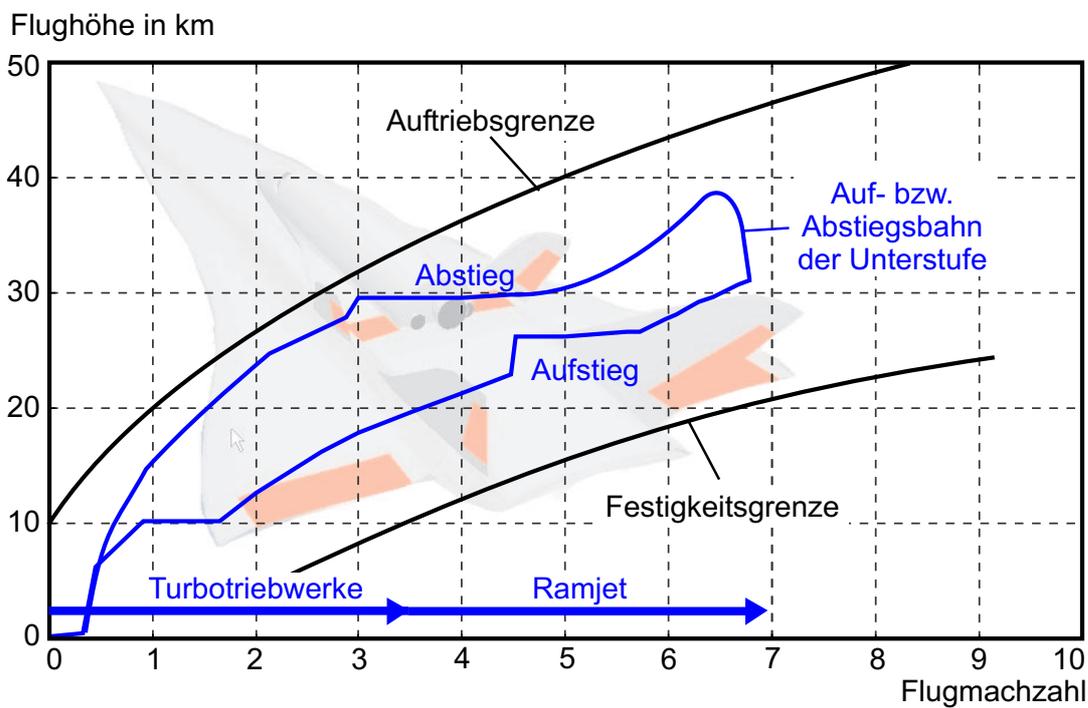


Bild 2.4: Aufstiegsbahn der Unterstufe des HTSM-6 im Flugkorridor, Umschaltung von Turbojet auf Ramjet Betrieb bei $Ma_{\infty} = 3.5$

Kapitel 3

Multidisziplinäre Auslegung von Hochleistungstriebwerken

3.1 Anforderungen an den Auslegungsprozess von Strahltriebwerken

Die Anforderungen, die an neue Triebwerkstypen hinsichtlich Umweltverträglichkeit, Wirtschaftlichkeit und Betriebssicherheit gestellt werden, steigen stetig. Dabei spielt insbesondere auch die Senkung der Wartungs- beziehungsweise Instandhaltungskosten, einem der Hauptkostentreiber beim Triebwerksbetrieb, eine immer größere Rolle. Verbesserungen hinsichtlich all dieser Kriterien lassen sich nur durch ständige Weiter- beziehungsweise Neuentwicklung von Triebwerkstypen erzielen.

Um die Wettbewerbsfähigkeit eines neu entwickelten Triebwerks sicher zu stellen, müssen neu verfügbare Technologien und Werkstoffe möglichst schnell in serienreife Produkte umgesetzt werden. Dabei ist es für die einzelnen Triebwerkshersteller beziehungsweise -konsortien sehr wichtig, das serienreife Produkt vor der Konkurrenz anbieten zu können. Der dadurch erzielte Wettbewerbsvorteil bleibt meist durch den gesamten Produktzyklus erhalten und lässt sich von Konkurrenzprodukten nur sehr schwer einholen. Kurze Entwicklungszeiten sind also für den Erfolg zukünftiger Triebwerke von entscheidender Bedeutung. Auf der anderen Seite müssen aber auch die Entwicklungskosten minimiert werden. Dazu ist es vor allem nötig, eventuell auftretende Probleme möglichst früh zu erkennen und möglichst schnell darauf zu reagieren. Dies gilt insbesondere für die frühe Vorauslegungsphase, da hier zwar noch sehr wenig Kosten anfallen, auf der anderen Seite aber bereits der Großteil der zukünftigen Projektkosten festgelegt wird. Je später im Produktlebenszyklus ein Problem erkannt wird, desto schlechter ist es möglich, die dadurch anfallenden zusätzlichen Kosten niedrig zu halten.

Der Lebenszyklus eines Triebwerks lässt sich grob in die Bereiche Vorauslegung, Entwicklung, Prototypenrealisierung, Produktion und Betrieb/Instandhaltung aufteilen. Obwohl die Vorauslegungsphase nur ca. 1% der Gesamtkosten ausmacht, werden hier bereits ca. 70% der später anfallenden Kosten festgelegt. Somit wird deutlich, dass jeder Aufwand, der in der Vorauslegung und frühen Entwicklungsphase betrieben wird, um Probleme und Kostentreiber bereits in einer frühen Projektphase zu identifizieren, letztendlich dem Projekt als ganzem zugute kommt. Durch eine möglichst

detaillierte Planung eines Triebwerks bereits bei der Triebwerksauslegung können somit Probleme, die im weiteren Verlauf des Lebenszyklus auftreten können, frühzeitig erkannt und vermieden werden. Damit kann letztendlich auch der finanzielle Erfolg des Projekts gesteigert werden.

3.2 Interaktion der verschiedenen Fachdisziplinen

Zahlreiche verschiedene Fachdisziplinen sind am Triebwerksauslegungsprozess beteiligt, um die aerodynamische, mechanisch strukturelle und thermische Festlegung des Triebwerks sowie seiner Einzelkomponenten zu ermöglichen. Dabei müssen verschiedenste Fachabteilungen wie Informatik, Aerodynamik, Festigkeit oder Kostenrechnung inner- und außerbetrieblich zusammenarbeiten. Üblicherweise geschieht dies in einer mehr oder weniger sequentiellen Art und Weise. So wird zum Beispiel zunächst der Kreisprozess des zukünftigen Triebwerks festgelegt und die daraus ermittelten Daten anschliessend zur genaueren Auslegung der Triebwerkskomponenten verwendet. Hierauf folgen wiederum detailliertere Untersuchungen wie zum Beispiel die mechanische und schwingungstechnische Analyse einzelner Baugruppen und Bauteile.

Alle größeren Änderungen, die sich im Laufe dieses Prozesses ergeben, führen zwangsläufig zu Änderungen im Kreisprozess des Triebwerks, so dass anschließend ein erneuter Durchlauf durch die verschiedenen Fachdisziplinen notwendig ist. Um die Anzahl dieser Iterationen möglichst gering zu halten und somit auch die Entwicklungszeit zu senken, werden multidisziplinäre Teams aus Vertretern der unterschiedlichen Fachabteilungen zusammengesetzt, die Schnittstellen zwischen den verschiedenen Disziplinen bilden. Trotz dieses Ansatzes wird aber in der Regel nur eine sehr begrenzte Anzahl an Daten zwischen den beteiligten Abteilungen ausgetauscht. Einer der Hauptgründe hierfür sind bestehende Inkompatibilitäten zwischen den eingesetzten rechnergestützten Design-Tools, die dazu führen, dass jede Abteilung mit eigenen Datensätzen arbeitet, die sich zum Teil erheblich überschneiden. Hier muss ein nicht zu unterschätzender Aufwand betrieben werden, um die Konsistenz zwischen diesen Datensätzen zu gewährleisten.

Ein weiteres Problem der sequentiellen Arbeit verschiedener Fachabteilungen im Auslegungsprozess von Triebwerken besteht darin, dass dabei viele Interaktionen zwischen Triebwerkskomponenten durch die begrenzten Schnittstellen im Design nicht erfasst werden. Somit werden teure und zeitaufwändige Prüfstandsversuche notwendig, um unvorhergesehene, durch den sequentiellen Auslegungsprozess verdeckte, Interaktionen festzustellen und korrigierende Maßnahmen ergreifen zu können. So kann zum Beispiel eine Verbesserung des Turbinenwirkungsgrades durch eine Verschiebung des Betriebspunktes in den anderen Turbokomponenten zu einer Verschlechterung des Wirkungsgrades des Gesamtprozesses führen.

Es wird also deutlich, dass ein multidisziplinäres Auslegungsverfahren, das einen detaillierten, schnellen und dabei gleichzeitig zuverlässigen Datenaustausch zwischen den Fachdisziplinen und Fachabteilungen ermöglicht, wichtig für den Auslegungsprozess ist. Durch die Implementierung eines geeigneten Verfahrens verringert sich die Zeit, die benötigt wird, um neue Technologien oder Werkstoffe in serienreife Triebwerke umzusetzen. Zum anderen können Probleme bei der Integration und Interaktion von verschiedenen Komponenten frühzeitig und ohne kostenintensive Prüfstandsversuche erkannt und vermieden werden.

3.3 Integrierte multidisziplinäre Triebwerksauslegung

Der Notwendigkeit einer die verschiedenen Fachdisziplinen möglichst gut integrierenden Triebwerksvorauslegung wird zur Zeit in den USA im Rahmen des großangelegten *NCP* (National Cycle Program) Rechnung getragen. Ein am NASA Lewis Research Center durchgeführtes Teilprojekt mit der Bezeichnung *NPSS* (Numerical Propulsion System Simulation) [Cla92] beschäftigt sich mit der Integration von verschiedenen Fachdisziplinen bei der Triebwerksauslegung. Dabei wird insbesondere auf die Schaffung von Verbindungen beziehungsweise Schnittstellen zwischen den in den jeweiligen Fachabteilungen eingesetzten Programmwerkzeugen Wert gelegt. An der TU München werden ähnliche Konzepte sowohl im Rahmen der sogenannten *PSSD* (Propulsion System Simulation and Design), als auch unter dem Begriff *virtuelles Triebwerk* in Zusammenarbeit mit der Industrie untersucht.

Eine Klassifikation der verschiedenen Programmpakete beziehungsweise Berechnungsverfahren kann vor allem hinsichtlich der Kriterien *Komponenten*, *Fachdisziplin* und *Simulationsqualität* vorgenommen werden:

Komponenten: Hier wird die Einteilung hinsichtlich der berechneten beziehungsweise betrachteten Triebwerkskomponente vorgenommen. Die Hauptkomponenten sind Einlauf, Verdichter (FAN), Brennkammer, Turbine, Mischer, Düse, Umströmung.

Fachdisziplin: Die Einteilung erfolgt hier nach den beteiligten Fachdisziplinen, wie zum Beispiel Materialien/Akustik, Kostenrechnung, Verbrennung/Emission, Wärmeübergang, Regelung/Überwachung, Strukturmechanik, Fluidmechanik.

Simulationsqualität: Die Einteilung nach der Simulationsqualität wird in fünf Stufen (*Levels*) vorgenommen. Dabei bedeutet:

Level 1: Eindimensionale Modellierung für unterschiedliche stationäre Auslegungs- und Teillastpunkte zur Leistungsabschätzung und für Parameterstudien

Level 2: Integration von dynamischen Effekten in das eindimensionale Modell. Eventuell können auch Betriebspunkte außerhalb des Nominalbereichs (Störfälle) rechnerisch erfasst werden.

Level 3: Übergang zu zweidimensionalen Lösungsverfahren unter Rückgriff auf Daten beziehungsweise Ergebnisse der vorherigen Berechnungen als Startlösung und unter Einbeziehung zusätzlicher Parameter.

Level 4: Quasistationäre dreidimensionale CFD-Modelle, die vor allem zur Detailuntersuchung ausgewählter Komponenten und Betriebspunkte dienen. Aus diesen Berechnungen können mittels des sogenannten "Zooming" Kennfelder oder Kennlinien für Berechnungen der Qualitätslevel 1 bis 3 gewonnen werden.

Level 5: Instationäre dreidimensionale CFD-Berechnungen. Diese Rechnungen sind mit der derzeit vorhandenen Rechnertechnik noch enorm zeitaufwändig, werden aber in den nächsten Jahren eine immer größere Rolle spielen.

Die bei der Triebwerksauslegung verwendeten Programmpakete können nach [Cla92] in einer dreidimensionalen Matrix dargestellt werden (Bild 3.1). Die mit "X" gekennzeichneten Elemente werden in dieser Arbeit näher betrachtet und programmtechnisch durch eine Verbindung zwischen Leistungssyntheserechnung und dem kommerziellen Softwarepaket MATLAB/Simulink realisiert.

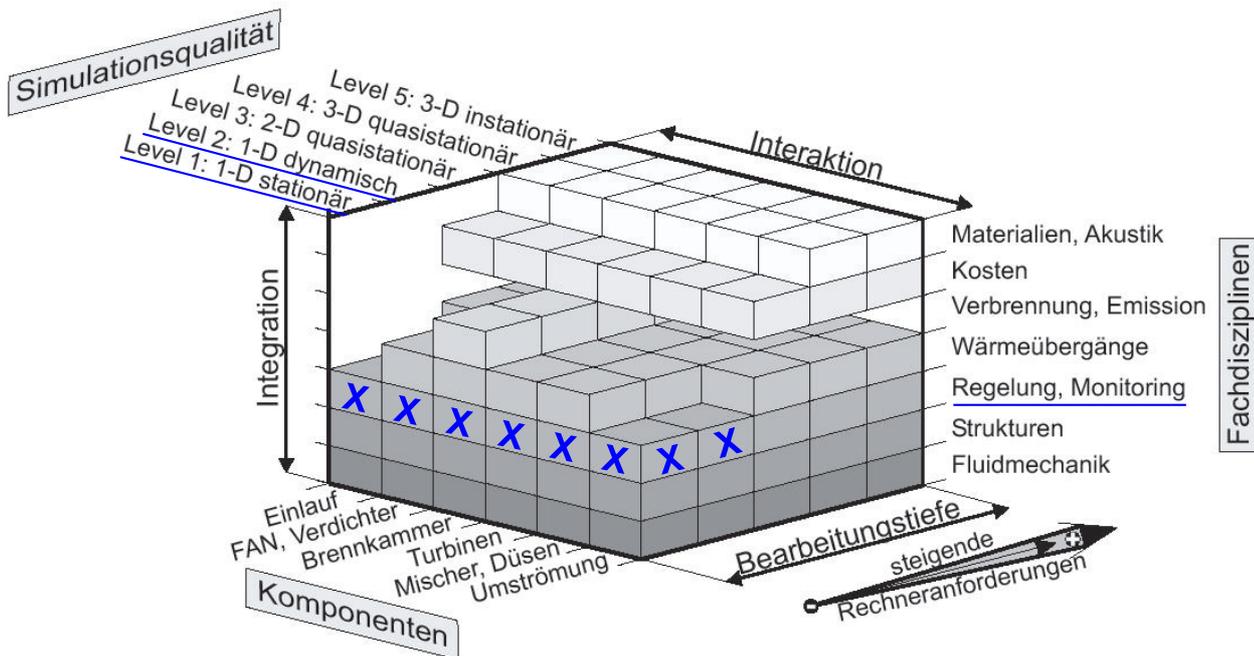


Bild 3.1: Darstellung der Simulationsqualität und der Interaktion verschiedener Programmpakete nach Claus und Evans [Cla92]. Mit "X" gekennzeichnet sind die Bereiche, die in dieser Arbeit untersucht werden.

Bei einer Änderung der Bearbeitungstiefe von einer zur anderen Stufe ist insbesondere auf den Datenaustausch und die Verifizierung der ausgetauschten Daten zu achten. Auch die Bildung von neuen Modellen muss unter Übernahme der Ergebnisse und Daten der vorhergehenden Stufe durchgeführt werden. Dieser Prozess der Datenübernahme mit steigender Rechenkomplexität und Rückführung dieser Ergebnisse in weniger komplexe Bearbeitungsstufen wird von [Cla92] als "Zooming" bezeichnet. Dabei kann es weiterhin zwischen mehreren Arten des Zoomings unterschieden werden, so zum Beispiel zwischen geometrischem Zooming und analytischem Zooming.

Unter dem geometrischen Zooming wird der Austausch sowie die Verfeinerung von Geometriedaten verstanden. Dieser wird meist auf Basis von CAD-Systemen durchgeführt. So werden zum Beispiel zu Beginn der Auslegung des Kreisprozesses die Eckwerte für die Triebwerksgeometrie festgelegt. Aus diesen Eckwerten, sowie aus den aerodynamischen Auslegungsdaten werden in der Komponentenentwicklung detailliertere Geometriedaten für Einzelkomponenten erzeugt, die dann weiter verfeinert werden, um zum Beispiel Profilgeometrien der einzelnen Schaufeln zu beschreiben. Wird dieser Prozess der steigenden Detaillierung in parametrisierter Form vorgenommen, können bei einer Änderung der Gesamtgeometrie die Daten der Einzelbauteile relativ schnell neu erzeugt beziehungsweise angepasst werden.

Als Beispiele für das sogenannte "analytische Zooming" seien hier verschiedene Anwendungen aus dem Bereich der CFD Berechnungen und der Triebwerks-Leistungssyntheserechnung erläutert:

- *CFD ersetzt Kennfelder*: Direkte Koppelung von CFD- und Leistungssyntheserechnungs-Programm. Die Syntheserechnung enthält keine Kennfelder, sondern steuert den Programmablauf

der CFD Rechnungen.

- *Arbeitsprozessrechnung mit CFD*: Die Ausführung von CFD und Leistungsrechnungscode erfolgt getrennt, der CFD-Code erhält als Eingangsdaten eindimensionale Ergebnisse der Leistungsrechnung und liefert eindimensionale Ergebnisse für den jeweiligen Arbeitspunkt und die jeweilige Triebwerkskomponente.
- *CFD zur Kennfeldaktualisierung*: Die Programme arbeiten unabhängig voneinander, bei Bedarf werden vom CFD Programm entweder neue Komponentenkenfelder berechnet, oder bestehende Kenfelder aktualisiert. Diese werden in der Leistungsrechnung zur Berechnung von Teillastpunkten verwendet. Die Nutzung von CFD Programmen zur Kennfeldaktualisierung ist nach heutigem Stand sehr weit verbreitet.
- *Zooming von eindimensionalen zu zwei- oder dreidimensionalen Systemen*: Diese Art des Zoomings unterscheidet sich etwas von den vorherigen. Hier werden Informationen und Daten aus der eindimensionalen Kreisprozessrechnung als Startlösungen für vollständige CFD Simulationen genutzt. Dabei wird die ursprüngliche eindimensionale Modellierung hauptsächlich dazu genutzt, die Anzahl der in einem Modell höherer Ordnung zu untersuchenden Parameter zu reduzieren.

Aus der möglichen Integration und Interaktion der verschiedenen Fachdisziplinen, sowie aus den unterschiedlichen Bearbeitungstiefen, die benötigt werden, ergeben sich nach [Sch00] die in Bild 3.2 zusammengefassten Anforderungen für ein modernes Vorauslegungsverfahren.



Bild 3.2: Anforderungen für ein modernes Verfahren zur Triebwerksauslegung [Sch00]

3.4 Anwendung multidisziplinärer Auslegungskonzepte auf die Triebwerksreglerentwicklung

Als Beispiel soll nun die Integration der Reglerentwicklung in den Auslegungsprozess genauer erläutert werden. Die Entwicklung von Triebwerksregelsystemen setzt zunächst eine genaue Kenntnis über das stationäre und dynamische Verhalten des Triebwerks voraus. Das stationäre Verhalten wird durch den Kreisprozess und den Flugbereich des Triebwerks festgelegt. Für die Bestimmung des dynamischen Verhaltens sind zusätzlich Informationen über bestimmte Flugmanöver, Trägheitsmomente mechanischer Komponenten, das Wärmeübergangsverhalten der einzelnen Baugruppen/Bauteile, sowie über Gasaufstaueffekte zwischen den Komponenten erforderlich. Die Festlegung des Kreisprozesses geschieht üblicherweise durch die Leistungsrechnung. Aus der Leistungsrechnung ergeben sich dann Anforderungen für die einzelnen Komponenten des Triebwerks. Aus dem daraus bestimmten Aufbau der Komponenten ergibt sich wiederum das dynamische Verhalten des Gesamttriebwerks. Aufgabe des Triebwerksreglers ist es nun, sicherzustellen, dass alle Triebwerkskomponenten bei allen Flugphasen und allen Betriebspunkten des Triebwerks innerhalb ihrer jeweiligen Betriebsgrenzen arbeiten. Diese Betriebsgrenzen werden zum Beispiel durch die zulässige thermische oder mechanische Belastung der zur Verwendung vorgesehenen Werkstoffe definiert. Während der Reglerentwicklung können sich eventuell auch neue Anforderungen an die Auslegung des Kreisprozesses oder die Auslegung von einzelnen Triebwerkskomponenten ergeben.

Sowohl für die regelungstechnische Analyse, als auch für die Validierung von Regelsystemen wird ein detailliertes, dynamisches Modell des jeweiligen Triebwerks benötigt (Level 2 Modell). Der konzeptionelle Entwurf von Regelkreisen wird heute meist mit entsprechenden kommerziellen Softwareprodukten wie MATLAB/Simulink durchgeführt. Dazu ist es aber notwendig, das Triebwerksmodell in diese Entwicklungsumgebungen zu integrieren. Da im späteren Verlauf der Reglerentwicklung auch Hardwarekomponenten getestet werden, muss das verwendete Modell auch echtzeitfähig sein. Aufgrund der begrenzt zur Verfügung stehenden Rechnerleistung konnte noch bis vor kurzem die Echtzeitfähigkeit nicht mit den in der Leistungsrechnung üblichen physikalischen Triebwerksmodellen erreicht werden. Daraus ergab sich die Notwendigkeit zur Erstellung eines Zustandsraum- oder Funktionsgeneratormodells (vgl. Kapitel 4). Die Erstellung eines solchen Echtzeitmodells aus dem entsprechenden physikalischen Modell stellt einen nicht zu unterschätzenden Aufwand dar. So ist es bei Verwendung eines Zustandsraummodells notwendig, zahlreiche Linearisierungen des physikalischen Modells vorzunehmen und die so erhaltenen Einzelmodelle zu einem "quasi-nichtlinearen" Zustandsraummodell zu verbinden. Zur Erzeugung eines Funktionsmodells aus einem physikalischen Modell existiert keine allgemeingültige systematische Vorgehensweise. Problematisch und zeitaufwändig ist aber nicht nur die anfängliche Erzeugung des Echtzeitmodells, sondern auch dessen Aktualisierung, wenn Parameteränderungen im Kreisprozess und damit im physikalischen Modell vorgenommen werden. Diese können bei den verwendeten Echtzeitmodellen in der Regel nicht direkt übernommen werden, sondern erfordern die Erzeugung eines neuen Modells.

Die heute übliche Prozesskette unter Verwendung eines Echtzeitmodells in Form eines Zustandsraummodells ist in Bild 3.3 dargestellt. Aus dem nichtlinearen physikalischen Triebwerksmodell werden mittels numerischer Linearisierung lineare Zustandsraummodelle gewonnen. Diese werden zur Analyse der Regelstrecke und zum ersten Reglerentwurf benötigt. Anschließend wird ein Simulationsmodell des entworfenen Triebwerksreglers erstellt. Um das Verhalten von Regler und

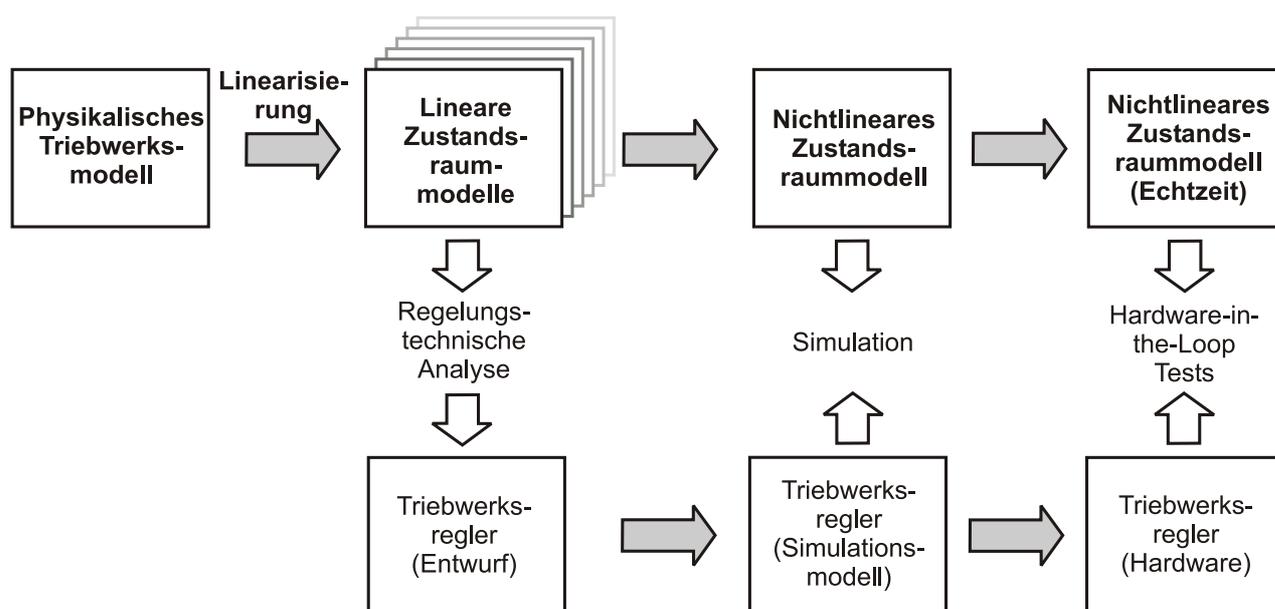


Bild 3.3: Prozesskette der Reglerentwicklung mit Hilfe eines separaten Echtzeitmodells

Triebwerk zu simulieren, wird aus den einzelnen Zustandsraummodellen ein “quasi-nichtlineares” Zustandsraummodell erzeugt. Wird dieses auf eine Echtzeitplattform übertragen, können auch Versuche mit Reglerhardware, sogenannte Hardware-in-the-Loop Tests (vgl. Kapitel 4), durchgeführt werden. Werden nun Änderungen an Triebwerksparametern vorgenommen, ist es nötig, zur Simulation des geänderten Regelverhaltens ein neues nichtlineares Echtzeitmodell durch Linearisierung und Zusammenfassung der linearen Modelle zu gewinnen.

Der Reglerentwicklungsprozess kann vereinfacht werden, wenn genügend Rechenzeit zur Verfügung steht, um physikalische Modelle in Echtzeit berechnen zu können (vgl. Bild 3.4). Das physikalische Modell kann zur regelungstechnischen Analyse linearisiert werden, jedoch entfällt die Notwendigkeit, die linearen Modelle zu einem quasi-nichtlinearen Echtzeitmodell zu verbinden, da sowohl die Rechnersimulationen, als auch die Hardware-in-the-Loop Tests jetzt direkt mit dem physikalischen Modell durchgeführt werden können. Dadurch ergeben sich folgende Vorteile:

- Die Genauigkeit der Simulation und der Hardware-in-the-Loop Tests kann verbessert werden
- Fehlerquellen bei der Erzeugung des Echtzeitmodells entfallen
- Die Durchlaufzeit bei Parameteränderungen kann deutlich verkürzt werden
- Es können auch sehr komplexe Triebwerkskonfigurationen simuliert werden, die durch Zustandsraummodelle nur mit ungenügender Genauigkeit darstellbar sind

Physikalische Triebwerksmodelle werden bereits in der Triebwerksvorauslegung in den entsprechenden Fachabteilungen erzeugt und stehen somit während der gesamten Triebwerksentwicklung unmittelbar zur Verfügung. Wenn die selben physikalischen Modelle auch in der Reglerentwicklung eingesetzt werden, entfällt der zeitaufwändige und fehleranfällige Prozess der Datenkonvertierung.

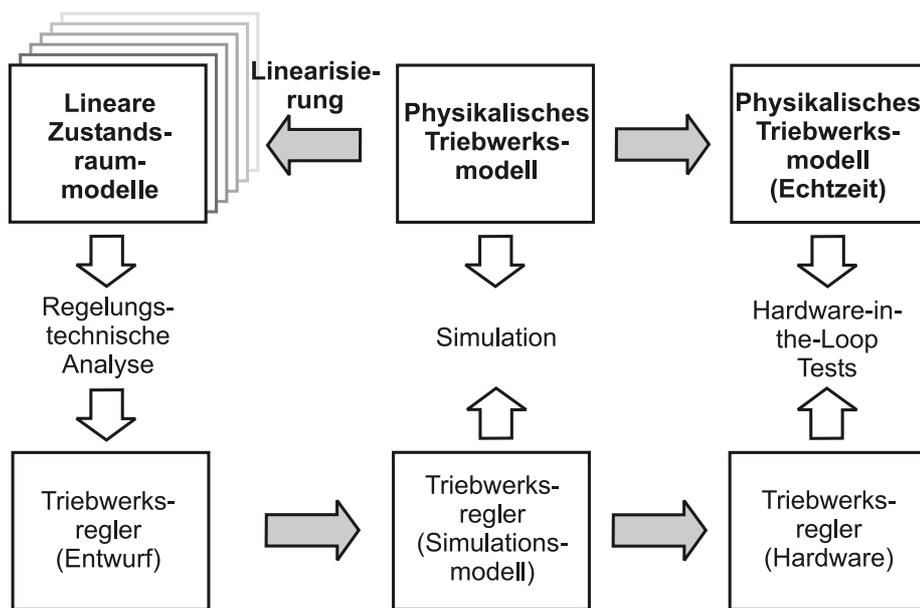


Bild 3.4: Prozesskette der Reglerentwicklung ohne separates Echtzeitmodell

Beide Fachabteilungen, Reglerentwicklung und Leistungsrechnung, greifen damit auf eine gemeinsame Datenbasis zu, die regelmäßig aufgrund von Änderungen verschiedenster Triebwerksparameter aktualisiert wird. Durch die gemeinsame Datenbasis entfällt auch die Notwendigkeit einer Datensynchronisation zwischen beiden Abteilungen.

Im Gegensatz zu Zustandsraumdarstellungen können physikalische Modelle jedoch nicht direkt in Entwicklungsumgebungen wie MATLAB/Simulink integriert werden. Hier ist es nötig, geeignete Schnittstellen zwischen dem Reglersimulationsmodell in MATLAB/Simulink und dem physikalischen Triebwerksmodell zu schaffen. In Kapitel 4 wird eine solche Integration von physikalischem Modell und Entwicklungsumgebung realisiert. Die Einbindung in MATLAB/Simulink ermöglicht auch eine weitgehend automatische Erzeugung von numerischen Linearisierungen des physikalischen Modells, wie sie zur Reglersynthese benötigt werden.

Kapitel 4

Triebwerkssimulations- und Reglerentwicklungsumgebung

4.1 Regelungstechnische Anwendungen der Triebwerkssimulation

Die Simulation des Betriebsverhaltens von Triebwerken ist heute aus dem Prozess der Triebwerksreglerentwicklung kaum mehr wegzudenken. Hier sollen kurz die wichtigsten Anwendungen der Triebwerkssimulation in der Regelungstechnik skizziert werden. Die Reihenfolge entspricht dem zeitlichen Ablauf der Reglerentwicklung im Triebwerkslebenszyklus.

4.1.1 Entwurf von Triebwerksregelsystemen

Die wichtigste Rolle spielt die Simulation bei der Entwicklung eines Regelsystems für ein neues Triebwerk. Die Aufgabenstellung besteht darin, für ein noch nicht vorhandenes, sondern erst in der Auslegungsphase befindliches Triebwerk ein geeignetes Regelsystem zu entwerfen. Dies kann nur mit Hilfe von Simulationen geschehen. Dabei erfolgt zunächst die regelungstechnische Analyse des (simulierten) Triebwerksverhaltens. Der daran anschließende Entwurf und die Analyse der einzelnen Regelkreise und regelungstechnischen Verschaltungen wird heute meist in einer entsprechenden Entwicklungsumgebung durchgeführt. Die entworfene Triebwerksregelung kann dann anhand des Triebwerkssimulationsmodells validiert und gegebenenfalls verbessert werden. Die beschriebenen Schritte lassen sich schneller, komfortabler und weniger fehleranfällig durchführen, wenn das Triebwerksmodell in die Reglerentwicklungsumgebung eingebettet wird (vgl. Kapitel 4.5.1).

4.1.2 Validierung von Bauteilen und Baugruppen (Hardware-in-the-Loop)

Eine weitere wichtige Anwendung der Simulation ist die Validierung von regelungstechnischer Hardware mit Hilfe von Simulationsmodellen in sogenannten Hardware-in-the-Loop Tests. Dabei

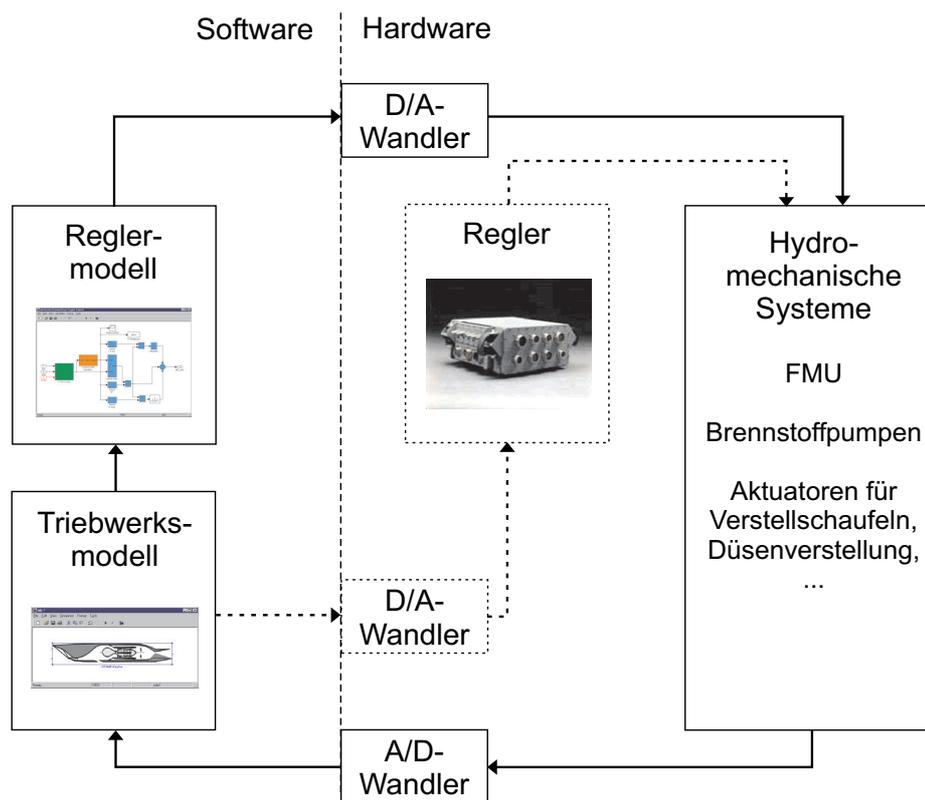


Bild 4.1: Hardware-in-the-Loop Test von hydromechanischen Baugruppen (gestrichelte Darstellung: gleichzeitige Validierung der Reglerhardware)

werden mittels Analog/Digital- und Digital/Analog-Wandlern Schnittstellen zwischen Simulationsmodell und realen Triebwerksbauteilen, wie zum Beispiel Triebwerksregler, Aktuatoren oder hydromechanischen Unterbaugruppen geschaffen, sodass die Funktionstüchtigkeit der Bauteile beziehungsweise -gruppen validiert werden kann. Dabei ersetzt das Echtzeitmodell das reale Triebwerk. Dies schließt zum einen aus, dass bei eventuell auftretenden Fehlfunktionen ein echtes Triebwerk beschädigt wird, zum anderen ermöglicht es die Aufzeichnung aller Triebwerksvariablen zur späteren Analyse ohne den am Prüfstand nötigen Aufwand an Sensortechnik. In Bild 4.1 ist die Verschaltung der Software- und Hardwarekomponenten zur Validierung von hydromechanischen Untersystemen dargestellt. Der simulierte Triebwerksregler speist die Aktuatorensignale in einen Digital/Analog-Wandler, der die analogen Stellsignale für die zu prüfenden hydromechanischen Bauteile, zum Beispiel die Brennstoffzumesseinheit (FMU), erzeugt. Sensoren erfassen das Verhalten der Bauteile und bestimmen damit die Stellsignale für das simulierte Triebwerk. Diese werden durch einen Analog/Digital-Wandler an das Echtzeitsimulationsmodell geleitet, das die neuen Ausgangs- und Messgrößen berechnet, die wiederum an die simulierte Triebwerksregelung weitergeleitet werden. Soll auch die Hardware zur Triebwerksregelung validiert werden, ergibt sich der in Bild 4.1 gestrichelt dargestellte Versuchsaufbau. Voraussetzung für eine Verbindung zwischen Hard- und Software ist, dass die Zeit zum Ausführen eines Berechnungsschrittes deterministisch ist. Dies kann nur durch eine Implementierung der Software auf speziellen Echtzeitrechnersystemen erfolgen. Für die Validierung von Regelungshardware ist eine Zeitschrittweite von $\Delta t \approx 10ms$ anzustreben.

4.1.3 Fehlersuche nach Indienststellung des Triebwerks

Rechnersimulationen von Triebwerk und Triebwerksregelung können auch nach der Indienststellung des Triebwerks wertvolle Erkenntnisse liefern. Dies gilt insbesondere dann, wenn unerwartete Fehler erst im Betrieb auftreten. In solchen Fällen kann versucht werden, den Störfall auf dem Rechner mit Hilfe der Flugdaten zu reproduzieren und so möglicherweise Erkenntnisse zu dessen Beseitigung zu gewinnen. Ohne den Einsatz von Simulationen müsste dazu ein Triebwerk auf einen Prüfstand montiert werden, um den Fehler dort unter sehr großem Einsatz von Zeit und Finanzmitteln aufzuspüren. Störungen, die nur in ganz bestimmten Flugphasen auftreten, können eventuell überhaupt nicht am Prüfstand nachvollzogen werden [Pei00].

Im folgenden sollen zunächst die gebräuchlichsten Methoden zur Simulation von Flugtriebwerken dargestellt werden.

4.2 Simulation von Triebwerken mittels der Leistungssyntheserechnung

4.2.1 Grundlagen der Leistungssyntheserechnung

Das stationäre sowie das instationäre Betriebsverhalten eines Triebwerks wird durch das Zusammenspiel der einzelnen Triebwerkskomponenten bestimmt. Bei der Triebwerkssimulation mittels der sogenannten Leistungssyntheserechnung werden die Komponenten und ihre gasdynamische Verknüpfung rechentechnisch abgebildet.

Dazu wird das Gesamtsystem Triebwerk zunächst in seine Einzelkomponenten wie zum Beispiel Lufteinlauf, Verdichter, Brennkammer, Turbinen und Schubdüsen gegliedert. Das Betriebsverhalten dieser Komponenten kann nun entweder durch eine detaillierte physikalische Modellierung oder mittels Kennlinien oder Kennfeldern erfolgen. Diese Kennlinien oder Kennfelder können durch Prüfstandsversuche oder auch durch CFD-Rechnungen gewonnen werden. Ebenso besteht die häufig genutzte Möglichkeit, generische Kennfelder beziehungsweise Kennlinien zu verwenden und für den jeweiligen Anwendungsfall zu skalieren. Enthalten die Komponentenmodelle Energiespeicher, kann auch das instationäre Betriebsverhalten simuliert werden. Folgende Arten von Energiespeichern müssen in der Regel berücksichtigt werden:

- Mechanische Energiespeicher (Trägheit der Rotoren)
- Thermische Energiespeicher (Wärmeübergang an Bauteilen)
- Gasdynamische Energiespeicher (Gasvolumina)

Die so modellierten Einzelkomponenten werden anschließend, entsprechend ihrer Anordnung im Triebwerk, durch die Gesetze von Massen-, Impuls- und Energieerhaltung und durch andere Zwangsbedingungen (zum Beispiel Drehzahlgleichheit von Komponenten auf einer Welle) gekoppelt. Bedingt vor allem durch die Darstellung der Komponenten mit Hilfe von Kennfeldern, aber auch durch

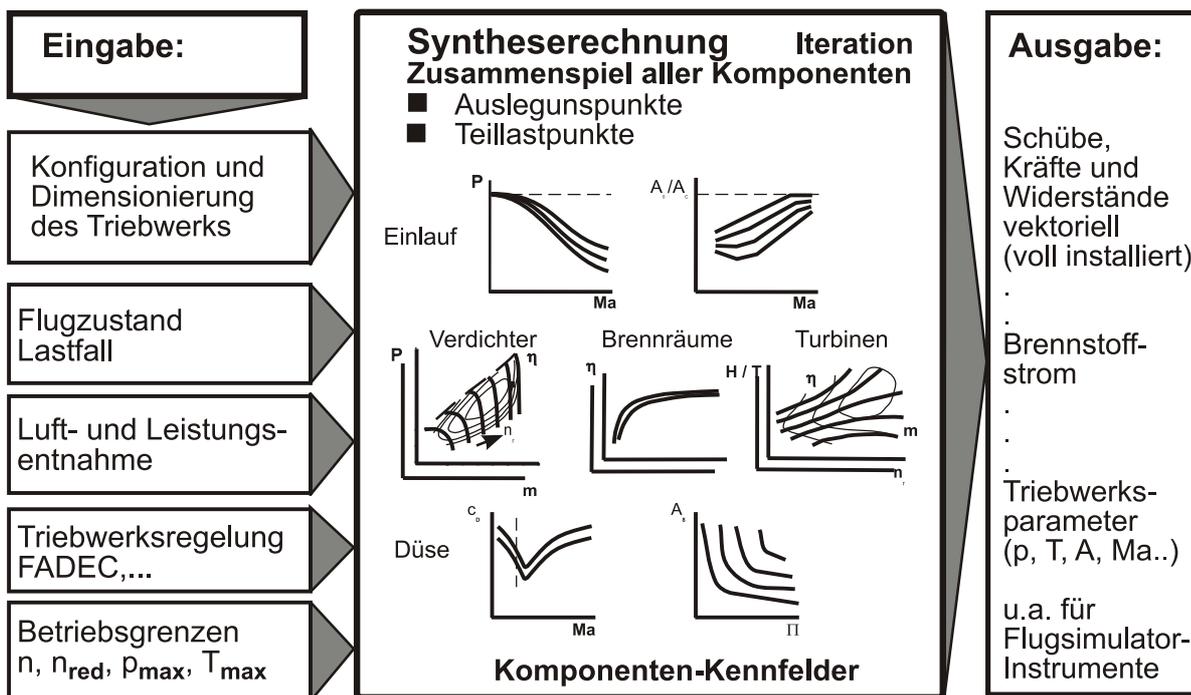


Bild 4.2: Leistungssyntheserechnung [Hol97]

die thermogasdynamische Beschreibung des Arbeitsfluids ist eine analytische Lösung des sich ergebenden nichtlinearen Gleichungssystems in der Regel unmöglich. Die Lösung muss daher mittels geeigneter numerischer Iterationsverfahren (zum Beispiel Newton-Raphson Verfahren) berechnet werden. Enthält das Gesamtmodell Energiespeicher (transientes Modell), so liegt in der Regel ein differential-algebraisches Gleichungssystem (DAE) vor. Um die transiente Lösung zu ermitteln, kann ein spezielles implizites Integrations- / Iterationsverfahren verwendet werden. Es besteht aber auch die Möglichkeit, das Triebwerksmodell in jedem Zeitschritt iterativ zu lösen, explizit die zeitlichen Ableitungen zu ermitteln und schließlich die zeitabhängige Lösung mittels Standardintegrationsverfahren (zum Beispiel Euler, Runge-Kutta) zu bestimmen. Bild 4.2 zeigt zusammenfassend den Aufbau der Leistungssyntheserechnung.

4.2.2 Leistungssyntheserechnung für das HTSM-6 Triebwerk

Das Triebwerk des SFB-Konzepts HTSM-6, das hier untersucht werden soll, wird wie folgt durch die Leistungssyntheserechnung modelliert: Das Arbeitsfluid beziehungsweise Gasgemisch, das das Triebwerk durchströmt, wird thermisch ideal und kalorisch real modelliert, d.h. die spezifischen Wärmekapazitäten c_p und c_v sind sowohl von der Zusammensetzung des Gases, als auch von der Gastemperatur T abhängig. Diese Art der Gasmodellierung ist auch für die Nachbrenner- und Düsensektion anwendbar, da hier zwar aufgrund der hohen Temperaturen Realgaseffekte auftreten, die Strömungsgeschwindigkeit aber wesentlich größer ist als die Geschwindigkeit der Zustandsänderungen. Dies führt zu einer sogenannten "eingefrorenen Strömung".

Die Komponenten des Triebwerks werden folgendermaßen modelliert: Der Hyperschalleinlauf kann

wahlweise mittels eines komplexen thermogasdynamischen Modells oder mit Hilfe eines Kennfelds simuliert werden. Wird das komplexe Modell gewählt, können detaillierte Aussagen über das System von Verdichtungsstößen im Einlauf gewonnen werden, allerdings erhöht sich damit auch der Bedarf an Rechenzeit. Die beiden Turboverdichter werden über generische, skalierte Ähnlichkeitskennfelder modelliert, ebenso die beiden Turbinen. Die Wellen, die Brennkammer und der Nachbrenner des Triebwerks werden mittels thermogasdynamischer Gleichungen beschrieben. Die einseitig expandierende Rampendüse (SERN) wird schließlich mittels einer Kennfelddarstellung simuliert.

Das Gesamttriebwerksmodell enthält Energiespeicher für die beiden Wellen, sowie 16 thermische Energiespeicher (vgl. Tabelle 4.1). Die sehr hochfrequenten Effekte durch Gasspeicher haben nur geringen Einfluss auf das Betriebsverhalten und werden daher nicht berücksichtigt [Eva01].

<i>Komponente</i>	<i>Berücksichtigte Wärmeübergänge</i>		
Fan	Schaufeln	Gehäuse	
NDV	Schaufeln		Scheibe
HDV	Schaufeln	Gehäuse	Scheibe
HDT	Schaufeln	Gehäuse	Scheibe
NDT	Schaufeln	Gehäuse	Scheibe
Brennkammer	innen	außen	
Nachbrenner		außen	

Tabelle 4.1: Modellierung der wichtigsten Wärmeübergangseffekte der Triebwerkskomponenten

4.3 Simulation von Triebwerken mittels der Zustandsraummodellierung

4.3.1 Grundlagen der Modellierung im Zustandsraum

In der Systemtheorie und Regelungstechnik wird häufig mit sogenannten Zustandsraummodellen gearbeitet. Dabei werden Variablen eingeführt, die zwischen den Eingangsgrößen u und Ausgangsgrößen y des zu modellierenden Prozesses vermitteln und so den gegenwärtigen Zustand des Prozesses charakterisieren. Diese Größen werden als Zustandsvariablen oder Zustandsgrößen x bezeichnet. Das dynamische Verhalten kann dann mittels folgender Gleichungen beschrieben werden:

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t)) \quad (4.1)$$

$$y(t) = g(x(t), u(t)) \quad (4.2)$$

Durch Linearisierung des Zustandsraummodells um einen Gleichgewichtspunkt können lineare zeitinvariante Systeme der Form

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u \quad (4.3)$$

$$\Delta y = C\Delta x + D\Delta u \quad (4.4)$$

gewonnen werden, wobei die Vektoren Δx , Δy und Δu die Abweichungen vom Linearisierungspunkt darstellen. Aus Gründen der Übersichtlichkeit wird im folgenden Text auf die Δ verzichtet, d.h. x , u und y stellen im linearen Zusammenhang stets Abweichungen vom Linearisierungspunkt dar. Lineare Zustandsraummodelle werden vor allem für regelungstechnische Analyse- und Entwicklungsverfahren benötigt, da diese zum größten Teil linearer Art sind und lineare Modelle der zu untersuchenden beziehungsweise regelnden Strecke voraussetzen.

4.3.2 Zustandsraummodellierung des HTSM-6 Triebwerks

Um ein Zustandsraummodell des Triebwerks zu erzeugen, müssen zunächst die benötigten Zustands-, Eingangs- und Ausgangsgrößen festgelegt werden. Bei der Zustandsbeschreibung von Systemen existiert stets eine unendliche Anzahl von möglichen Zustandsvektoren, d.h. es gibt keine eindeutige Lösung bei der Wahl der Zustandsgrößen. Um jedoch die physikalische Signifikanz der Zustandsvariablen zu gewährleisten und die Erzeugung von linearen zeitinvarianten Zustandsraummodellen aus dem nichtlinearen Leistungssynthesemodell zu ermöglichen, werden hier als Zustandsgrößen alle physikalischen Energiespeicher des Triebwerks verwendet (siehe Tabelle 4.2).

<i>Zustandsgröße</i>	<i>Name</i>	<i>Beschreibung</i>	<i>Einheit</i>
x1	NL	Relative Niederdruckrotordrehzahl	-
x2	NH	Relative Hochdruckrotordrehzahl	-
x3	FAN_TBlade	Metalltemperatur FAN (Schaufeln)	K
x4	FAN_TCase	Metalltemperatur FAN (Gehäuse)	K
x5	LPC_TBlade	Metalltemperatur NDV (Schaufeln)	K
x6	LPC_TDisc	Metalltemperatur NDV (Scheibe)	K
x7	HPC_TBlade	Metalltemperatur HDV (Schaufel)	K
x8	HPC_TCase	Metalltemperatur HDV (Gehäuse)	K
x9	HPC_TDisc	Metalltemperatur HDV (Scheibe)	K
x10	HPT_TBlade	Metalltemperatur HDT (Schaufel)	K
x11	HPT_TCase	Metalltemperatur HDT (Gehäuse)	K
x12	HPT_TDisc	Metalltemperatur HDT (Scheibe)	K
x13	LPT_TBlade	Metalltemperatur NDT (Schaufel)	K
x14	LPT_TCase	Metalltemperatur NDT (Gehäuse)	K
x15	LPT_TDisc	Metalltemperatur NDT (Scheibe)	K
x16	BK_Tin	Metalltemperatur Brennkammer (innen)	K
x17	BK_Tout	Metalltemperatur Brennkammer (außen)	K
x18	AB_Tout	Metalltemperatur Nachbrenner (außen)	K

Tabelle 4.2: Zustandsgrößen des Zustandsraummodells

Das Zustandsraummodell kann auf verschiedene Arten gewonnen werden. Die am häufigsten verwendeten Methoden sind eine analytische Erzeugung des Zustandsraummodells, Systemidentifikation oder Linearisierung eines nichtlinearen (Synthese-)Modells. Die analytische Erzeugung ist im

Triebwerksfall durch die zahlreichen zu verwendenden Kennfelder und Kennlinien, sowie durch die Struktur des Systems nahezu unmöglich. Die Identifikation des Systems könnte im vorliegenden Fall lediglich am Synthesemodell des Triebwerks erfolgen, sodass die Linearisierung des Synthesemodells am geeignetsten erscheint. Diese erfolgt mittels numerischer Perturbationen. Dazu werden an einem Gleichgewichtspunkt kleine Auslenkungen an jedem Element der Vektoren x und u durchgeführt, die übrigen Elemente währenddessen konstant gehalten. Durch die sich ergebenden Änderungen in f beziehungsweise g lassen sich die Elemente der Matrizen A , B , C , D berechnen. Wird die Perturbation nur in einer Richtung durchgeführt, ergeben sich folgende Gleichungen für die einzelnen Matrizenelemente:

$$A_{i,j} = \frac{f_i(x_j + \Delta x_j) - f_i(x_j)}{\Delta x_j} \quad (4.5)$$

$$B_{i,j} = \frac{f_i(u_j + \Delta u_j) - f_i(u_j)}{\Delta u_j} \quad (4.6)$$

$$C_{i,j} = \frac{g_i(x_j + \Delta x_j) - g_i(x_j)}{\Delta x_j} \quad (4.7)$$

$$D_{i,j} = \frac{g_i(u_j + \Delta u_j) - g_i(u_j)}{\Delta u_j} \quad (4.8)$$

Werden die Auslenkungen, wie im hier beschriebenen, auch als Zwei-Punkte Lagrange Verfahren bezeichnetem Fall, nur mit einer fest vorzugebenden Größe und in einer Richtung durchgeführt, ist die Wahl der Perturbationsgröße von entscheidender Bedeutung für die Qualität des linearen Modells. Zu kleine Perturbationen führen zwar zu einer guten Approximierung des nichtlinearen Modells in der Nähe des Linearisierungspunkts, der Gültigkeitsbereich des linearen Modells um den Linearisierungspunkt ist dann allerdings klein. Es muss also für die Auslenkungsgrößen aller Zustände und Eingänge ein Kompromiss zwischen einer hohen Modellgüte und einem großen Gültigkeitsbereich gesucht werden.

Die durch Linearisierung gewonnen Zustandsraummodelle sind, bedingt durch die starke Nichtlinearität des Triebwerks hinsichtlich Flugbedingungen und Lastzustand, nur in einer begrenzten Umgebung um den Linearisierungspunkt gültig. Um das vollständige, nichtlineare Verhalten des Triebwerks mit Hilfe eines Zustandsraummodells simulieren zu können, ist es nötig, die Matrizen über den Lastzustand und den Flugbereich nachzuführen und so zwischen vielen Linearisierungspunkten zu interpolieren. Das Ergebnis ist ein quasi-nichtlineares Zustandsraummodell der Form

$$\dot{x} = A(x, u)x + B(x, u)u \quad (4.9)$$

$$y = C(x, u)x + D(x, u)u . \quad (4.10)$$

Bild 4.3 zeigt einen Simulationsvergleich zwischen Synthesemodell, linearem und quasi-nichtlinearem Zustandsraummodell. Dargestellt ist das simulierte Abschalten des Nachbrenners. Es ist deutlich zu erkennen, dass das nichtlineare Verhalten des Triebwerks nicht durch ein lineares Zustandsraummodell wiedergegeben werden kann.

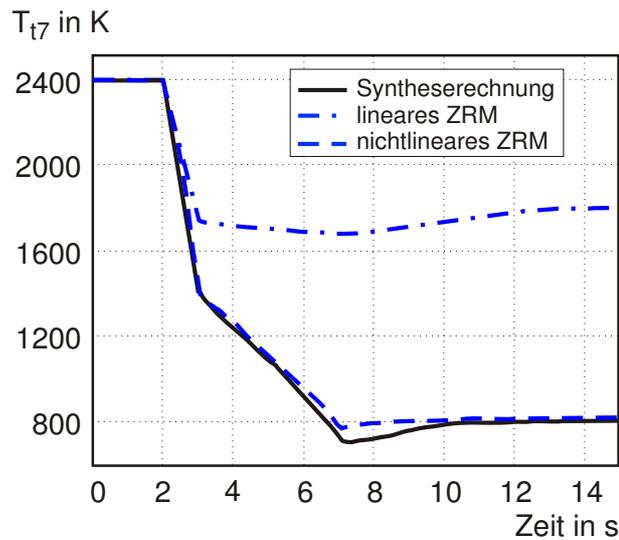


Bild 4.3: Simulation des Abschaltens des Nachbrenners zum Vergleich zwischen instationärer Leistungssyntheserechnung, linearem und quasi-nichtlinearem Zustandsraummodell (ZRM) [Hol97]

4.4 Vergleich der Modellierungsarten

Im folgenden sollen die beiden oben beschriebenen Modellierungsarten der Leistungssyntheserechnung und der Zustandsraummodellierung vor allem hinsichtlich ihrer Verwendbarkeit für Echtzeitanwendungen verglichen werden. Ein detaillierterer Vergleich, der auch die Methode der Funktionsgeneratormodelle mit einschließt, findet sich in [Hol97].

Eines der wichtigsten Vergleichskriterien ist die erreichbare Modellierungsgenauigkeit. Wenn Zustandsraummodelle durch numerische Linearisierung aus Leistungssynthesemodellen gewonnen werden, kann die Modellierungsgenauigkeit des Zustandsraummodells bestenfalls die Genauigkeit des Synthesemodells erreichen. Im allgemeinen kann, je nach Modellierungs- und Anpassungsaufwand, eine Genauigkeit von ca. 1 bis 2% der Maximalwerte bei Drehzahlen, Temperaturen und Drücken im Triebwerk erreicht werden. Vergleiche von simulierten und gemessenen Prüfstandsdaten finden sich zum Beispiel bei [Pre01]. Betrachtet man die zur Berechnung der Modelle benötigte Prozessorleistung, so liegt der Vorteil klar auf Seiten der Zustandsraumdarstellung. Diese kann, je nach Anzahl der berücksichtigten Nichtlinearitäten, um Größenordnungen schneller berechnet werden als ein vergleichbares Leistungssyntheseprogramm. Auch die Stabilität spricht eher für die Anwendung von Zustandsraummodellen, da die Konvergenz der Rechnung bei Synthesemodellen nicht generell gewährleistet ist. Andererseits verhindert gerade diese Tatsache bei Syntheserechnungen die Berechnung von physikalisch unsinnigen Betriebszuständen. Ein weiteres wichtiges Kriterium zur Beurteilung der Simulationsverfahren ist die Flexibilität des Verfahrens. Unter Flexibilität soll hier sowohl die Möglichkeit zur Berechnung von Triebwerken mit komplexen oder verstellbaren Geometrien (zum Beispiel sogenannten Variable Cycle Engines, "VCE"), als auch die Möglichkeit zum schnellen Zugriff beziehungsweise zur schnellen Änderung von Triebwerksparametern verstanden werden. Der Vorteil liegt hier auf Seiten der Leistungssyntheserechnung, da Zustandsraummodelle, einmal erzeugt, nur eine sehr begrenzte Zahl von vorher bereits festgelegten Änderungen zulassen, wohingegen bei Synthesemodellen aufgrund der modularen Struktur stets sämtliche physikalischen

Parameter (Wirkungsgrade, Geometrien, ...) geändert werden können. Mit steigender Nichtlinearität des zu modellierenden Systems steigt der Aufwand zur Erzeugung von Zustandsraummodellen erheblich, sodass die Leistungssyntheserechnung, insbesondere bei sehr komplexen und nichtlinearen Triebwerken, deutliche Vorteile hat. Ein Argument, das vor allem bei Industrieanwendungen für die Verwendung von Leistungssynthesemodellen zur Reglerentwicklung spricht, ist die Verfügbarkeit des Modells. Synthesemodelle werden in der Industrie schon in einem sehr frühen Stadium der Triebwerksentwicklung erstellt. Können diese Modelle auch zur Reglerentwicklung genutzt werden, entfällt zum einen der Zusatzaufwand zur Erstellung von separaten Echtzeitmodellen und zum anderen ist gewährleistet, dass sowohl Triebwerks- als auch Reglerentwicklung an einer gemeinsamen Datenbasis arbeiten (vgl. Kapitel 3.4). Dies beschleunigt auch die Inkorporation von geänderten Triebwerkseckdaten. Tabelle 4.3 zeigt eine Gegenüberstellung der wichtigsten Kriterien (siehe auch [Hol97] oder [Kre00]).

	<i>Syntheserechnung</i>	<i>Zustandsraummodell</i>
<i>Modellierungsgenauigkeit</i>	o	o
<i>Geringer Rechenzeitbedarf</i>	-	+
<i>Stabilität</i>	-	+
<i>Flexibilität</i>	+	-
<i>Simulation komplexer Triebwerke</i>	+	-
<i>Verfügbarkeit</i>	+	-

Tabelle 4.3: Vergleich von Syntheserechnung und Zustandsraummodellen

Zusammenfassend ist festzustellen, dass das wichtigste Argument für die Verwendung von Zustandsraummodellen die hohe Ausführungsgeschwindigkeit beziehungsweise die niedrige erforderliche Prozessorleistung ist. Dieser Vorteil wird jedoch durch die stetig steigende verfügbare Rechenleistung immer mehr relativiert, sodass heute auch Leistungssyntheserechnungen mit vertretbarem Aufwand an Rechenleistung in Echtzeit durchführbar sind. Somit erscheint es meist wünschenswert, Synthesemodelle einzusetzen, sofern die verfügbare Rechenleistung es zulässt, und Zustandsraummodelle nur noch zur regelungstechnischen Analyse und Reglersynthese an ausgewählten Betriebspunkten durch numerische Linearisierung zu gewinnen. Die Erzeugung der linearen Zustandsraummodelle kann zum Beispiel automatisiert in einer Reglerentwicklungsumgebung wie MATLAB/Simulink durchgeführt werden (siehe Kapitel 4.5).

4.5 Die Reglerentwicklungsumgebung MATLAB/Simulink

Die Entwicklung und Auslegung der Regelgesetze wird heute meist mittels graphischer Programmierwerkzeuge durchgeführt. Das am weitesten verbreitete Programmpaket dieser Art ist MATLAB/Simulink. Es beinhaltet Werkzeuge zur Analyse, zur Modellierung, Spezifikation und Simulation, Code- und Dokumentationsgenerierung, sowie zur Realisierung von Rapid-Prototyping Systemen. Regelsysteme können in Simulink "graphisch" programmiert werden, d.h. der Entwickler muss keinen Programmcode entwerfen, sondern "verschaltet" auf einer Bedienoberfläche verschiedene vordefinierte Elemente. Das Ergebnis hat die Form eines regelungstechnischen Blockschaltbilds und kann direkt in MATLAB/Simulink simuliert und analysiert werden. Aus diesen Schaltbil-

dem kann bei Bedarf automatisch der Programmcode in der Programmiersprache C erzeugt werden. Dieser kann anschließend auf Echtzeitplattformen übertragen und für Hardware-in-the-Loop Tests verwendet werden. Durch die Möglichkeit der graphischen Programmierung ergeben sich folgende Vorteile:

- Die Programmierung kann intuitiv ohne Kenntnisse von speziellen Programmiersprachen vorgenommen werden, Ausgangsbasis ist die regelungstechnische Darstellung im Blockschaltbild
- Die Übersichtlichkeit wird durch die graphische Darstellung deutlich erhöht, damit sind auch Fehler leichter erkennbar
- Änderungen können wesentlich schneller vorgenommen werden
- Fehlerquellen bei der Erzeugung des Programmcodes werden minimiert

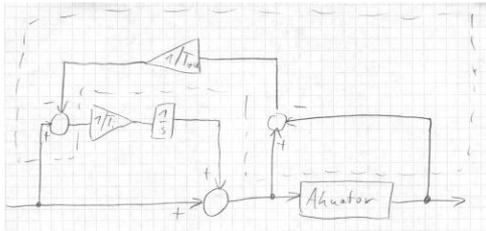
In Bild 4.4 ist die prinzipielle Vorgehensweise dargestellt. Der regelungstechnische Entwurf kann in seiner Blockschaltbildform in Simulink implementiert werden. Dort können Simulationen durchgeführt und Analyseverfahren angewendet werden, um den Entwurf zu verfeinern und Fehler aufzudecken. Wenn die Simulationen zufriedenstellende Ergebnisse liefern, kann automatisch aus dem Simulink-Modell der Programmcode erzeugt werden, der dann zur Echtzeitvalidierung unter Einsatz von Hardware eingesetzt werden kann.

4.5.1 Anbindung des Synthesemodells an MATLAB/Simulink

Um die regelungstechnische Analyse des Triebwerksverhaltens und die Simulation des geregelten Triebwerks in MATLAB/Simulink zu ermöglichen, muss eine geeignete Schnittstelle zwischen der in der Programmiersprache C geschriebenen Leistungssyntheserechnung und MATLAB/Simulink geschaffen werden. Es gibt mehrere Möglichkeiten, eine solche Schnittstelle zu realisieren. Da die Simulationen hier vor allem in Simulink durchgeführt werden, bietet sich eine direkte Anbindung mittels einer sogenannten "S-Function" an. Diese, in C programmierte, S-Function wird in einen Simulink-Block eingefügt und ruft nun während der Simulation des Gesamtmodells (Triebwerk und Regler) die jeweiligen Programmteile der Syntheserechnung auf. Der Datenfluss zwischen Syntheserechnung und Simulink ist in Bild 4.5 dargestellt. Dabei existieren zwei Möglichkeiten der Implementierung, die sich hinsichtlich der zeitlichen Integration der Syntheserechnung unterscheiden. Die zwei Möglichkeiten der Anbindung werden im folgenden genauer beschrieben.

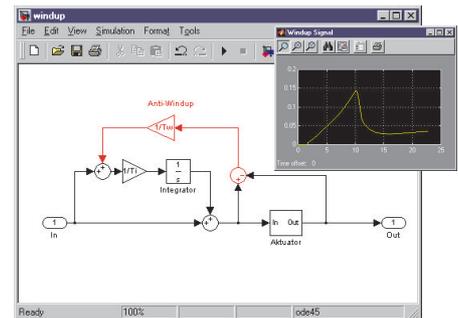
Bei der Leistungssyntheserechnung müssen in jedem Zeitschritt zunächst die Gleichgewichtsbedingungen gelöst werden. Sollen dynamische Effekte wie Wellenträgheit, Wärmespeicher oder Gasaufstauereffekte mit berücksichtigt werden, muss zusätzlich eine zeitliche Integration der Energiespeicher zum nächsten Zeitschritt erfolgen. Meist werden, um Rechenzeit zu sparen, die Iteration der Gleichgewichtsbedingungen und die zeitliche Integration kombiniert. Dies führt zu einem Verfahren, das oft als "implizites Lösungsverfahren" bezeichnet wird. Obwohl diese Bezeichnung etwas missverständlich die Verwendung von impliziten Integrationsverfahren suggeriert, ist darunter lediglich die gleichzeitige Lösung von Iteration und Integration zu verstehen. Das verwendete Integrationsverfahren ist meist ein explizites Euler-Verfahren. Die eine Möglichkeit zur Anbindung an MATLAB/Simulink besteht nun darin, die zeitliche Integration in der Leistungssyntheserechnung zu

Idee / Entwurf

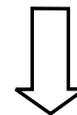


Simulink - Modell

Graphische Programmierung



Automatische Codeerzeugung



Regler-Hardware und -Software



Implementierung,
Programmierung,
Sicherheitskonzept,
Zertifizierung,



C - Code

```

// Block parameters
double *p = ssGetBlockParam(S);
/* PID_N0/delay1 */
x0[0] = P[25];
/* PID_N0/delay2 */
x0[1] = P[31];
/* PID/delay1 */
x0[2] = P[37];
/* PID/delay2 */
x0[3] = P[43];
}
// Function to compute block outputs
static void
mdlOutputs(y, u, S, tId)
double *y;
double *u;
double *S;
int *tId;
double *p = ssGetBlockIO(S); /* Block inputs and outputs */
double *p = ssGetBlockParam(S); /* Block parameters */
/* Set Input Parameter HPR_BOLL */
B[0] = P[0];
/* General expression block: Pcn3 */
R[1] = 1. + (R[0] > 100.);
/* Set Input Parameter NB_NF_in */
R[2] = P[1];
/* Set Input Parameter S_NB */

```

Bild 4.4: Graphische Programmierung von Regelungssystemen in MATLAB/Simulink: Ausgehend vom regelungstechnischen Entwurf wird eine graphische Programmierung in MATLAB/Simulink vorgenommen, für Echtzeitanwendungen (zum Beispiel Hardware-in-the-Loop) kann automatisch C-Code erzeugt werden, schließlich Umsetzung des C-Codes in Reglerhardware

belassen. Dann werden zu Beginn jedes Zeitschritts die Eingangsgrößen u_n (Stellgrößen, Flugbedingungen, ...) sowie die Triebwerksparameter r_n (Wirkungsgrade, ...) vom Reglermodell in Simulink an das Triebwerksmodell übertragen. Dieses berechnet die Ausgangsgrößen für diesen Zeitschritt durch Iteration der Gleichgewichtsbedingungen und gleichzeitige Integration vom letzten Zeitschritt aus und sendet die Ausgangsgrößen y_n zurück an Simulink. Im nächsten Zeitschritt berechnet der Triebwerksregler in Simulink daraus die neuen Stellgrößen u_{n+1} (vgl. Bild 4.5).

Bei Verwendung der oben dargestellten Methode hat MATLAB/Simulink keinerlei Informationen über die Zustandsvariablen des Triebwerks und deren zeitliche Ableitungen. Dies führt dazu, dass keine Linearisierung des Triebwerksmodells durchgeführt werden kann. Um solche Linearisierungen automatisiert in MATLAB/Simulink ausführen zu können, muss eine andere Art der Anbindung gewählt werden. Dabei wird zunächst die zeitliche Integration aus der Iteration der Gleichgewichtsbedingungen herausgelöst. Dann müssen für alle Energiespeicher im Triebwerk Zustandsgrößen gewählt werden, deren Ableitungen in jedem Zeitschritt bestimmt werden können. Der Informationsfluss zwischen MATLAB und Leistungssyntheserechnung wird dann wie folgt festgelegt: Zu Beginn des Zeitschritts werden Eingangsgrößen u und Parameter r , sowie die Werte der Zustandsgrößen x von Simulink an das Triebwerksmodell übertragen. Dieses berechnet nun sowohl die Ausgangsgrößen, als auch die Ableitungen der Zustandsvariablen \dot{x} und sendet diese Daten zurück an MATLAB/Simulink. Dort wird nun die zeitliche Integration vorgenommen und die neuen Stellgrößen u_{n+1} sowie die Werte der Zustandsgrößen für den nächsten Zeitschritt x_{n+1} berechnet. Der größte Vorteil dieser Art der Schnittstellenbildung ist die Möglichkeit der numerischen Linearisierung des Triebwerks in MATLAB/Simulink. Darüber hinaus stehen nun zahlreiche, implizite und explizite, Integrationsverfahren mit fester oder variabler Schrittweite zur Verfügung. Ermöglicht werden diese Vorteile allerdings durch einen, wenn auch geringen, Mehrbedarf an Rechenleistung.

In der vorliegenden Arbeit wurden beide Arten der Anbindung realisiert. Die zeitliche Integration wird, wenn lineare Modelle erzeugt werden sollen, in MATLAB/Simulink durchgeführt. Um den Rechenzeitbedarf bei den Simulationen, vor allem in Hinblick auf die spätere Echtzeitimplementierung, so gering wie möglich zu halten, wird bei diesen die Integration im sogenannten "impliziten" Verfahren in der Leistungssyntheserechnung selbst durchgeführt.

4.5.2 Modellierung der am Triebwerk angebrachten Sensoren und Aktuatoren

Um das Verhalten des geregelten Triebwerks möglichst genau zu beschreiben, muss auch eine Simulation der Aktuatoren und Sensoren erfolgen. Da sich deren zeitliches Übertragungsverhalten meist sehr gut mit Hilfe sogenannter Übertragungsfunktionen darstellen lässt, bietet sich eine direkte Programmierung des Sensor- und Aktuatorverhaltens in MATLAB/Simulink an.

Modellierung der Triebwerkssensoren

Die für die Triebwerksregelung relevanten Sensoren lassen sich in drei Gruppen einteilen: Drehzahl-, Druck- und Temperatursensoren. Allen gemeinsam ist zunächst das Auftreten von Messrauschen im Messsignal. Dabei handelt es sich um meist hochfrequente Anteile, die dem eigentlichen Signal als Störsignale überlagert werden. Auch können alle Sensoren das gewünschte Messsignal nicht

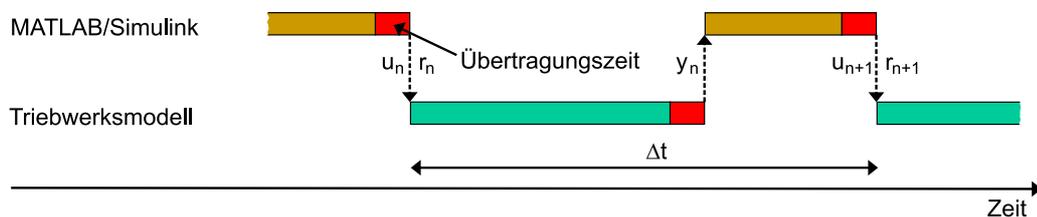
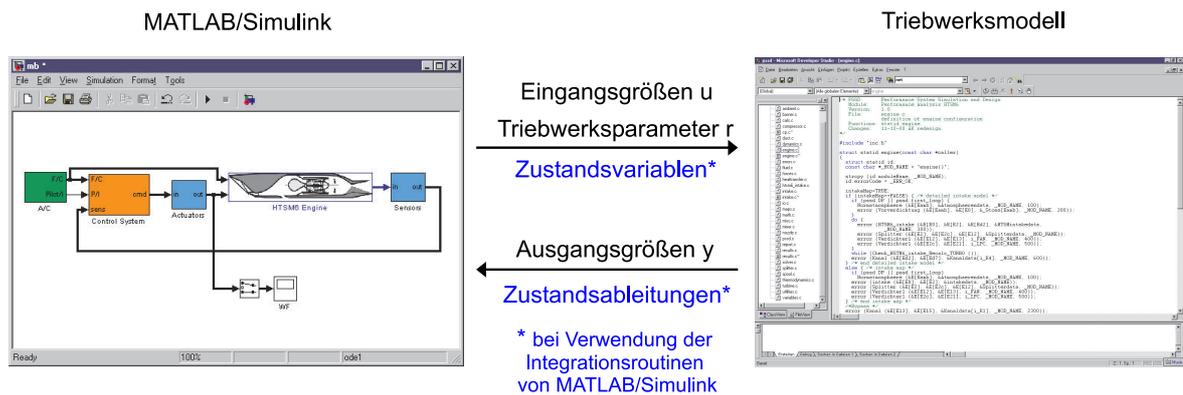


Bild 4.5: Datenfluss zwischen MATLAB/Simulink und Triebwerkssimulationsmodell: Möglichkeit der zeitlichen Integration im Synthesemodell oder in MATLAB/Simulink

sofort, sondern zeitlich verzögert zur Verfügung stellen. Diese Verzögerung tritt dabei nicht in Form einer Totzeit auf, sondern lässt sich durch ein Verzögerungsglied erster Ordnung mit der Zeitkonstante τ_s approximieren:

$$G_s(s) = \frac{1}{\tau_s s + 1} \tag{4.11}$$

Die Drehzahlsensoren eines Triebwerks sind in der Regel elektromagnetische Sensoren, die die Impulse einer vorbeidrehenden Zahnscheibe zählen. Durch diesen Aufbau ergibt sich eine sehr kleine Zeitkonstante, die vernachlässigt werden kann. Drucksensoren dagegen weisen Zeitkonstanten im Bereich von einigen Millisekunden auf. Beim p_{t2} -Sensor darf τ_s aufgrund des sich hier nur langsam ändernden Druckes auch deutlich höher sein. Die mit Abstand langsamsten Sensoren sind die zur Temperaturmessung verwendeten Thermoelemente. Die Zeitkonstanten sind hier vom jeweils vorherrschenden Druck abhängig und bewegen sich im Sekundenbereich. In Tabelle 4.4 sind die Werte τ_s für die verschiedenen Sensoren zusammengefasst. Die Tabelle zeigt Zahlenwerte für typische zivile Sensoren. Im militärischen Bereich eingesetzte Sensoren reagieren zum Teil deutlich schneller, verfügen aber über eine kürzere Lebensdauer.

Durch verschiedene Einflüsse, wie zum Beispiel magnetische und elektrische Felder, werden dem eigentlichen Nutzsignal, das ein Sensor liefert, zahlreiche Störsignale überlagert, die sich als meist hochfrequentes Messrauschen äussern. Da dieses Messrauschen durch das Zusammenwirken sehr vieler Einzelsignale entsteht, lässt es sich vereinfachend als Gauß'sches weisses Rauschen, also als einen unkorrelierten $N(0, \sigma^2)$ Prozess mit den Eigenschaften $E(X_i) = 0$ und $E(X_i X_j) = Var(X_i) = \sigma^2$ für alle i darstellen. Die Stärke des Messrauschens in Form der σ Werte ist für die verschiedenen Sensoren ebenfalls in Tabelle 4.4 dargestellt.

Sensor	Zeitkonstante τ_s	Messrauschen σ
n_L	$\approx 0s$	$0.3/min$
n_H	$\approx 0s$	$0.3/min$
p_{t2}	$0.4s$	$150Pa$
p_{t3}	$0.03s$	$3000Pa$
p_{t5}	$0.03s$	$500Pa$
p_{t13}	$0.03s$	$500Pa$
T_{t2}	$\tau_s = f(p_{t2}) \approx 3..10s$	$1K$
T_{t3}	$\tau_s = f(p_{t3}) \approx 3..10s$	$1K$
T_{t5}	$\tau_s = f(p_{t5}) \approx 1..8s$	$1K$

Tabelle 4.4: Typische Werte für das Übertragungsverhalten und die Stärke des Messrauschens der Triebwerkssensoren

Die Umsetzung beziehungsweise Programmierung der Sensoren in Simulink ist relativ einfach. Das Messrauschen kann mittels des “Band-Limited White Noise” Blocks simuliert werden. Die verwendete “Sample Time” t_s sollte dabei deutlich kleiner als die kleinsten Streckenzeitkonstanten sein, die “Noise Power” für den Block ergibt sich zu $\sigma^2 t_s$. Das Übertragungsverhalten kann bei den Drehzahl- und Drucksensoren durch einfache “Continuous Transfer Function”-Blöcke dargestellt werden. Da diese allerdings keine variable Zeitkonstante zulassen, muss bei den Temperatursensoren eine Struktur mit Rückführung verwendet werden. In Bild 4.6 sind der komplette Aufbau, sowie Simulationsergebnisse des T_{t3} -Sensors dargestellt.

Aktuatoren

Auch das Übertragungsverhalten der Aktuatoren kann relativ einfach näherungsweise beschrieben werden. Die Brennstoffmassenströme von Brennkammer und Nachbrenner werden jeweils durch eigene, unterlagerte hydromechanische Regelkreise eingestellt, die ihre Sollwerte vom Triebwerksregler erhalten. Diese unterlagerten Regelkreise werden als Brennstoffzumesseinheit (“Fuel Metering Unit”, FMU) bezeichnet. Das Verhalten der gesamten FMU kann näherungsweise mittels eines Verzögerungsglieds erster Ordnung beschrieben werden. Die Zeitkonstanten liegen etwa im Bereich von $0.02s$ bis $0.1s$. Zusätzlich muss noch die bei der Verbrennung entstehende Verzögerung durch ein weiteres Verzögerungsglied ($\tau_s \approx 0.02s$) berücksichtigt werden. Die Verstellung der Düsengeometrie erfolgt mit Hilfe mehrerer Hydraulikzylinder, deren Zeitverhalten sich durch Verzögerungsglieder zweiter Ordnung mit hoher Dämpfung beschreiben lässt. Die hier gewählte Übertragungsfunktion hat zwei Pole bei $s = -10$ und damit eine Dämpfung von $\zeta = 1$. Die Übertragungsfunktionen der Triebwerksaktuatoren ergeben sich damit zu:

$$G_{BK} = \frac{1}{(0.05s + 1)(0.02s + 1)} \quad (4.12)$$

$$G_{NB} = \frac{1}{(0.05s + 1)(0.02s + 1)} \quad (4.13)$$

$$G_{A8} = \frac{1}{0.03s^2 + 0.2s + 1} \quad (4.14)$$

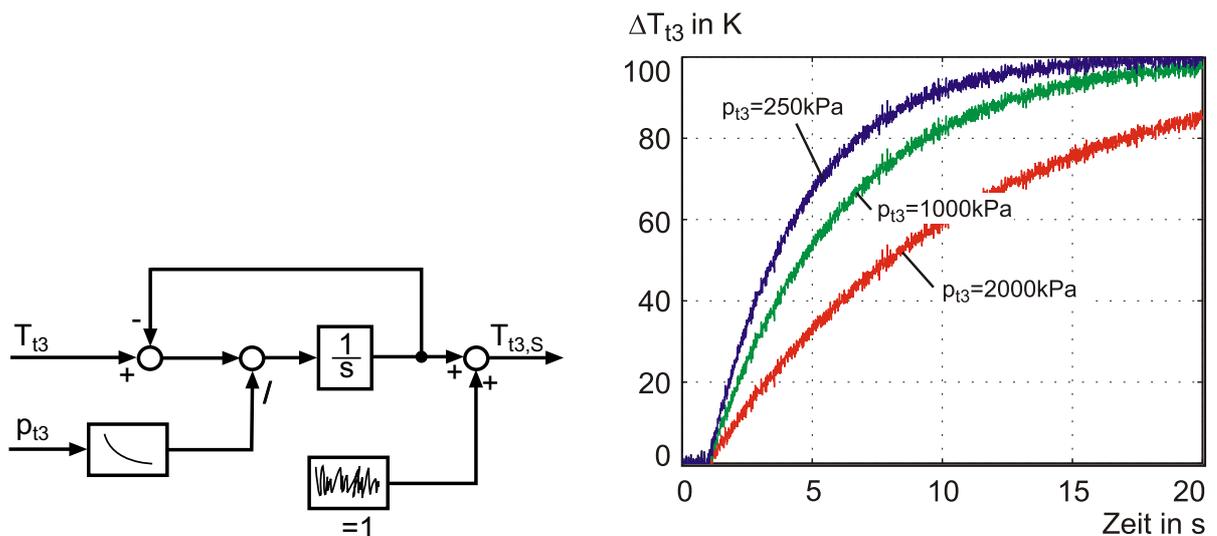


Bild 4.6: Aufbau des T_{t3} -Sensors und Sprungantwort des Sensors bei verschiedenen Drücken p_{t3} und einer Größe des Temperatursprungs von 100 K

4.5.3 Linearisierung des Synthesemodells in MATLAB/Simulink

Für eine regelungstechnische Analyse des Triebwerksverhaltens, sowie für verschiedene regelungstechnische Auslegungsverfahren werden Linearisierungen des nicht-linearen Triebwerksmodells benötigt. Durch die in Kapitel 4.5 beschriebene Implementation des physikalischen Modells in die Reglerentwicklungsumgebung MATLAB/Simulink können in dieser Entwicklungsumgebung automatisiert an beliebigen Betriebspunkten lineare Zustandsraummodelle des Triebwerks erzeugt werden. Die Linearisierung erfolgt numerisch durch Perturbation aller Eingangs- und Zustandsvariablen. Diese Perturbation wird in den MATLAB/Simulink eigenen Linearisierungsroutinen nur in einer Richtung mit einer vorgegebenen Perturbationsgröße vorgenommen. Diese Vorgehensweise entspricht einem Differenzenverfahren, das sowohl vorwärts nach der Gleichung

$$A_{i,j} = \frac{f_i(x_j + \Delta x_j) - f_i(x_j)}{\Delta x_j}, \quad (4.15)$$

als auch rückwärts gemäß

$$A_{i,j} = \frac{f_i(x_j) - f_i(x_j - \Delta x_j)}{\Delta x_j} \quad (4.16)$$

durchgeführt werden kann. Bei Anwendung dieser Verfahren kann allerdings eine bisweilen starke Abhängigkeit der zu berechnenden Matrixkoeffizienten von der Größe der Auslenkung und der Auslenkungsrichtung beobachtet werden. Dies führt mitunter zu deutlichen Unterschieden zwischen den linearisierten Modellen und dem nichtlinearen Modell, selbst bei kleinen Abweichungen vom Linearisierungspunkt. Die starke Abhängigkeit der Matrixkoeffizienten von der Auslenkungsrichtung kann durch Einsatz eines Zentrale-Differenzen-Verfahrens nach dem Schema

$$A_{i,j} = \frac{f_i(x_j + \Delta x_j) - f_i(x_j - \Delta x_j)}{2\Delta x_j} \quad (4.17)$$

verringert werden. Um darüber hinaus eine weitgehende Unabhängigkeit der Koeffizienten von der gewählten Auslenkungsgröße zu erreichen, können erweiterte Lagrange-Verfahren verwendet werden, die im Gegensatz zum oben beschriebenen Zentrale-Differenzen-Verfahren mehr als zwei Perturbationen durchführen, wie zum Beispiel

$$A_{i,j} = \frac{-f_i(x_j + 2\Delta x_j) + 8f_i(x_j + \Delta x_j) - 8f_i(x_j - \Delta x_j) + f_i(x_j - 2\Delta x_j)}{12\Delta x_j}. \quad (4.18)$$

Sehr gute Ergebnisse lassen sich auch mit einem in [Sug92] beschriebenen Verfahren erzielen, das eine kubische Spline Interpolationsmethode nutzt, um die Matrixkoeffizienten zu bestimmen. Die vier Systemmatrizen A , B , C und D werden danach wie folgt bestimmt:

$$A_{i,j} = \frac{-f_i(x_j + 2\Delta x_j) + 6f_i(x_j + \Delta x_j) - 6f_i(x_j - \Delta x_j) + f_i(x_j - 2\Delta x_j)}{8\Delta x_j} \quad (4.19)$$

$$B_{i,j} = \frac{-f_i(u_j + 2\Delta u_j) + 6f_i(u_j + \Delta u_j) - 6f_i(u_j - \Delta u_j) + f_i(u_j - 2\Delta u_j)}{8\Delta u_j} \quad (4.20)$$

$$C_{i,j} = \frac{-g_i(x_j + 2\Delta x_j) + 6g_i(x_j + \Delta x_j) - 6g_i(x_j - \Delta x_j) + g_i(x_j - 2\Delta x_j)}{8\Delta x_j} \quad (4.21)$$

$$D_{i,j} = \frac{-g_i(u_j + 2\Delta u_j) + 6g_i(u_j + \Delta u_j) - 6g_i(u_j - \Delta u_j) + g_i(u_j - 2\Delta u_j)}{8\Delta u_j} \quad (4.22)$$

Im Vergleich zu Lagrange-Verfahren mit mehreren Auslenkungen werden bei diesem kubischen Spline-Verfahren die weiter außen liegenden Punkte etwas stärker gewichtet. Erzeugt man numerische Linearisierungen des Synthesemodells nach dem oben beschriebenen Verfahren, so ist zunächst festzustellen, dass sich dadurch die Abhängigkeit der Matrixkoeffizienten von der Auslenkungsgröße und -richtung deutlich reduzieren lässt. Bei Vergleichen der einfachen, MATLAB/Simulink eigenen und der hier beschriebenen Linearisierungsmethodik mit dem nicht-linearen Modell ist die bessere Übereinstimmung der 5-Punkte Spline Methode deutlich zu erkennen (Bild 4.7).

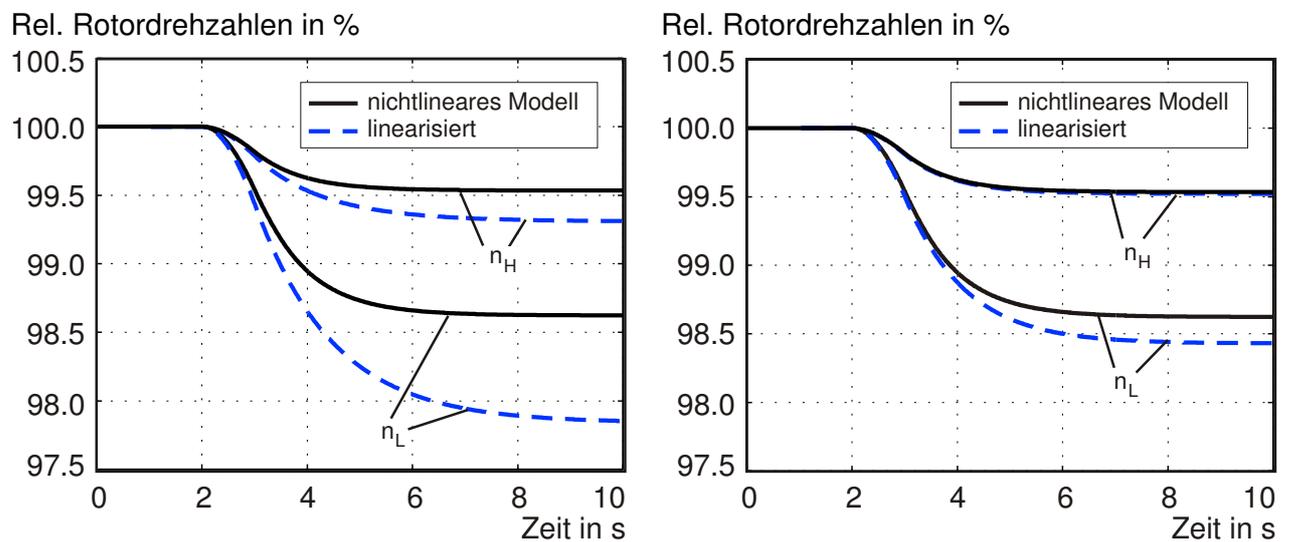


Bild 4.7: Vergleich zwischen verschiedenen Linearisierungsmethoden (links: einfaches Differenzenverfahren, rechts: erweitertes 5-Punkte Spline Verfahren)

Kapitel 5

Regelungstechnische Analyse des Triebwerks

5.1 Das Triebwerk als Regelstrecke

5.1.1 Anforderungen an die Triebwerksregelung

Die wichtigsten Anforderungen an die Triebwerksregelung lassen sich nach [Bau99] in die folgenden vier Hauptaufgabengebiete gliedern:

a) Entlastung des Piloten von triebwerksspezifischen Steuerungs-, Begrenzungs- und Kontrollaufgaben

Wie bereits in Kapitel 1 erwähnt, war dies einer der Hauptgründe für die Einführung von Triebwerksregelsystemen. Die Hauptaufgabe des Reglers besteht darin, dem Piloten den gewünschten, durch die Schubhebelstellung kommandierten, Schub zur Verfügung zu stellen, ohne dass der Pilot selbst dabei auf die Einhaltung der verschiedenen Grenzwerte für Temperaturen, Drücke, usw. achten muss. Wichtig für den Piloten ist der Zusammenhang zwischen Schubhebelstellung und Triebwerksnettoschub. So muss der Triebwerksregler sicherstellen, dass das gewünschte Schubniveau unabhängig von äußeren Einflussgrößen und unabhängig vom Alterungszustand des jeweiligen Triebwerks zur Verfügung gestellt wird. Zum anderen müssen durch Begrenzungen entstehende Totbänder bei der Verstellung des Schubhebels nach Möglichkeit vermieden werden, so dass der Pilot stets abschätzen kann, wieviel Schub ihm über das aktuelle Schubniveau hinaus noch zur Verfügung steht.

b) Ökonomischer Betrieb zur Minimierung des Brennstoffverbrauchs und Maximierung von Schub und Lebensdauer

Vor allem bei Triebwerken mit vielen Verstellmöglichkeiten, wie zum Beispiel Düsenhalsfläche, Verstellschaufeln in den Turbokomponenten oder andere variable Geometrien, kann der spezifische Brennstoffverbrauch des Triebwerks durch die Regelung günstig beeinflusst werden. Dies gilt vor allem für den stationären Betrieb (zum Beispiel Streckenflug). Während transients Manöver, und

hier insbesondere während der Beschleunigung des Triebwerks, ist es vor allem die Lebensdauer der Triebwerkskomponenten die durch eine geeignete Regelungsstrategie deutlich gesteigert werden kann. Dies gilt vor allem für die thermisch hochbelastete Hochdruckturbine.

c) Kurze Ansprechzeiten nach Anwahl eines neuen Betriebszustandes durch den Leistungshebel

Das geregelte Triebwerk soll den Schubkommandos, die vom Piloten durch die Stellung des Schubhebels vorgegeben werden, mit möglichst geringen Verzögerungen folgen. Kurze Ansprechzeiten des Triebwerks sind insbesondere in Notfallsituationen von entscheidender Bedeutung für die Sicherheit, zum Beispiel beim Durchstarten des Flugzeuges nach einer abgebrochenen Landung. Nicht zuletzt deswegen sind die Mindestanforderungen an das Ansprechverhalten des Triebwerks von den Luftfahrtbehörden vorgegeben. Der entsprechende Absatz aus den von der US-amerikanischen Luftfahrtbehörde Federal Aviation Authority (FAA) herausgegebenen Federal Aviation Regulations (FAR), FAR-33.73 lautet [Faa00]:

The design and construction of the engine must enable an increase–

(a) From minimum to rated takeoff power or thrust with the maximum bleed air and power extraction to be permitted in an aircraft, without overtemperature, surge, stall, or other detrimental factors occurring to the engine whenever the power control lever is moved from the minimum to the maximum position in not more than 1 second, except that the Administrator may allow additional time increments for different regimes of control operation requiring control scheduling; and

(b) From the fixed minimum flight idle power lever position when provided, or if not provided, from not more than 15 percent of the rated takeoff power or thrust available to 95 percent rated takeoff power or thrust in not over 5 seconds. The 5-second power or thrust response must occur from a stabilized static condition using only the bleed air and accessories loads necessary to run the engine. This takeoff rating is specified by the applicant and need not include thrust augmentation.

Wichtig ist hier vor allem der angegebene Wert für eine Beschleunigung von 15% auf 95% Startschub in höchstens 5 Sekunden. Die Beschleunigungs- beziehungsweise Ansprechzeiten können relativ unabhängig von der Größe des Triebwerks festgelegt werden, da sich die vergrößerte Wellenträgheit durch die höhere Leistung auf der Welle nahezu aufhebt. In den FAR-Bestimmungen fehlen allerdings weitere, vor allem regelungstechnisch interessante, Angaben, zum Beispiel bezüglich der Größe des maximal zulässigen Überschießens (“maximum overshoot”) des Triebwerksschubes über das gewählte Schubniveau. Diese und andere Kenngrößen werden in der Regel vom Zellenhersteller festgelegt. Dabei wird meist gefordert, dass das Schubmaximum, das während der Beschleunigung erreicht wird, nicht mehr als 2% über dem geforderten Schub liegt. Die stationäre Ungenauigkeit soll unter 1% des geforderten Wertes liegen.

Bei Triebwerken mit Nachbrenner ist zusätzlich auch auf das schnelle Ansprechen des Nachbrenners zu achten. Dies beinhaltet sicheres und schnelles Zünden des Nachbrenners bei Anwahl der Nachverbrennung, sowie schnelles Reagieren auf eine Änderung im gewünschten Grad der Nachverbrennung.

d) Hohe Sicherheit und Zuverlässigkeit bei allen Betriebszuständen

Nicht zuletzt muss der Triebwerksregler sicher stellen, dass das Triebwerk auch in extremen Flugsituationen zuverlässig und sicher betrieben werden kann. Dies beinhaltet die automatische Einhaltung sämtlicher für das Triebwerk relevanter Limitierungen. Diese Betriebsgrenzen lassen sich grob in drei Gruppen einteilen:

- Thermische Grenzen, zum Beispiel maximal zulässige Bauteiltemperaturen
- Mechanische Grenzen, zum Beispiel maximal zulässige Drehzahlen oder maximal zulässige Drücke
- Aerodynamische Grenzen, zum Beispiel Grenze des stabilen Betriebs der Verdichter (Pumpgrenze), des Einlaufs oder des Nachbrenners (Brummen)

Jede dieser Betriebsgrenzen muss unter allen Umgebungs- und Flugbedingungen eingehalten werden, um den sicheren Betrieb des Triebwerks zu ermöglichen.

Zusammenfassend kann also gesagt werden, dass die Hauptaufgabe des Triebwerksregelsystems die möglichst verzögerungsarme Bereitstellung des vom Piloten gewählten Schubes unter gleichzeitiger Einhaltung aller sicherheitsrelevanter Betriebsgrenzen darstellt. Darüber hinaus soll dies mit hoher Zuverlässigkeit und möglichst ökonomisch im Hinblick auf Brennstoffverbrauch und Lebensdauer geschehen.

Ein anderer Aufgabenbereich des Triebwerksreglers ist die Kommunikation mit Triebwerksüberwachungs- und Diagnosesystemen (“Engine Monitoring”). Hier ist zur Zeit die Tendenz der immer weitergehenden Integration von Regelungs- und Diagnosesystemen zu erkennen. Siehe dazu auch Kapitel 7. Des Weiteren muss das Triebwerksregelsystem auch mit anderen zellenseitig angebrachten Systemen wie der Hilfsgasturbine (APU), den Luft- und Leistungsentnahmesystemen und dem Flugregelsystem kommunizieren.

5.1.2 Auf das Triebwerk einwirkende Störgrößen

Wie im vorigen Abschnitt beschrieben, stellt die Triebwerksregelung regelungstechnisch gesehen vor allem eine Folgeregelung dar, die die Schubanforderung des Piloten möglichst schnell umsetzen soll. Darüber hinaus müssen aber auch die Einflüsse der auf das Triebwerk einwirkenden Störgrößen kompensiert werden, um das gewählte Schubniveau auch bei einer Veränderung dieser Störgrößen aufrecht erhalten zu können.

Eine dieser Störgrößen ist die Leistung, die aus dem Triebwerk entnommen wird, um zellenseitige Systeme antreiben zu können (P_{ext}). Diese muss durch eine entsprechende Erhöhung der Brennstoffzufuhr in der Brennkammer kompensiert werden. Ebenso würde sich der Nettoschub des Triebwerks ohne Regelung bei einer Änderung der für die Zelle notwendigen Zapfluftmenge \dot{m}_{Bleed} ändern. Auch hier muss der Triebwerksregler im Sinne einer Störgrößenregelung eingreifen. Nicht zuletzt sind es auch die wechselnden Umgebungsbedingungen (T_{t2}, p_{t2}), die störend auf das Triebwerk einwirken und auf die das Triebwerksregelsystem reagieren muss.

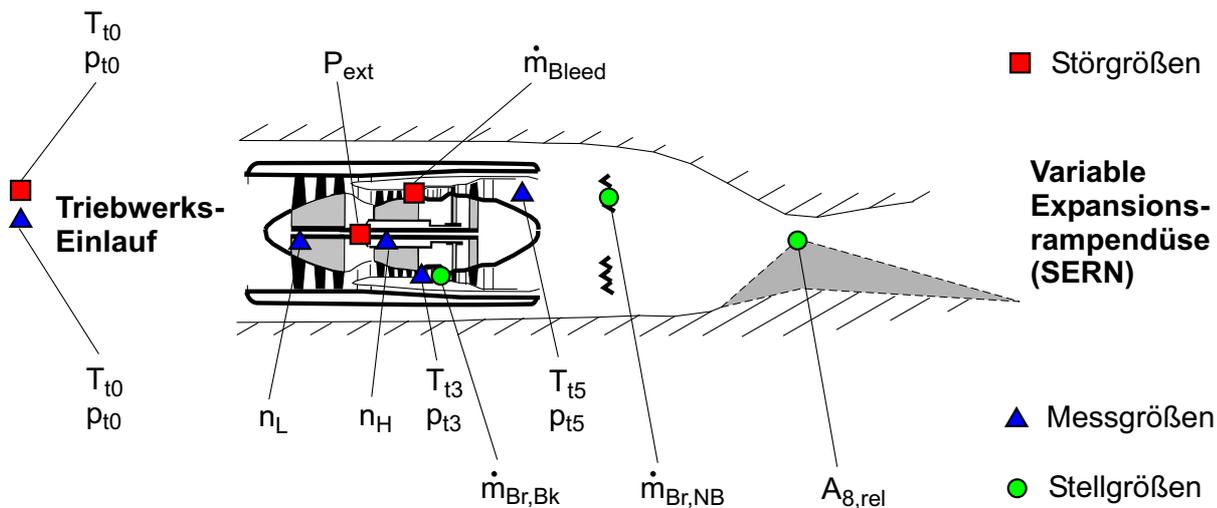


Bild 5.1: Störgrößen, Messgrößen und Stellgrößen des integrierten HTSM-6 Kerntriebwerks mit Nachbrenner und Düse

Auch die Alterung des Triebwerks beziehungsweise seiner Einzelkomponenten führt zu einer Abweichung vom nominalen Verhalten und muss durch die Regelung kompensiert werden. So muss auch ein Triebwerk mit etwas verringerten Komponentenwirkungsgraden den geforderten Schub liefern, wenngleich dies meist nur durch eine höhere Brennkammeraustrittstemperatur und damit eine verringerte Triebwerkslebensdauer möglich ist.

Für das vorliegende Triebwerk ergeben sich damit zusammengefasst die in Bild 5.1 aufgeführten Störgrößen.

5.1.3 Vom Triebwerksregler beeinflussbare Stellgrößen

Als "Stellgrößen" werden diejenigen Variablen bezeichnet, durch die das Regelsystem das Betriebsverhalten des Triebwerks aktiv beeinflussen kann. Wichtigste Stellgröße des Kerntriebwerks ist die Masse an Brennstoff, die der Hauptbrennkammer pro Zeiteinheit zugeführt wird ($\dot{m}_{Br,BK}$). Des Weiteren ist eine Verstellung der Leitschaufeln im Hochdruckverdichter vorgesehen, mit der ein ausreichender Pumpgrenzabstand gewährleistet werden kann. Auf die Luftabbläsung zum Einstellen des Pumpgrenzabstands wird beim vorliegenden Konzept verzichtet.

Beim Betrieb mit Nachbrenner ergibt sich zunächst als weitere Stellgröße der Brennstoffmassenstrom im Nachbrenner ($\dot{m}_{Br,NB}$). Um die Rückwirkungen auf das Kerntriebwerk möglichst gering zu halten, muss des Weiteren die Düsenhalsfläche verstellt werden. Somit stellt auch die relative Öffnung der Düsenhalsfläche ($A_{8,rel}$) eine der Stellgrößen des Triebwerks dar (vgl. Bild 5.1).

5.1.4 Gemessene Triebwerksvariablen / Messgrößen

Die für die Triebwerksregelung als Eingangsgrößen verwendbaren Variablen werden auch als "Messgrößen" bezeichnet. Diese lassen sich in vier Hauptgruppen einteilen:

- **Drehzahlen:** Die mit Hilfe von elektromagnetischen Sensoren gemessenen Wellendrehzahlen der Hochdruckwelle und Niederdruckwelle, n_H und n_L .
- **Temperaturen:** Hier werden meist relativ langsame Thermoelemente oder Widerstandssensoren benutzt, um Temperaturen in verschiedenen Ebenen des Triebwerks zu ermitteln. Gemessen werden beim vorliegenden Konzept die Umgebungstemperatur T_{t0} sowie die Austrittstemperatur des Hochdruckverdichters T_{t3} und der Hochdruckturbine T_{t5} .
- **Drücke:** Gemessen wird zunächst der Umgebungsdruck p_{t0} . Außerdem werden die Austrittsdrücke des Hochdruckverdichters p_{t3} sowie der Hochdruckturbine p_{t5} durch Sensoren erfasst.
- **Sonstige:** Außer den oben genannten Sensoren befinden sich in den Subsystemen des Triebwerks zahlreiche weitere, die deren fehlerfreien Betrieb überwachen, zum Beispiel in der Ölversorgung des Triebwerks. Andere Sensoren erfassen zum Beispiel auftretende Vibrationen und werden vor allem in der Triebwerksüberwachung (“Monitoring”) eingesetzt.

Zum Verhalten der Sensoren hinsichtlich Messrauschen und zeitlichem Übertragungsverhalten siehe Kapitel 4.5.2.

5.2 Analyse des dynamischen und stationären Verhaltens des Triebwerks

Das instationäre Betriebsverhalten des Triebwerks ergibt sich aus dem Zusammenwirken der Einzelkomponenten wie Verdichter, Brennkammer, Turbine, etc. unter Einbeziehung von Energiespeichereffekten wie Wellenträgheiten und Wärmeübergängen. Um eine geeignete Struktur für das Regelsystem definieren zu können, soll das dynamische Triebwerksverhalten zunächst an ausgewählten Betriebspunkten analysiert werden. Darüber hinaus wird die der Nichtlinearität entsprechende Veränderung des Triebwerksverhaltens aufgrund geänderter Lastzustände oder geänderter Flugbedingungen untersucht.

5.2.1 Untersuchte Betriebspunkte

Für die Erzeugung und regelungstechnische Analyse der linearisierten Triebwerksmodelle müssen zunächst die zu untersuchenden Betriebspunkte gewählt werden. Dabei muss die Auswahl auf wenige, dafür aber möglichst repräsentative Punkte beschränkt werden. Diese sind in Tabelle 5.1 aufgeführt. BP 1 entspricht dem Leerlauf des Triebwerks im Bodenstandfall (“ground idle”). BP 2 stellt den maximalen am Boden erreichbaren Schub ohne Nachverbrennung, BP 3 den dem Startschub entsprechenden Maximalschub mit voller Nachverbrennung dar. BP 4 entspricht dem minimalen Schub bei einer Flugmachzahl von $Ma_\infty = 1.2$ sowie einer Flughöhe von $H = 10000m$ (“flight idle”). BP 5 ist der Auslegungspunkt des Fluggerätes bei voller Nachverbrennung.

Abk.	Beschreibung	H	Ma_∞	$\dot{m}_{Br,BK}$	$\dot{m}_{Br,NB}$	A_8	n_H	T_{t7}	F_N
BP1	Leerlauf (Boden)	0km	0	0.6kg/s	0.0kg/s	0.7	80%	643K	7%
BP2	max. trocken	0km	0	4.8kg/s	0.0kg/s	0.7	100%	1350K	68%
BP3	Start	0km	0	4.9kg/s	7.8kg/s	1.0	100%	2312K	100%
BP4	Leerlauf (Flug)	10km	1.2	0.4kg/s	0.0kg/s	0.7	81%	770K	7%
BP5	Auslegungspunkt	10km	1.2	3.1kg/s	5.1kg/s	1.0	100%	2332K	62%

Tabelle 5.1: Untersuchte Betriebspunkte

5.2.2 Eigenwerte und Eigenvektoren

Die Pole eines dynamischen Systems stellen die verschiedenen, durch Energiespeicher hervorgerufenen, Eigenbewegungen beziehungsweise Moden des Systems dar. Die Pole lassen sich entweder durch Bestimmung der Nullstellen des Nennerpolynoms der Übertragungsfunktion des Systems berechnen oder durch Ermittlung der Eigenwerte der Systemmatrix A bei Verwendung der Zustandsraumdarstellung. Rechnergestützte Programme zur regelungstechnischen Analyse berechnen die Pole eines dynamischen Systems stets aus der Zustandsraumdarstellung als Eigenwerte λ der A -Matrix gemäß

$$\det(A - \lambda E) = 0. \quad (5.1)$$

Die aus der Gleichung

$$Ax = \lambda x \quad (5.2)$$

bestimmbaren Eigenvektoren $x \neq 0$ ermöglichen eine Aussage über die Art (Ordnung) der Eigenbewegung, sowie über die an der Eigenbewegung beteiligten Energiespeicher beziehungsweise Zustandsgrößen.

Die Pole p_i eines dynamischen Systems liegen in der komplexen Ebene. Die Lage der Pole liefert Informationen über die Stabilität, das Zeitverhalten, sowie das Schwingungsverhalten des zu untersuchenden Systems. Bild 5.2 zeigt als Beispiel die Pole verschiedener mechanischer Systeme mit und ohne Dämpfung, sowie die Sprungantworten des Systems im Zeitbereich. Hat einer der Pole einen positiven Realteil, so ist das System instabil im Sinne einer BIBO (Bounded Input Bounded Output) Stabilität, d.h. bei einer finiten Störung antwortet das System mit einem "unendlichen" Ausschlag. Den Grenzfall der Stabilität stellen Pole dar, deren Realteil gleich null ist. Verschwindet auch der Imaginärteil, so stellt der Pol einen reinen Integrator dar, d.h. die Störungen werden vom System "aufintegriert". Ein Pol mit negativem Realteil ergibt sich bei einer stabilen Eigenbewegung. Je größer der Abstand dieses Pols vom Ursprung des Koordinatensystems ist, desto schneller ist die jeweilige Eigenbewegung. Die Ersatzzeitkonstante τ_i der Eigenbewegung lässt sich demnach aus dem Betrag des komplexen Poles gemäß

$$\tau_i = \frac{1}{|p_i|} \quad (5.3)$$

berechnen. Die Dämpfung der Eigenschwingung ζ_i ergibt sich aus dem Argument des Pols beziehungsweise dem Winkel zwischen dem Radiusvektor und der negativen reellen Achse gemäß

$$\zeta_i = \cos(\pi - \arg(p_i)) \quad (5.4)$$

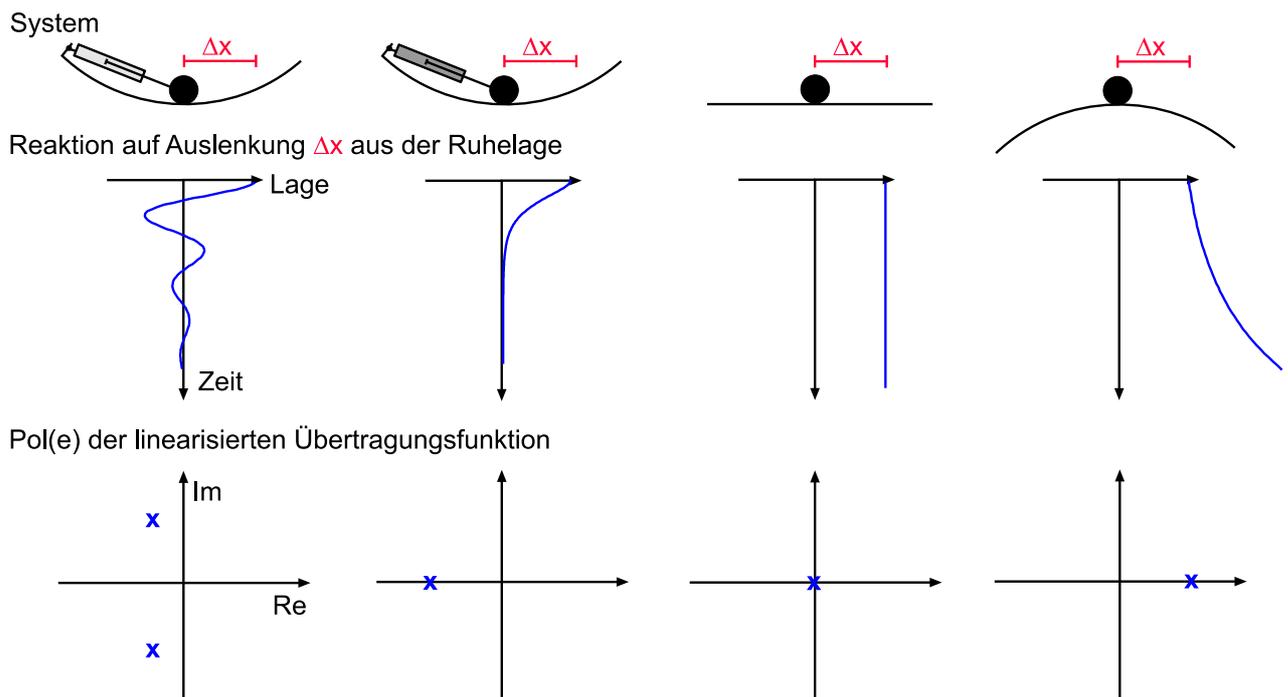


Bild 5.2: Pole und Sprungantworten verschiedener mechanischer Systeme mit und ohne Dämpfung

beziehungsweise

$$\zeta_i = \cos \left(\arctan \left(\frac{\operatorname{Im}(p_i)}{\operatorname{Re}(p_i)} \right) \right) \quad (5.5)$$

für $\operatorname{Re}(p_i) \neq 0$.

Analyse der Eigenwerte und Eigenvektoren an ausgewählten Betriebspunkten

Zur Analyse der Eigenwerte und Eigenvektoren des HTSM-6 Triebwerks erfolgt zunächst die Linearisierung an den in Tabelle 5.1 beschriebenen Betriebspunkten nach dem in Kapitel 4.5.3 gezeigten Spline-Verfahren. Tabelle 5.2 zeigt die sich ergebenden Eigenwerte des Triebwerks in den verschiedenen Betriebspunkten, nach Größe des Realteils geordnet.

Zunächst kann festgestellt werden, dass alle Realteile im negativen Bereich liegen und das Triebwerk somit erwartungsgemäß ein BIBO-stabiles System darstellt. Nur bei hoher Triebwerksleistung (BP 2 und 5) ergeben sich konjugiert komplexe Polpaare, die aber eine sehr hohe Maß an Dämpfung aufweisen. So ergibt sich bei maximalem Trockenschub (BP 2) für die Eigenwerte 5 und 6 eine Dämpfung von $\zeta = 0.996$, im Auslegungspunkt (BP 5) eine immer noch sehr hohe Dämpfung von $\zeta = 0.985$.

Die deutlichen Unterschiede in der Lage der Pole zwischen verschiedenen Lastzuständen und verschiedenen Flugbedingungen weisen auf die hohe Nichtlinearität des dynamischen Triebwerksverhaltens hin. Ebenso ist die Tendenz feststellbar, dass sich die Pole bei höheren Schubniveaus (BP 2, 3 und 5) deutlich in Richtung der negativen reellen Achse verschieben. Das Einschalten des Nachbrenners zwischen BP 2 und BP 3 ändert erwartungsgemäß wenig am dynamischen Verhalten des

	<i>BP1</i>	<i>BP2</i>	<i>BP3</i>	<i>BP4</i>	<i>BP5</i>
<i>EW 1</i>	-4.8367	-9.3255	-9.4255	-3.4861	-6.4769
<i>EW 2</i>	-4.6777	-6.5857	-6.6324	-3.3159	-4.5831
<i>EW 3</i>	-2.7953	-5.4270	-5.4883	-2.0760	-3.7826
<i>EW 4</i>	-1.7192	-3.1596	-3.2217	-1.2672	-2.2245
<i>EW 5</i>	-1.0283	-1.5949 + 0.1503i	-1.6146	-0.8145	-0.9690 + 0.1686i
<i>EW 6</i>	-0.6552	-1.5949 - 0.1503i	-1.1390	-0.5351	-0.9690 - 0.1686i
<i>EW 7</i>	-0.1899	-0.2649	-0.2665	-0.1344	-0.1842
<i>EW 8</i>	-0.1243	-0.2169	-0.2189	-0.0869	-0.1510
<i>EW 9</i>	-0.1132	-0.1861	-0.1873	-0.0830	-0.1289
<i>EW 10</i>	-0.0728	-0.1302	-0.1313	-0.0511	-0.0906
<i>EW 11</i>	-0.0693	-0.1263	-0.1244	-0.0502	-0.0861
<i>EW 12</i>	-0.0679	-0.1126	-0.1138	-0.0497	-0.0784
<i>EW 13</i>	-0.0578	-0.1089	-0.1096	-0.0429	-0.0755
<i>EW 14</i>	-0.0545	-0.1065	-0.1079	-0.0394	-0.0744
<i>EW 15</i>	-0.0381	-0.0736	-0.0744	-0.0282	-0.0512
<i>EW 16</i>	-0.0085	-0.0127	-0.0128	-0.0059	-0.0088
<i>EW 17</i>	-0.0049	-0.0096	-0.0097	-0.0036	-0.0067
<i>EW 18</i>	-0.0049	-0.0095	-0.0096	-0.0035	-0.0066

Tabelle 5.2: Eigenwerte (EW) der linearen Modelle abhängig vom Betriebspunkt

Triebwerks, da dieser hier weitgehend rückwirkungsfrei betrieben werden kann.

Um eine Zuordnung der verschiedenen Eigenwerte zu den Zustandsgrößen des Triebwerks herstellen zu können, müssen zusätzlich die Eigenvektoren zu den jeweiligen Eigenwerten betrachtet werden. Dies soll hier aus Gründen der Übersichtlichkeit nur am Beispiel des Betriebspunktes “maximaler Trockenschub” (BP 2) erläutert werden. Dazu werden zunächst alle Eigenvektoren der Systemmatrix A entsprechend Gleichung (5.2) rechnerisch ermittelt. Der Betrag beziehungsweise der Absolutwert der Vektorelemente dieser Eigenvektoren ist grafisch in Bild 5.3 dargestellt.

Eine Interpretation der graphischen Darstellung der Eigenvektoren kann zum Beispiel wie folgt vorgenommen werden: Jede der Spalten (gleiche Farbschattierung) der dargestellten Matrix stellt den zum jeweiligen Eigenwert (EW) gehörenden Eigenvektor dar. Aus der Höhe der Elemente des Eigenvektors schließt man auf die an der Eigenbewegung beteiligten Zustandsgrößen beziehungsweise Energiespeicher.

Generell kann hier festgestellt werden, dass die meisten Eigenbewegungen des Triebwerks relativ geringe Verkoppelungen verschiedener Eigenwerte aufweisen. So kann bei vielen Eigenwerten eine eindeutige Zuordnung zu einer Zustandsvariable erfolgen. Beginnt man zum Beispiel beim ersten Eigenwert, so stellt man fest, dass lediglich der Wärmeübergang an den Schaufeln der Hochdruckturbinen einen signifikanten Anteil an der Eigenbewegung besitzt. Folgt man der diesem Wärmeübergang entsprechenden Reihe der Matrix, so lässt sich leicht feststellen, dass die Zustandsvariable auch nur einen geringen Anteil an anderen Bewegungsformen hat. Somit kann eine relativ eindeutige Zuordnung von Zustandsgröße 10 (Wärmeübergang Hochdruckturbinenschauflern) zu Eigenwert 1 (-9.3255) vorgenommen werden. Hieraus folgt, dass sich der entsprechende Wärmeübergang mit einer Ersatz-

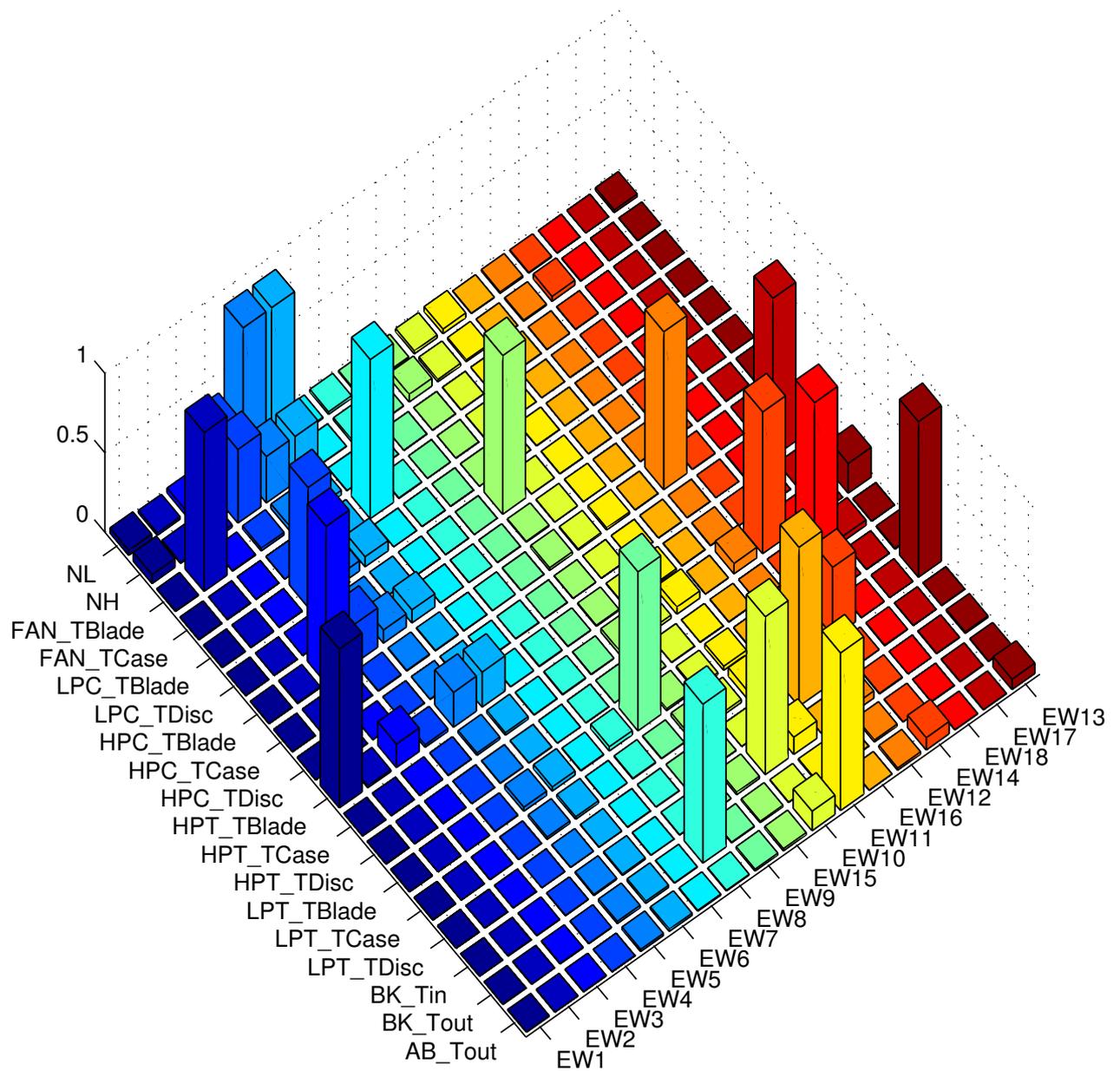


Bild 5.3: Eigenvektoren des Modells am Linearisierungspunkt 2

zeitkonstante von $\tau \approx 0.1s$ darstellen lässt. Eigenwert 2 kann auf eine Bewegung des Zustands für den Wärmeübergang an den Fan-Schaufeln zurückgeführt werden. Die zugehörige Ersatzzeitkonstante ergibt sich zu $\tau \approx 0.15s$. Eigenbewegung 3 ($\tau \approx 0.18s$) kann vor allem dem Wärmeübergang an den Hochdruckverdichterschaufeln zugeordnet werden, Eigenwert 4 ($\tau \approx 0.32s$) dem Wärmeübergang der Niederdruckverdichterschaufeln, wenngleich hier eine leichte Verkopplung mit den beiden Wellenträgheiten festzustellen ist.

Das konjugiert komplexe Polpaar von Eigenwert 5 und 6 mit der Ersatzzeitkonstante von $\tau \approx 0.62s$ beeinflusst vor allem die Niederdruckwelle, in geringerem Maße auch die Hochdruckwelle. Entkoppelte Eigenbewegungen lassen sich für die folgenden drei Eigenwerte 7, 8 und 9 mit den schon deutlich größeren Zeitkonstanten $\tau \approx 3.78s$, $\tau \approx 4.61s$ und $\tau \approx 5.37s$ und für die Wärmeübergänge an Fan (Gehäuse), Brennkammer (außen) sowie Niederdruckturbine (Schaufeln) feststellen. Eigenwert 10 mit $\tau \approx 7.68s$ lässt sich sehr gut dem Wärmeübergang an der Innenseite der Hauptbrennkammer zuordnen. Gleiches gilt für Eigenwert 11 ($\tau \approx 7.92s$) und die Wärmeübergangseffekte am Nachbrenner sowie Eigenwert 12 ($\tau \approx 7.92s$) und das relativ massive Gehäuse des Hochdruckverdichters. Mit Eigenwert 13 beziehungsweise einer Zeitkonstanten von $9.18s$ erfolgt der Wärmeübergang am Gehäuse der Niederdruckturbine, der allerdings auch einen nicht zu vernachlässigenden Anteil an Eigenbewegung 14 mit der Ersatzzeitkonstante $9.39s$ hat, die sich wiederum vor allem auf eine Auslenkung des thermischen Zustandes des Hochdruckturbinengehäuses zurückführen lässt. In einer ähnlichen Größenordnung ($\tau \approx 13.59s$) vollzieht sich der Wärmeübergang an den Scheiben des Niederdruckverdichters (Eigenwert 15). Deutlich langsamer, mit Zeitkonstanten im Minutenbereich, vollziehen sich die Wärmeübergänge in beziehungsweise aus den Scheiben von Niederdruckturbine (Eigenwert 16, $\tau \approx 78.74s$), Hochdruckverdichter (Eigenwert 17, $\tau \approx 104.2s$) sowie Hochdruckturbine ($\tau \approx 105.3s$). Das festgestellte dynamische Verhalten entspricht damit dem aufgrund der physikalischen Gegebenheiten erwarteten.

Im vorliegenden Synthesemodell des Triebwerks und damit auch in den daraus abgeleiteten linearen Modellen sind keine dynamischen Gasaufstaueffekte im Inneren des Triebwerks berücksichtigt. Werden diese in die Modellierung integriert, so ergibt sich eine neue Gruppe von Eigenwerten mit sehr kleinen beziehungsweise schnellen Zeitkonstanten im Millisekundenbereich. Diese Eigenbewegungen grenzen sich klar von den durch Wellenträgheiten oder Wärmeübergängen verursachten dynamischen Effekten ab. Aufgrund dieser starken Abgrenzung und der schnellen Zeitkonstanten in einem für die Triebwerksregelung nicht relevanten und vor allem nicht beeinflussbaren Bereich können die durch den Gasaufstau verursachten dynamischen Effekte für die Reglerentwicklung unberücksichtigt bleiben oder bei einer eventuell erfolgenden Modellreduktion eliminiert werden [Eva01].

Ähnliche Verhältnisse wie im eben betrachteten Betriebspunkt 2 ergeben sich bei den anderen Linearisierungspunkten. Auch hier kann eine relativ eindeutige Zuordnung von Eigenwerten und Zustandsgrößen erfolgen. Die Ergebnisse dieser Zuordnung bei anderen Betriebspunkten unterscheiden sich nicht signifikant von den oben beschriebenen. Lediglich im Grad der Verkopplung von Eigenwert 5 und Eigenwert 6 lassen sich Unterschiede feststellen.

Variation der Eigenwerte und Eigenvektoren mit Lastzustand und Flugbedingungen

Bedingt durch die Nichtlinearität des dynamischen Triebwerksverhaltens verschieben sich die Eigenwerte bei einer Änderung des Lastzustands des Triebwerks sowie bei einer Änderung der Flug-

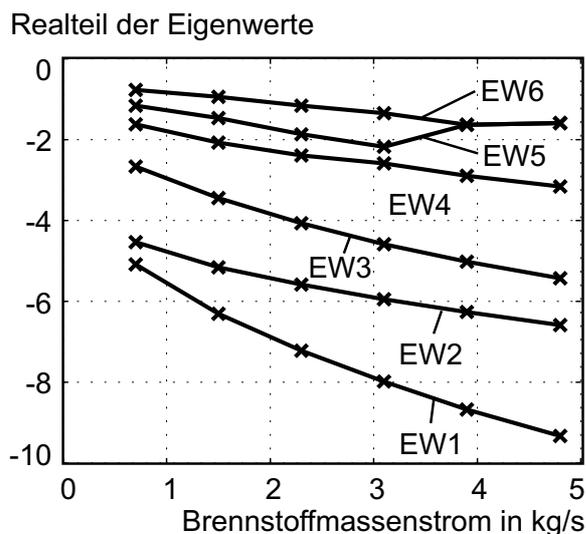


Bild 5.4: Verschiebung der Eigenwerte 1 mit 6 von Leerlauf bis Vollast im Bodenstandfall

bedingungen des Fluggeräts. Die Größe dieser Verschiebung stellt damit auch ein Maß für die Nichtlinearität des Triebwerks dar. Zunächst soll eine Variation des Lastzustands von Leerlauf bis Vollast im Bodenstandfall ($Ma_\infty = 0$ und $H = 0m$) erfolgen. Die Ergebnisse der Linearisierungen entlang dieser Betriebslinie sind, aus Gründen der Übersichtlichkeit, nur für die Eigenwerte 1 mit 6, in Bild 5.4 dargestellt. Deutlich erkennbar ist die stark ausgeprägte Nichtlinearität des dynamischen Verhaltens des Triebwerks, die sich in der starken Verschiebung der Pole in Richtung der negativen realen Achse manifestiert. Ebenso deutlich zeigt sich die Kombination von Eigenwert 5 und Eigenwert 6 zu einem konjugiert komplexen Polpaar bei höheren Laststufen.

Ein sehr ähnliches Bild ergibt sich bei der Analyse der Eigenwertverschiebung entlang einer Aufstiegsbahn des Fluggeräts. Betrachtet man die Lage der Eigenwerte bei einem Aufstieg vom Bodenstand bis zum Auslegungspunkt bei $Ma_\infty = 1.2$ und $H = 10000m$ bei konstant mit Vollast betriebenen Triebwerken, so ergibt sich eine deutliche Verschiebung der Pole in Richtung der positiven realen Achse. Eigenwert 1 verschiebt sich so zum Beispiel von -9.32 bei Bodenstand nach -6.52 im Auslegungsfall. Auch die anderen Eigenwerte verhalten sich ähnlich, sodass sich insgesamt ein Verhalten ergibt, das weitestgehend mit dem in Bild 5.4 gezeigten übereinstimmt.

Zusammenfassend kann also festgestellt werden, dass das Triebwerk stark nichtlineares Verhalten hinsichtlich des Lastzustands und hinsichtlich der Flugbedingungen aufweist. Allerdings bleiben die Pole der Übertragungsfunktion stets in einem stabilen und sehr stark gedämpften Bereich.

5.2.3 Stationäre Signalverstärkungen der Stellgrößen auf verschiedene Ausgangsgrößen

Die oben untersuchten Eigenwerte und Eigenvektoren sind für das dynamische Verhalten des Triebwerks maßgeblich. Für regelungstechnische Belange ist aber auch das stationäre Verhalten von großem Interesse. Dies gilt insbesondere für die stationären Verstärkungen von den Eingangs- zu den Ausgangsgrößen, also zum Beispiel die Stärke der stationär verbleibenden Auswirkung eines

Sprungs im Brennstoffmassenstrom auf die Drehzahlen oder den Nettoschub des Triebwerks.

Die stationären Verstärkungsfaktoren können ausgehend von den Gleichungen (4.3) und (4.4) berechnet werden. Dazu setzt man zunächst die Ableitung der Zustandsvariablen $\dot{x} = 0$ und erhält

$$0 = Ax + Bu \quad (5.6)$$

und damit den Zusammenhang

$$x = -A^{-1}Bu . \quad (5.7)$$

Einsetzen von (5.7) in (4.4) liefert schließlich

$$y = \left(C \left(-A^{-1}B \right) + D \right) u \quad (5.8)$$

und damit die gesuchte Matrix der stationären Verstärkung von Eingangs- zu Ausgangsgrößen

$$K_S = C \left(-A^{-1}B \right) + D . \quad (5.9)$$

Die einzelnen Elemente der K_S -Matrix sind nicht unmittelbar miteinander vergleichbar. Dies liegt daran, dass alle Eingangs- und Ausgangsgrößen auch im linearisierten System einheitenbehaftet sind und damit die Größe der einzelnen Matrixelemente stark variiert. Um trotzdem Vergleiche zu ermöglichen, muss das System beziehungsweise die Matrix der stationären Verstärkungsfaktoren entsprechend skaliert werden. Diese Skalierung verbessert gleichzeitig die Genauigkeit der computergestützten Rechenergebnisse, insbesondere bei Eigenwertproblemen beziehungsweise Matrixinvertierungen [Mat99].

Es existieren mehrere Möglichkeiten zur Wahl der benötigten Skalierungsfaktoren. Die hier favorisierte Methode besteht darin, die Differenz aus Maximalwert und Minimalwert für die einzelnen Eingangs-, Zustands- und Ausgangsgrößen zur Skalierung heranzuziehen. Für die Aktuatorensignale wird die Differenz aus den maximal und minimal möglichen Stellensignalen verwendet, die sich aus der mechanischen Beschränkung der Aktuatoren ergibt. Die Skalierungsfaktoren werden in den Diagonalmatrizen S_u , S_x und S_y zusammengefasst. Damit lassen sich die Systemmatrizen der linearen Zustandsraummodelle wie folgt skalieren (zum Beispiel [Här99]):

$$A_S = S_x^{-1}AS_x \quad (5.10)$$

$$B_S = S_x^{-1}BS_u \quad (5.11)$$

$$C_S = S_y^{-1}CS_x \quad (5.12)$$

$$D_S = S_y^{-1}DS_u \quad (5.13)$$

Analyse der Signalverstärkungen an ausgewählten Betriebspunkten

Es sollen hier zunächst die stationären Verstärkungsfaktoren von den Stellgrößen des Triebwerks (Brennstoffmassenstrom Brennkammer, Brennstoffmassenstrom Nachbrenner, Düsenhalsfläche) zu einigen wichtigen Ausgangsgrößen (Drehzahlen, Austrittstemperatur) betrachtet werden. Dazu werden die linearen Modelle an den Betriebspunkten skaliert und die Verstärkungsmatrix K_S wie oben

beschrieben berechnet. Die Ergebnisse sind in Tabelle 5.3 zusammengefasst. Die einzelnen Werte stellen ein Maß dar, wie stark die jeweilige Ausgangsgröße von der jeweiligen Eingangsgröße beeinflusst werden kann. Das Vorzeichen beschreibt die Richtung dieser Beeinflussung. So kann zum Beispiel der Wert von 3.0715 für die Verstärkung von $\dot{m}_{Br,BK}$ nach n_H am Betriebspunkt 1 so gedeutet werden, dass eine Änderung des Brennstoffmassenstroms in der Brennkammer um 1% des maximalen Wertes einen Ausschlag der Hochdruckrotordrehzahl von etwas über 3% der maximalen Bandbreite nach sich zieht.

Betrachtet man generell den Einfluss des Brennstoffmassenstroms in der Brennkammer auf die Hochdruckdrehzahl, so lässt sich feststellen, dass dieser bei hoher Last (zum Beispiel BP 2) deutlich geringer ist als bei niedrigen Laststufen (BP 1). Gleiches gilt für die Niederdruckrotordrehzahl bei abgeschaltetem Nachbrenner. Der Einfluss von $\dot{m}_{Br,BK}$ auf T_{t7} macht sich ebenfalls bei niedriger Last stärker bemerkbar. Der Einfluss bei zugeschaltetem Nachbrenner ist relativ gering.

Durch eine Erhöhung des Brennstoffstroms im Nachbrenner lassen sich beide Drehzahlen verringern, d.h. das Triebwerk wird durch eine Erhöhung von $\dot{m}_{Br,NB}$ stark angedrosselt, was im Extremfall zum Pumpen der Verdichter führen kann. Der Einfluss des Nachbrennerbrennstoffstroms auf die Austrittstemperatur nimmt mit steigendem Brennstoffstrom ab und kehrt sich an der Grenze der stöchiometrischen Verbrennung sogar um (BP 5).

Bei einer Vergrößerung der Düsenhalsfläche steigen die Drehzahlen des Triebwerks. Dies kann und muss im Nachbrennerbetrieb zu einer Kompensation der Auswirkung des steigenden Brennstoffstroms auf das Kerntriebwerk genutzt werden, um ein Pumpen der Verdichter zu verhindern. Der Einfluss der Düsenhalsfläche auf die Austrittstemperatur ist eher gering, es zeigt sich eine negative Tendenz aufgrund des steigenden Massendurchsatzes bei gleichbleibenden Brennstoffmassenströmen. Eine Ausnahme stellt auch hier BP 5 mit leicht überstöchiometrischer Verbrennung im Nachbrenner dar.

	<i>BP 1</i>	<i>BP 2</i>	<i>BP 3</i>	<i>BP 4</i>	<i>BP 5</i>
$\dot{m}_{Br,BK} \rightarrow n_L$	1.8650	0.8353	1.7913	2.4290	2.4376
$\dot{m}_{Br,BK} \rightarrow n_H$	3.0715	0.4822	0.7172	3.5621	1.0217
$\dot{m}_{Br,BK} \rightarrow T_{t7}$	0.8385	0.2829	-0.0930	1.1897	0.0417
$\dot{m}_{Br,NB} \rightarrow n_L$	-4.0259	-1.6460	-1.0301	-4.7512	-0.4724
$\dot{m}_{Br,NB} \rightarrow n_H$	-1.2852	-0.5136	-0.2866	-1.8121	-0.1334
$\dot{m}_{Br,NB} \rightarrow T_{t7}$	2.4818	1.1170	0.5878	3.6591	-0.0969
$A_{8,rel} \rightarrow n_L$	0.6286	1.3067	1.2356	0.5626	0.8976
$A_{8,rel} \rightarrow n_H$	0.2418	0.4067	0.3427	0.2238	0.2515
$A_{8,rel} \rightarrow T_{t7}$	-0.0722	-0.2671	-0.2267	-0.0854	0.0253

Tabelle 5.3: Skalierte stationäre Verstärkungsfaktoren von Eingangs- zu Ausgangsgrößen an verschiedenen Betriebspunkten (BP)

Variation der Signalverstärkungen mit Lastzustand und Flugbedingungen

Die Variation der Verstärkungsfaktoren abhängig vom Lastzustand und den Flugbedingungen soll hier exemplarisch, am Beispiel des Brennkammerbrennstoffmassenstroms, analysiert werden. Be-

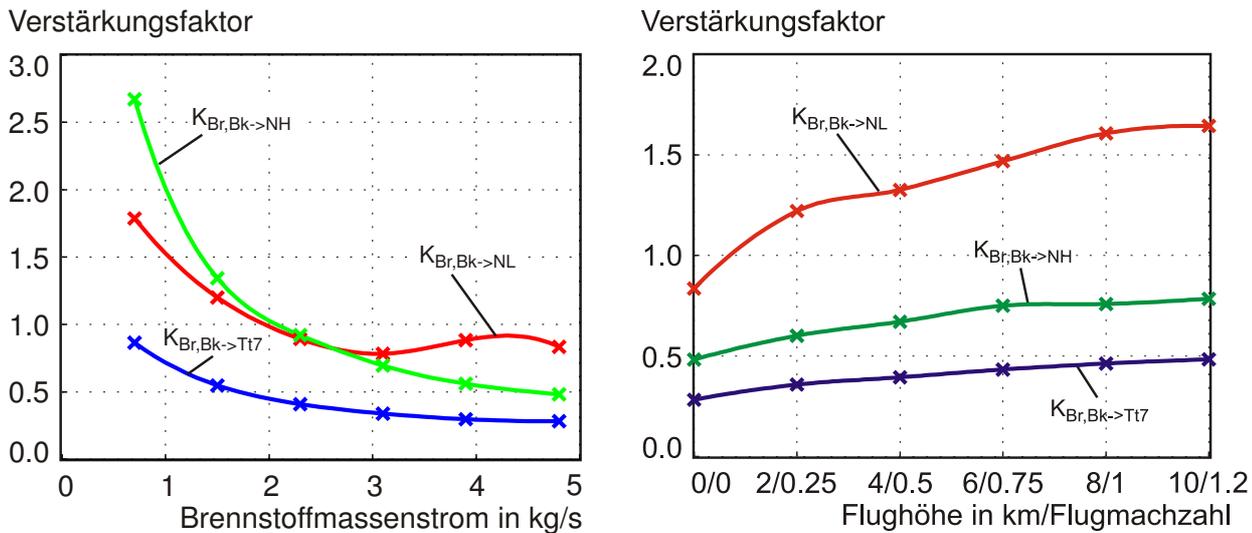


Bild 5.5: Verstärkungsfaktoren von $\dot{m}_{Br,BK}$ auf n_L , n_H und T_{t7} bei unterschiedlicher Last (links) und unterschiedlichen Flugbedingungen (rechts)

trachtet wird die skalierte stationäre Verstärkung auf die beiden Drehzahlen sowie die Triebwerksaustrittstemperatur. Dazu werden durch Linearisierung gewonnene Zustandsraummodelle des Triebwerks im Bodenstandfall von Leerlauf bis Volllast (Bild 5.5, links) sowie bei Volllast mit variierenden Flugbedingungen (Bild 5.5, rechts) untersucht. Deutlich erkennbar ist zunächst die zum Teil starke Änderung der stationären Verstärkungsfaktoren, die sich aus der Nichtlinearität des Triebwerksverhaltens ergeben. Betrachtet man den Verlauf entlang der Betriebslinie im Bodenstandfall (Bild 5.5, links), so erkennt man deutlich die abnehmende Tendenz der Verstärkungsfaktoren, insbesondere in der Auswirkung des Brennstoffmassenstroms auf die Hochdruckrotordrehzahl, die beim vorliegenden Triebwerk stark mit dem Nettoschub korreliert. Konkret bedeutet die Abnahme der Verstärkung dass, um den gleichen prozentualen Sprung in der Hochdruckdrehzahl (und damit im Nettoschub) zu erreichen, bei höherer Last ein größerer Brennstoffsprung nötig wird. Um dies auszugleichen, muss eventuell eine Anpassung der Regelung über das Lastniveau erfolgen, zum Beispiel in Form von geänderten Verstärkungen der Regelkreise (“gain scheduling”).

Ein ähnliches Verhalten zeigt sich, wenn das Triebwerk konstant mit Volllast, dafür aber auf unterschiedlichen Punkten im Flugbereich des Hyperschalltransporters betrieben wird, wie in Bild 5.5 rechts dargestellt. Die Variation der Stationärverstärkungen ist hier allerdings nicht ganz so stark wie bei der vorher beschriebenen Änderung der Laststufe. Trotzdem könnte auch hier eine Anpassung der Kreisverstärkungen der Triebwerksregelung notwendig sein.

5.2.4 Frequenzgang / Bode-Diagramme

Weitere Analysen des dynamischen Triebwerksverhaltens lassen sich durch eine Betrachtung im Frequenzbereich vornehmen. Dazu werden dem Triebwerksmodell sinusförmige Eingangssignale unterschiedlicher Frequenz vorgegeben. Da es sich bei den Zustandsraummodellen um stabile und lineare Systeme handelt, ergibt sich nach einer bestimmten Zeit ein ebenfalls sinusförmiges Aus-

gangssignal, das sich jedoch sowohl in der Amplitude als auch im Phasengang vom Eingangssignal unterscheiden kann. Das Verhältnis der Amplituden der Ausgangsschwingung und der Eingangsschwingung als Funktion der Eingangsfrequenz wird auch als “Betragsfunktion” bezeichnet, die Phasenverschiebung als Funktion der Eingangsfrequenz als “Phasenfunktion” [Sch99]. Die Darstellung des kompletten Frequenzganges erfolgt üblicherweise im sogenannten *Bodediagramm*, in dem die Betragsfunktion sowie die Phasenfunktion über der logarithmisch geteilten Frequenzachse aufgetragen werden. Die Darstellung der Betragsfunktion kann dabei entweder logarithmisch in einer dB -Skala oder linear erfolgen, die Phasenfunktion wird stets linear aufgetragen [Föl90].

Bode-Diagramme an ausgewählten Betriebspunkten

Bild 5.6 zeigt das Ergebnis dieser Auftragung für die verschiedenen Linearisierungs- beziehungsweise Betriebspunkte. Dargestellt ist der Frequenzgang der Übertragungsfunktion des Brennkammerbrennstoffmassenstroms $\dot{m}_{Br,BK}$ auf die Drehzahl des Hochdruckrotors n_H . Zunächst ist deutlich zu erkennen, dass hohe Frequenzen vom Triebwerk “gefiltert” werden. Das Verhalten entspricht hier weitestgehend dem eines einfachen PT1-Gliedes. Die Knickfrequenzen liegen je nach betrachtetem Betriebspunkt um $1 rad/s$, d.h. bei einer Frequenz von ungefähr $6 Hz$. Auch der Phasengang entspricht mit einer Phasenverschiebung von 0° bei niedrigen Eingangsfrequenzen und -90° bei hohen Eingangsfrequenzen dem eines PT1-Gliedes.

Die Frequenzgänge der Betriebspunkte mit niedrigen Laststufen, d.h. Leerlauf im Bodenstandfall sowie im Flug (BP 1 und BP 4) liegen sehr dicht beieinander. Deutlich niedrigere Amplitudenfunktionen und höhere Knickfrequenzen weist die Gruppe der Betriebspunkte bei Vollast mit und ohne Nachbrenner (BP 2, BP 3 und BP 5) auf. Diese Gruppierung zeigt sich auch in der Phasenverschiebung, ist dort allerdings weniger deutlich ausgeprägt.

Variation der Bode-Diagramme mit Lastzustand und Flugbedingungen

Es soll nun die Änderung des Frequenzganges zwischen Leerlauf und Vollast untersucht werden. Die Amplitudenfunktion und die zugehörige Phasenfunktion sind in Bild 5.7 dargestellt. Am linken Rand der Verstärkungsfunktion bei einer Frequenz von $10^{-3} rad/s$ ist der stationäre Verstärkungsfaktor erkennbar. Dieser zeigt die bereits in Kapitel 5.2.3 beschriebene Tendenz zu niedrigeren Verstärkungsfaktoren bei höheren Lastzuständen. Die Zahlenwerte sind allerdings nicht direkt mit den in Tabelle 5.3 aufgeführten vergleichbar, da dort der Bestimmung der Verstärkungsfaktoren eine Normierung des Systems vorausgeht. Die Knick- beziehungsweise Eckfrequenz des Amplitudenganges verschiebt sich mit steigender Last zu höheren Frequenzen, d.h. die Filterwirkung des Triebwerks ist dort etwas schwächer. Diese Tatsache lässt sich auch aus der Verschiebung der für die Drehzahlen maßgeblichen Pole beziehungsweise Eigenwerte 5 und 6 in Tabelle 5.2 nachvollziehen. Der Verlauf der Phasenfunktion entspricht bei allen Laststufen dem eines PT1-Gliedes mit variierender Zeitkonstante.

Um die Änderung des Frequenzganges aufgrund veränderter Flugbedingungen zu dokumentieren, werden lineare Modelle an sechs Betriebspunkten vom Bodenstandfall bis zum Auslegungspunkt erzeugt. Die resultierenden Amplituden- sowie Phasengänge für die Übertragungsfunktion von $\dot{m}_{Br,BK}$ nach n_H können aus Bild 5.8 entnommen werden. Das Verhalten ist vergleichbar mit

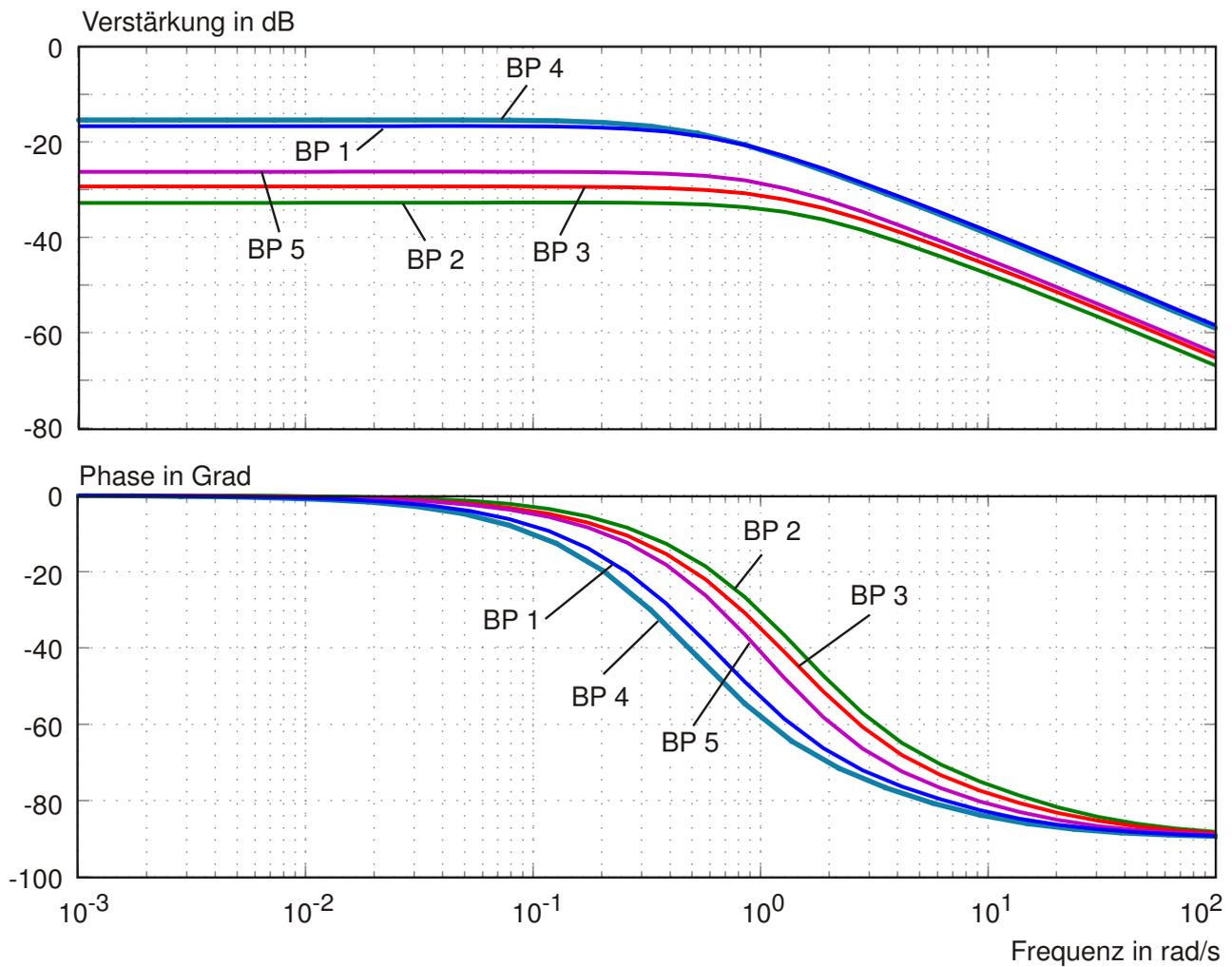


Bild 5.6: Bode-Diagramm der Übertragungsfunktion von \dot{m}_{B_r, B_k} auf n_H in den verschiedenen Betriebspunkten (BP)

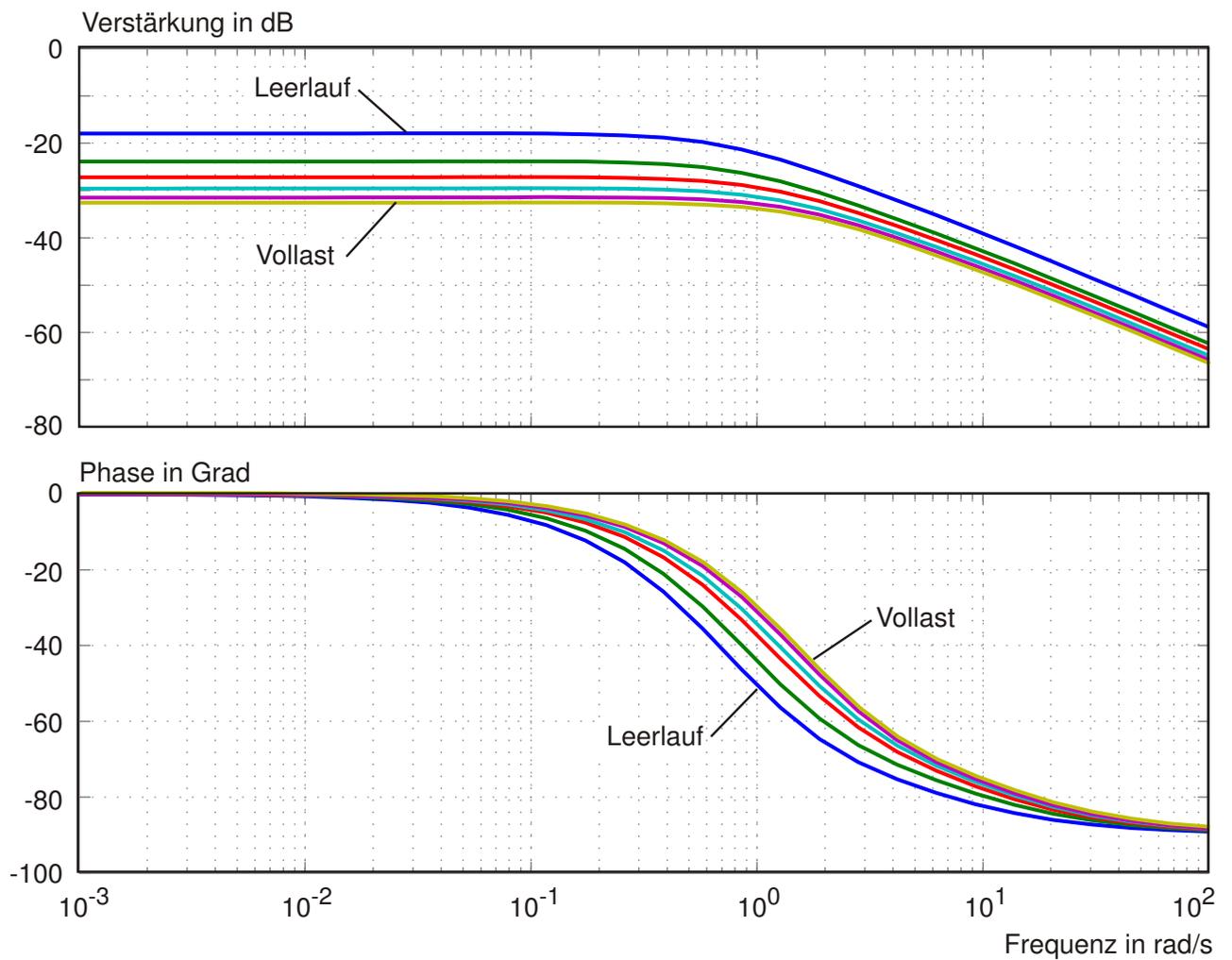


Bild 5.7: Bode-Diagramm der Übertragungsfunktion von $\dot{n}_{Br,Bk}$ auf n_H im Bodenstandfall ($Ma_\infty = 0$ und $H = 0m$) bei verschiedenen Lastzuständen

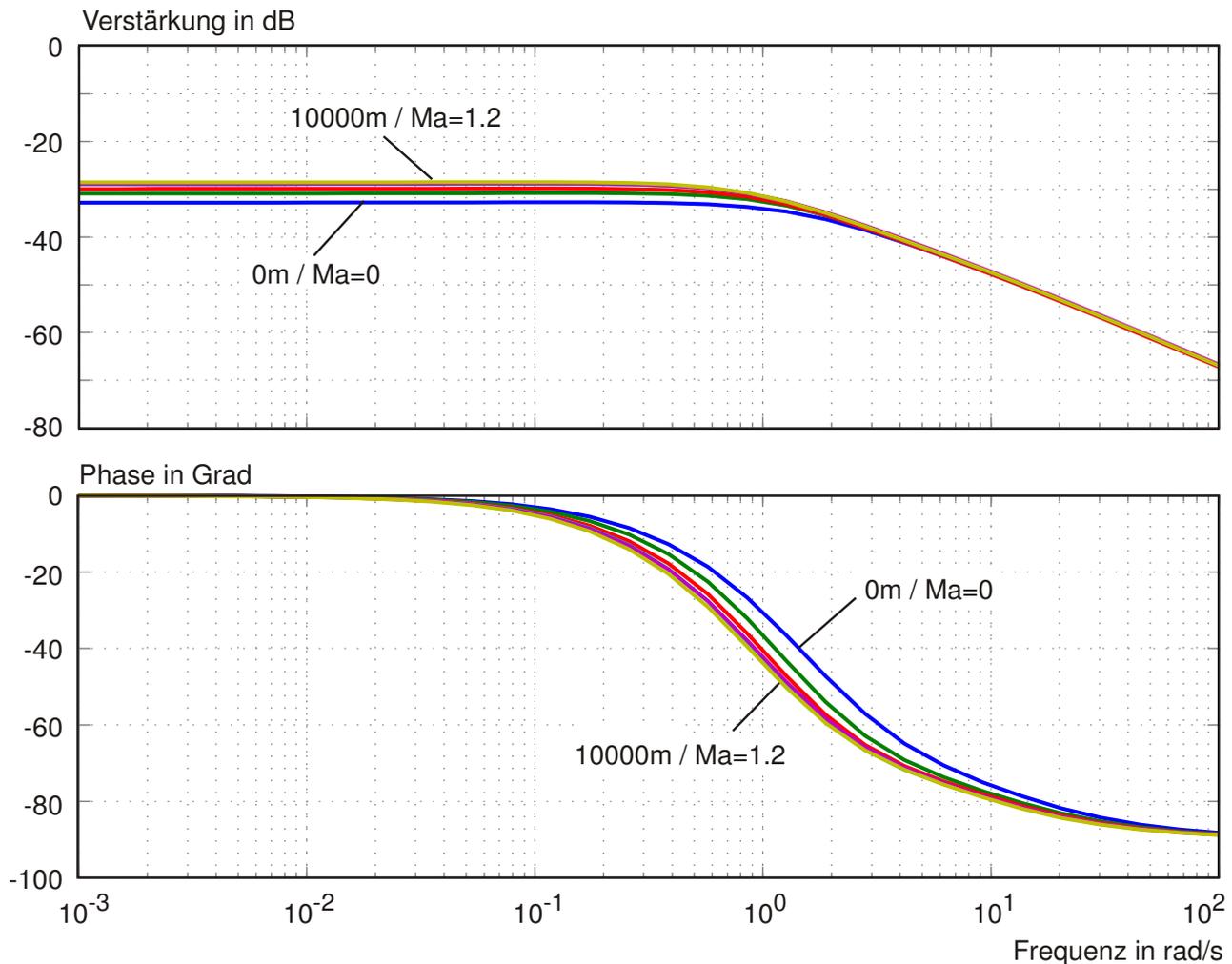


Bild 5.8: Bode-Diagramm der Übertragungsfunktion von $\dot{m}_{Br, Bk}$ auf n_H bei Volllast und variierenden Flugbedingungen

Bild 5.7, die Nichtlinearität ist allerdings weniger stark ausgeprägt als bei der Variation des Triebwerkslastzustands.

5.2.5 Auswahl eines geeigneten Regelkonzepts für den Turboteil des HTSM-6 Triebwerks

Es gilt nun, ausgehend von den im vorigen Abschnitt beschriebenen Analysen, eine geeignete Regelstruktur für den Turboteil des HTSM-6 Triebwerks auszuwählen. Dabei soll ein Kompromiss zwischen technischer Realisierbarkeit und neueren Verfahren gefunden werden.

Zunächst ist festzustellen, dass es sich beim betrachteten HTSM-6 Triebwerk, wie auch bei Flugtriebwerken im allgemeinen, um ein stabiles System handelt. Dies bedeutet, dass keine speziellen regelungstechnischen Verfahren notwendig sind, um die Systempole in einen stabilen Bereich zu verschieben. Ebenso wenig muss das zeitliche Verhalten des Triebwerks nennenswert beschleunigt

werden, da zum Beispiel die für den Nettoschub maßgeblichen Pole der beiden Wellendrehzahlen ohnehin, mit Ersatzzeitkonstanten um $\tau = 1s$, in dem für das dynamische Verhalten des Triebwerkschubs gewünschten Bereich liegen (vgl. Kapitel 5.1.1). Wie die Analyse der Eigenvektoren zu den jeweiligen Eigenwerten zeigt, fällt die Verkoppelung der Systempole in allen Betriebszuständen relativ gering aus, so dass auch hier keine besonderen regelungstechnischen Maßnahmen notwendig sind.

Die Regelung von Flugtriebwerken allgemein und des HTSM-6 Triebwerks im besonderen wird also weniger durch das dynamische Verhalten des unregulierten Systems erschwert, als vielmehr durch die Tatsache, dass der sichere Betriebsbereich des Triebwerks in vielen Richtungen begrenzt ist. Es ist somit eine Hauptaufgabe der Triebwerksregelung, die zahlreichen Limitierungen zu beachten und trotzdem das vom Piloten kommandierte Schubniveau einzuhalten beziehungsweise möglichst schnell zu erreichen. Erschwerend wirkt sich die Tatsache aus, dass viele wichtige Triebwerksvariablen durch normalerweise verwendete Sensorik beziehungsweise Messtechnik nicht erfasst werden, so zum Beispiel die bedeutendste Triebwerksgröße, der aktuelle Nettoschub. Auch der für die Betriebssicherheit wichtige Pumpgrenzenabstand der Turboverdichter kann nicht durch Sensoren bestimmt werden. Gleiches gilt für die sehr hohen Temperaturen im Nachbrenner. Die für die Lebensdauer des Triebwerks entscheidende Eintrittstemperatur der Hochdruckturbinen wird ebenfalls, zumindest im zivilen Bereich, nicht sensortechnisch erfasst.

Weiterhin kann festgestellt werden, dass die Regelung des Nachbrenners relativ unabhängig von der Regelung des Kerntriebwerks erfolgen kann und muss. Eine Rückwirkung beim Zuschalten des Nachbrenners ist dabei möglichst zu vermeiden, vor allem um ein Pumpen der Verdichter zu verhindern [Bau99]. Wie aus Tabelle 5.3 ersichtlich, lässt sich der Effekt einer Änderung des Nachbrennerbrennstoffstroms auf das Kerntriebwerk, vor allem auf die Drehzahlen n_L und n_H , durch eine entsprechende gleichsinnige Verstellung der Düsenhalsfläche kompensieren. Ein rückwirkungsfreier und damit sicherer Betrieb des Nachbrenners ist somit nur möglich, wenn der Brennstoffmassenstrom gleichzeitig mit der Düsenhalsfläche verstellt wird. Im Nachbrennerbetrieb steht somit nur noch der Brennstoffmassenstrom der Hauptbrennkammer als Stellgröße zur Verfügung. Eine Mehrgrößenregelung (MIMO-Regelung) des Kerntriebwerks mit Hilfe von $\dot{m}_{Br,BK}$ und $A_{8,rel}$ als Stellgrößen ist damit grundsätzlich nur im Betrieb ohne Nachverbrennung möglich. Betrachtet man allerdings die stationären Verstärkungen der Stellgröße $A_{8,rel}$, so erkennt man, dass diese, verglichen mit dem Brennstoffmassenstrom in der Hauptbrennkammer, vor allem im oberen Lastbereich signifikanten Einfluss auf das Triebwerk hat. Eine echte Mehrgrößenregelung des Triebwerks wäre somit lediglich im hohen Lastbereich ohne Nachverbrennung möglich und sinnvoll. Der Einsatz einer Mehrgrößenregelung wird in der vorliegenden Arbeit aus mehreren Gründen nicht verfolgt. Zum einen ist der Design- und Implementierungsaufwand sehr groß, die zu erwartenden Verbesserungen für das vorliegende Triebwerk und die vorliegende Flugmission dagegen eher gering. Zum anderen ist es, selbst bei Einsatz robuster Methoden zur Reglerentwicklung, schwierig den gesamten Flugbereich zufriedenstellend abzudecken. Einen weiteren Problemkreis stellt die Realisierung von Limitierungen bei Mehrgrößenregelung dar. Insbesondere wird bei MIMO-Regelung die Implementierung modellbasierter Limiter-Regelkreise, die in dieser Arbeit vor allem untersucht werden sollen (vgl. Kapitel 7), erheblich erschwert. Für die Vor- und Nachteile von verschiedenen (robusten) Mehrgrößenreglern für Flugtriebwerke sei auf die inzwischen zahlreichen Veröffentlichungen verwiesen, wie zum Beispiel [Pos95], [Adi98], [Här97], [Här99] und andere.

Zusammenfassend wird hier aufgrund der vorgenommenen Analysen folgendes Regelungskonzept

vertreten: Die Schubregelung des Kerntriebwerks ohne Nachverbrennung erfolgt als SISO (“Single Input, Single Output”) Regelung mit dem Brennkammerbrennstoffstrom als einziger Stellgröße. Die Verstellung der Leitschaufeln des Hochdruckverdichters erfolgt rein gesteuert als Funktion der reduzierten Hochdruckdrehzahl. Da die Übertragungsfunktion von $\dot{m}_{Br,BK}$ auf die für den Nettoschub relevanten Drehzahlen n_H beziehungsweise n_L weitgehend der eines PT1-Gliedes entspricht, muss zur genauen Einhaltung des geforderten Schubes ein Integrator in den Regelkreis eingesetzt werden. Die Variation der Lage der Systempole, sowie die zum Teil erheblichen Unterschiede in den Übertragungsfunktionen bei verschiedenen Betriebszuständen zeigen deutlich den nichtlinearen Charakter des dynamischen Triebwerksverhaltens und deuten auf die Notwendigkeit zur Anpassung der Verstärkungsfaktoren für das Regelsystem hin. Als Regelglied ergibt sich damit ein PI beziehungsweise PID-Glied mit an den Last- und Flugzustand angepassten Verstärkungsfaktoren (“gain scheduling”).

Um die verschiedenen Limitierungen für Größen wie zum Beispiel den Verdichteraustrittsdruck p_{t3} , die Wellenbeschleunigungen beziehungsweise -verzögerungen \dot{n}_L und \dot{n}_H sowie die Drehzahlen selbst einhalten zu können, muss der Brennstoffmassenstrom nach oben und unten begrenzt werden. Ein Verfahren, das eine gute Einhaltung der Limitierungen und einen möglichst weichen Übergang zwischen den einzelnen Limitierungen ohne Sprünge ergibt, stellt der Einsatz von unabhängigen Limiter-Regelkreisen mit $\dot{m}_{Br,BK}$ als Stellgröße dar. Eine Umschaltlogik selektiert den jeweils aktiven Regelkreis so, dass alle Limitierungen eingehalten werden können und das Triebwerk trotzdem möglichst exakt und schnell den Schubhebelkommandos des Piloten folgt.

Die Regelung des Nachbrennerbetriebs erfolgt als entkoppelte Mehrgrößenregelung mit den Stellgrößen $\dot{m}_{Br,NB}$ und $A_{8,rel}$. Damit kann zum einen der gewünschte Grad an Nachverbrennung, d.h. auch der gewünschte Grad an Schubsteigerung, eingestellt werden, zum anderen aber ebenfalls eine schädliche Rückwirkung auf das Kerntriebwerk, und hier insbesondere auf die Turboverdichter, minimiert beziehungsweise gänzlich kompensiert werden.

Kapitel 6

Basisregelung für das HTSM-6 Triebwerk

Das folgende Kapitel beschreibt die Basisregelung für das HTSM-6 Triebwerk. Die implementierte Regelung deckt den gesamten Flugbereich des HTSM-6 im Turbobetrieb, sowohl mit, als auch ohne Nachverbrennung ab. Diese Basisregelung wird im anschließenden Kapitel 7 durch modellbasierte Regelkreise erweitert.

6.1 Regelung des Kerntriebwerks

6.1.1 Aufbau der Kerntriebwerksregelung

Die Regelung des Kerntriebwerks ohne Nachverbrennung erfolgt mittels des Brennstoffmassenstroms in der Hauptbrennkammer. Die Leitschaufelverstellung des Hochdruckverdichters wird mittels einer reinen Steuerung als Funktion der reduzierten Hochdruckdrehzahl vorgenommen. Hauptaufgabe der Kerntriebwerksregelung ist die Einstellung des vom Piloten geforderten Schubs unter Einhaltung aller für die Betriebssicherheit und Lebensdauer des Triebwerks notwendigen Limitierungen. Wie in Kapitel 5.2.5 beschrieben, bietet sich hier folgender Aufbau an: Ein erster Regelkreis mit Integrator (PID) stellt den Brennstoffstrom so ein, dass sich der über die Schubhebelstellung kommandierte Schub ergibt. Da der Nettoschub des Triebwerks keine gemessene Größe ist, muss zunächst eine geeignete Ersatzregelgröße gefunden werden, die möglichst gut mit dem Nettoschub korreliert (Kapitel 6.1.2).

Wäre ausschliesslich der Schubregelkreis aktiv, würde zwar der gewünschte Schub schnellstmöglich eingeregelt, es würden allerdings dabei wichtige Betriebsgrenzen des Triebwerks überschritten. Um dies zu verhindern, muss der Brennstoffmassenstrom nach oben und unten limitiert werden. Dies geschieht hier durch separate Regelkreise für alle einzuhaltenden Limitierungen (Kapitel 6.1.3), die den Brennstoffstrom so einstellen würden, dass das jeweilige Limit exakt erreicht wird. Eine Auswahllogik (vgl. Kapitel 6.1.6) sorgt nun für das Umschalten zwischen den unterschiedlichen Regelkreisen und ermöglicht somit die Einhaltung aller Betriebsgrenzen. Der Vorteil dieser Anordnung gegenüber starren Limitierungen beziehungsweise einem "Abschneiden" des Brennstoffstroms bei Überschreitung eines Limits besteht zum einen in der exakteren Einhaltung der Grenzen und zum anderen in der Vermeidung von Unstetigkeiten und Sprüngen in der Stellgröße.

Bedingt durch das Umschalten zwischen verschiedenen Regelkreisen mit Integrator sowie durch mechanische Begrenzungen der Aktuatoren, ergibt sich das Problem des Volllaufens der Integratoren, der sogenannte “Integrator Windup”. Eine der verschiedenen Lösungsmöglichkeiten dieses Problems wird in Kapitel 6.1.7 implementiert und getestet.

Um ein gleichbleibendes Verhalten der Regelung trotz der Nichtlinearitäten des dynamischen Triebwerksverhaltens, die sich hinsichtlich des Lastzustands und der Flugbedingungen feststellen lassen, zu gewährleisten, müssen die Verstärkungsfaktoren der Regelkreise angepasst werden. Auf dieses sogenannte “gain scheduling” wird in Kapitel 6.1.8 näher eingegangen.

6.1.2 Schubmodulation

Da der Nettoschub von Triebwerken nicht messtechnisch erfasst wird, vom Piloten jedoch über die Stellung des Schubhebels in erster Linie eine Schubanforderung kommandiert wird, stellt sich zunächst die Frage, welche Regelgrößen als Ersatz zur Schubmodulation verwendet werden können. Bei Triebwerken mit hohem Bypassverhältnis bestimmt die Fan-Drehzahl weitgehend den Massenstrom durch das Triebwerk und damit auch den Nettoschub, sodass hier die Fan-Drehzahl als Ersatzregelgröße für den Triebwerksnettосchub verwendet werden kann. Dieses Prinzip zur Schubmodulation wird vor allem beim Triebwerkshersteller *General Electric* eingesetzt. Eine weitere, vor allem bei *Pratt & Whitney* und *Rolls Royce* eingesetzte Lösung besteht darin, ein bestimmtes Druckverhältnis, meist das Verhältnis von Turbinenaustrittsdruck zu Triebwerkseintrittsdruck $EPR = p_{t5}/p_{t2}$, zur Regelung des Nettосchubs zu verwenden. Bei militärischen Triebwerken beziehungsweise Triebwerken mit niedrigem Bypass-Verhältnis besteht zudem die Möglichkeit, die Hochdruckrotordrehzahl n_H als Ersatzregelgröße zu verwenden. Unabhängig davon, welche Größe als Ersatzregelgröße gewählt wird, ist ein sogenanntes “power management” notwendig. Dieses kompensiert zum einen die Unterschiede im Zusammenhang zwischen Schub und Ersatzgröße bei verschiedenen Flugbedingungen und sorgt zum anderen dafür, dass sich bei der Bewegung des Schubhebels keine unerwünschten Totbänder ergeben. Dadurch wird gewährleistet, dass die untere Schubhebelstellung stets dem momentan möglichen Minimalschub, die obere stets dem momentan möglichen Maximalschub entspricht.

Für den vorliegenden Anwendungsfall eines Hyperschalltriebwerks stellt sich nun die Frage nach der Größe, die zur Schubmodulation am besten geeignet ist. Dazu wird eine Betriebslinie von Leerlauf auf Vollast bei SLS-Bedingungen gerechnet und der Zusammenhang zwischen n_L , EPR , n_H und dem Nettосchub des Triebwerks gemäß Bild 6.1 dargestellt. Zunächst kann beobachtet werden, dass alle drei in Frage kommenden Ersatzregelgrößen einen annähernd linearen Zusammenhang mit dem Triebwerksschub aufweisen. Die größten Nichtlinearitäten ergeben sich bei Verwendung der Niederdruckrotordrehzahl. Bei Verwendung des Druckverhältnisses liegen die Nichtlinearitäten im oberen Schubbereich, bei Verwendung der Hochdruckrotordrehzahl eher im unteren Schubbereich. Die Wahl fällt hier auf den Gebrauch der Hochdruckrotordrehzahl als Ersatzregelgröße zur Schubmodulation, da damit auch gleichzeitig die Drehzahlbegrenzung der Hochdruckwelle realisiert werden kann. Ein weiterer Vorteil bei der Verwendung von n_H als Größe zur Schubmodulation sind die im Vergleich zu Drucksensoren sehr schnellen und kaum verrauschten Signale, die die Drehzahlsensoren liefern.

Damit ist die Struktur der primären Schubregelung wie folgt festgelegt: Das sogenannte “power

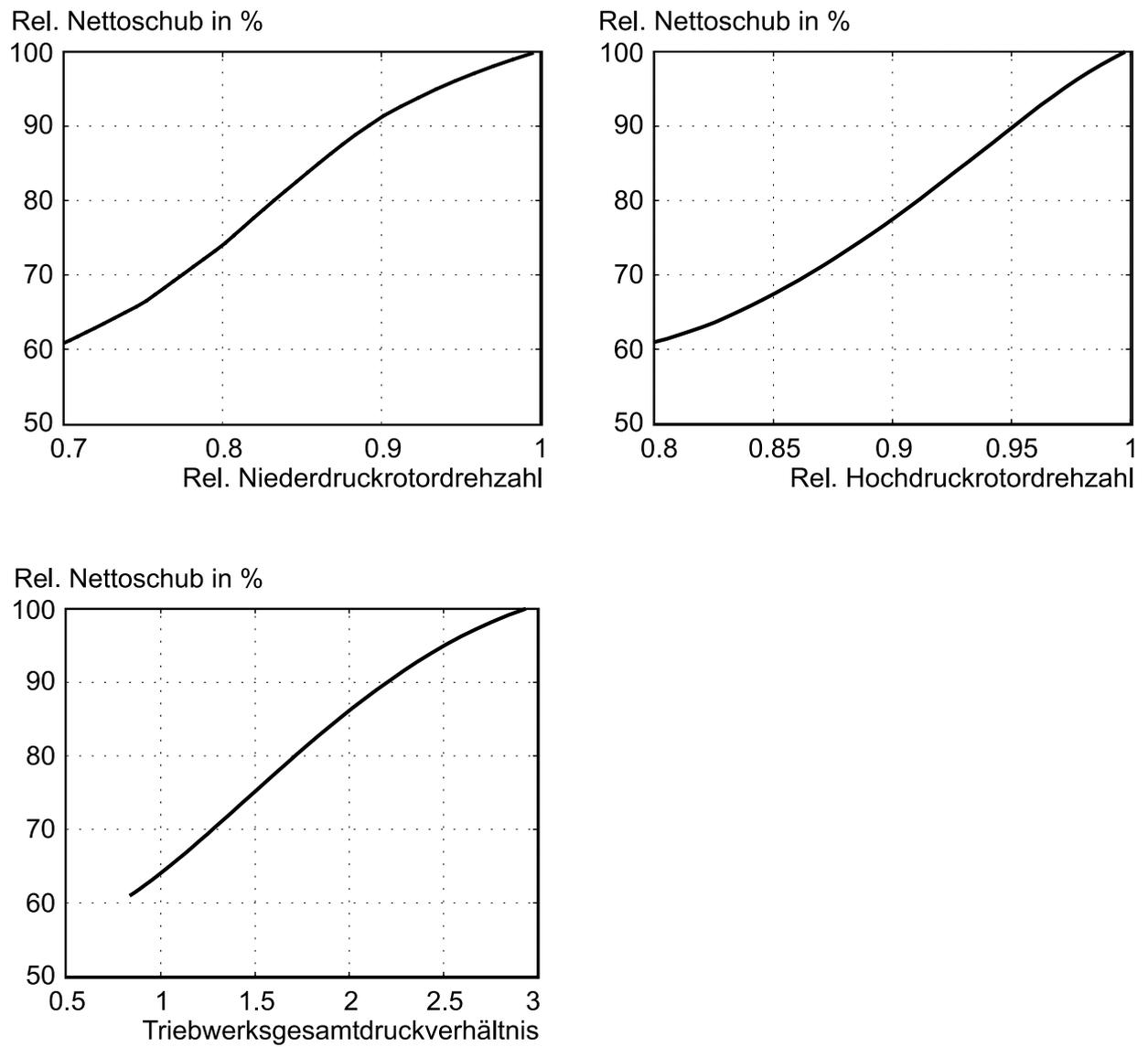


Bild 6.1: Stationärer Zusammenhang zwischen Nettoschub und in Frage kommenden Ersatzregelgrößen

management" bildet aus der Schubhebelstellung sowie den Umgebungs- und Flugbedingungen den Sollwert für die Hochdruckrotordrehzahl. Diese wird mit der aktuellen Drehzahl verglichen. Mittels eines nachgeschalteten PID-Glieds wird das Stellsignal für den Brennkammerbrennstoffmassenstrom berechnet und an die unterlagerten Aktuatorregelkreise (vgl. Kapitel 4.5.2) weitergeleitet.

6.1.3 Limitierende Regelkreise

Verschiedene Grenzen des sicheren und stabilen Betriebs des Triebwerks dürfen, insbesondere während Beschleunigungs- und Verzögerungsphasen, nicht überschritten werden. Diese Betriebsgrenzen werden im folgenden beschrieben.

Um die mechanische Integrität des Triebwerks zu gewährleisten, dürfen die beiden Wellendrehzahlen bestimmte Maximalwerte nicht überschreiten. Es existieren aber auch untere Grenzen beziehungsweise Minimalwerte für die Wellendrehzahlen. Diese ergeben sich zum einen durch eventuell im niedrigen Drehzahlbereich auftretendes Flattern und zum anderen durch die Minimaldrehzahl, von der aus in der von den Behörden geforderten Zeit auf Vollast beschleunigt werden kann. Nach oben begrenzt werden muss der Austrittsdruck des Hochdruckverdichters, um mechanische Überlastungen des Gehäuses zu verhindern. Die Austrittstemperatur des Hochdruckverdichters darf hingegen einen bestimmten Wert nicht unterschreiten, um, insbesondere bei der Einbringung von Wasser in das Triebwerk, ein Verlöschen der Brennkammerflamme zu vermeiden. Eine weitere, vor allem für die Lebensdauer des Triebwerks entscheidende, limitierende Größe stellt die Eintrittstemperatur in die Hochdruckturbine dar. Zur Gewährleistung der Betriebssicherheit muss außerdem unter allen Umständen vermieden werden, die Turboverdichter zu nahe an ihrer Pumpgrenze zu betreiben.

Nicht alle dieser Triebwerks-Limits können messtechnisch direkt erfasst werden. Eine entsprechende Sensorik ist in der Regel nur für die beiden Wellendrehzahlen und die Verdichteraustrittsgrößen Temperatur und Druck vorhanden. Die Turbineneintrittstemperatur wird nur bei militärischen Triebwerken gemessen, im zivilen Einsatz wird sie näherungsweise aus der gemessenen Turbinenaustrittstemperatur abgeschätzt. Da der entsprechende Sensor für T_{t5} allerdings eine sehr langsame Dynamik aufweist, um die Sensorlebensdauer zu erhöhen, kann hiermit lediglich ein stationäres Überschreiten der zulässigen Temperatur vermieden werden, dynamische Temperaturspitzen lassen sich damit nicht verhindern. Ein noch größeres Problem stellt der Pumpgrenzenabstand der Verdichter dar, der messtechnisch überhaupt nicht erfasst werden kann. Um trotzdem einen genügend großen Abstand zur Pumpgrenze, insbesondere bei Beschleunigungsvorgängen, einhalten zu können, muss eine geeignete Ersatzgröße zur Regelung herangezogen werden. In modernen Regelsystemen wird dies meist in Form einer Begrenzung der Wellenbeschleunigungen realisiert. Diese werden zwar nicht direkt gemessen, können aber näherungsweise berechnet werden. Die Korrelation zwischen Wellenbeschleunigung und Pumpgrenzenabstand ist allerdings nicht in allen Betriebsbereichen in gleicher Größe gegeben. Dies macht hohe Sicherheitsreserven notwendig. Tabelle 6.1 fasst die für das HTSM-6 Triebwerk einzuhaltenden Betriebsgrenzen zusammen.

6.1.4 Optimierung der Reglerparameter

Durch die freie Wahl der Reglerparameter, d.h. der Proportional-, Integral- und Differentialverstärkung der einzelnen Regelkreise, ergibt sich eine hohe Anzahl von Freiheitsgraden bei der Festlegung

<i>Beschreibung</i>	<i>Formelzeichen</i>	<i>Messung</i>	<i>Ersatzgröße</i>
Max. Hochdruckrotordrehzahl	$n_{H,max}$	ja	-
Min. Hochdruckrotordrehzahl	$n_{H,min}$	ja	-
Max. Niederdruckrotordrehzahl	$n_{L,max}$	ja	-
Min. Niederdruckrotordrehzahl	$n_{L,min}$	ja	-
Max. Druck Verdichteraustritt	$p_{t3,max}$	ja	-
Min. Temp. Verdichteraustritt	$T_{t3,min}$	ja	-
Max. Turbineneintrittstemp.	$T_{t41,max}$	nein	$T_{t5,max}$
Pumpgrenzenabstand HDV	PGA_{HDV}	nein	$\dot{n}_{H,max}$
Pumpgrenzenabstand NDV	PGA_{NDV}	nein	$\dot{n}_{H,min}$

Tabelle 6.1: Limitierende Größen bei der Regelung des HTSM-6 Triebwerks

des Reglerverhaltens. Um eine weitgehend automatisierte Einstellung dieser Vielzahl von Parametern zu ermöglichen, wird hier versucht, diese mittels einer numerischen Optimierung zu bestimmen. Zunächst werden dazu die Regelkreise einzeln betrachtet, beginnend mit dem Hauptregelkreis, der n_H -Regelung. Um die Stabilität der Optimierung zu gewährleisten, muss hier mit linearen Zustandsraummodellen gearbeitet werden, da bei Verwendung des nichtlinearen Synthesemodells die Gefahr besteht, dass der Optimierungsalgorithmus während des Optimierungslaufes auch physikalisch extreme Lösungen untersucht, die vom Synthesemodell nicht verarbeitet werden können.

Die Optimierung wird mittels des in Abschnitt 4.5 beschriebenen Interfaces in MATLAB/Simulink durchgeführt. Als Beispiel sei hier nur die Optimierung der Regelparameter des n_H -Regelkreises erläutert. Dazu wird ein, um einen Gleichgewichtspunkt gültiges, lineares Zustandsraummodell des Triebwerks in den n_H -Regelkreis integriert. Das ideale PID-Glied dieses Regelkreises hat die Übertragungsfunktion

$$K(s) = K_P \left(1 + \frac{1}{T_I s} + T_D s \right) \quad (6.1)$$

beziehungsweise

$$K(s) = K_P + \frac{K_I}{s} + K_D s \quad (6.2)$$

mit $K_I = K_P/T_I$ und $K_D = K_P T_D$. Durch das enthaltene Differenzierglied ist die Übertragungsfunktion dieses idealen PID-Glieds nicht kausal und damit technisch nicht realisierbar. Deshalb muss zu einem verzögerten PID-Glied der Form

$$K(s) = K_P \left(1 + \frac{1}{T_I s} + \frac{T_D s}{1 + \tau s} \right) \quad (6.3)$$

übergegangen werden, das zudem mittels der (kleinen) Zeitkonstante τ eine erwünschte Tiefpasswirkung auf differenziertes Rauschen ausübt. Die Zeitkonstante τ wird dabei klein gegenüber den Streckenzeitkonstanten gewählt, hier $\tau = 0.01s$.

Das größte Problem der numerischen Optimierung des Regelkreises liegt in der Definition der Zielfunktion. Die Aufgabe des n_H -Reglers ist es, auf Sprünge in der Führungsgröße möglichst schnell zu reagieren. Gleichzeitig sollen allzu große Ausschläge im Stellsignal (\dot{m}_{Br}), sowie ein zu starkes Überschwingen der Regelgröße n_H über den Sollwert hinaus vermieden werden. Der geschlossene Regelkreis muss über eine ausreichende Stabilitätsreserve verfügen, als Anhaltswert kann hier

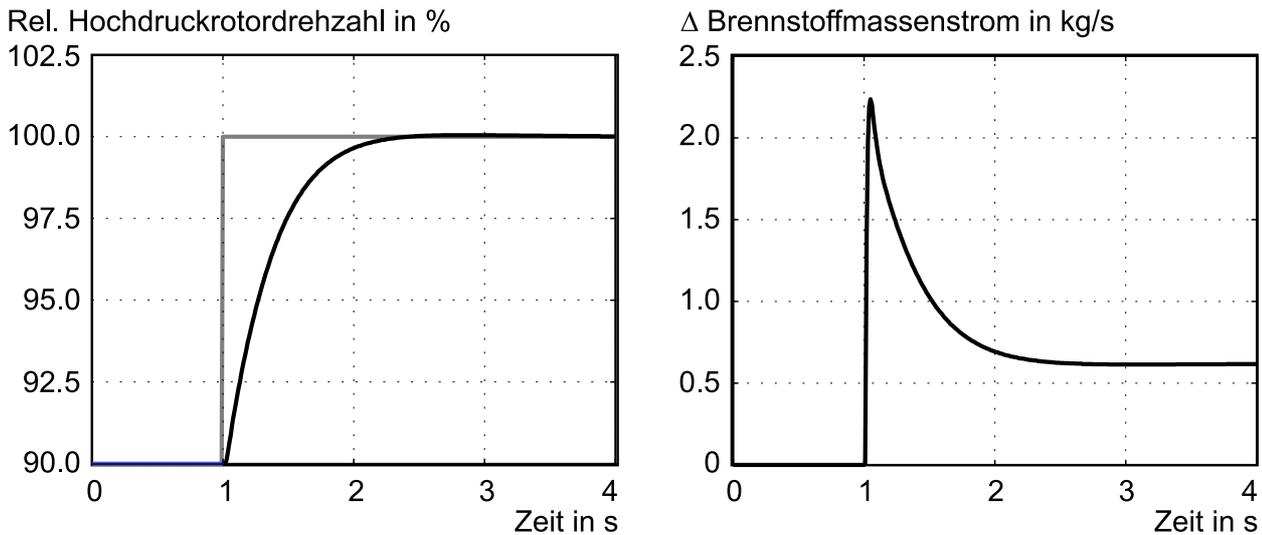


Bild 6.2: Reaktion auf Führungsgrößensprung mit optimierten Reglerparametern

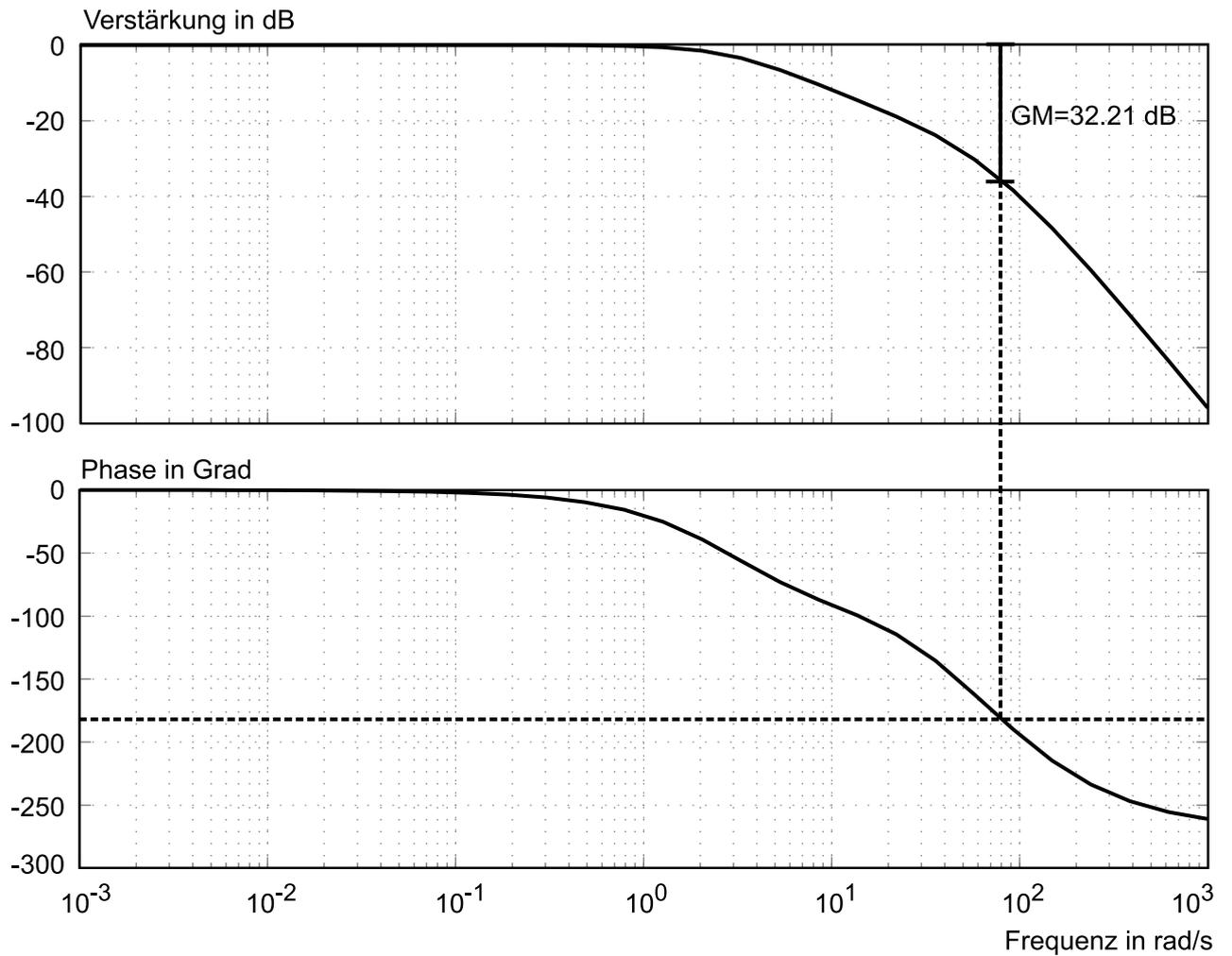
eine Verstärkungsreserve von $GM \approx 3$ und eine Phasenreserve von $PM \approx 70^\circ$ genannt werden. Um alle diese Anforderungen zu erfüllen, wird die Zielfunktion für die quadratische Optimierung in Abhängigkeit der vektoriellen Differenz von Führungs- und Regelgröße sowie der Größe des Stellsignals definiert. Um eine sehr hohe stationäre Genauigkeit zu erreichen, werden dabei zeitlich späte Abweichungen der Regelgröße von der Führungsgröße stärker gewichtet.

Als Startlösung für die Optimierung wird der Einfachheit halber $K_P = T_D = 0$ und $T_I = 1$ gewählt. Nach 30 Iterationsdurchgängen stellt sich die optimale Lösung $K_P = 20.88$, $T_I = 1.17$ und $T_D = 0.03$ ein. Bild 6.2 zeigt den sich ergebenden Verlauf der Hochdruckrotordrehzahl und des Brennstoffmassenstroms. Die Beschleunigung erfolgt sehr schnell in ca. 1.5s, ohne nennenswertes Überschwingen. Der Verlauf des Brennstoffmassenstroms zeigt keine unzulässig großen Spitzen. Die berechnete Verstärkungsreserve ergibt sich zu $GM = 57.64$, die Phasenreserve zu $PM = 180^\circ$. Damit erfüllt beziehungsweise übertrifft die numerisch optimierte Lösung alle oben angeführten Anforderungen. Bild 6.3 zeigt das entsprechende Bode-Diagramm des gesamten Regelkreises. Wird auf das D-Glied verzichtet, reduziert sich die Verstärkungsreserve auf $GM = 31.76$.

Entsprechende Optimierungen werden auch für sämtliche Begrenzerregelkreise durchgeführt. Die Ergebnisse der Reglerparameteroptimierung für den n_H -Regelkreis sowie für die Regelkreise zur Limitierung der Wellenbeschleunigung und -verzögerung sind in Tabelle 6.2 dargestellt.

Regelkreis	K_P	T_I	T_D
n_H	20.88	1.17	0.03
n_H -Beschleunigung	8.12	0.11	0.05
n_H -Verzögerung	10.08	0.13	0.04

Tabelle 6.2: Ergebnisse der Parameteroptimierung

Bild 6.3: Bode-Diagramm des optimierten n_H -Regelkreises mit Triebwerk

6.1.5 Unterdrücken des Messrauschens

Vorfilterung der Messsignale

Einige der Messgrößen sind mit relativ starkem Messrauschen behaftet. Dieses kann mittels einfacher Tiefpassfilter reduziert werden, bevor die Signale in die einzelnen Regelkreise eingeleitet werden. Im vorliegenden Fall betrifft dies vor allem die Sensoren für den Verdichteraustrittsdruck, die Verdichteraustrittstemperatur, sowie die Temperatur am Turbinenaustritt. Die restlichen Sensoren des Triebwerks, insbesondere die Messaufnehmer für die Wellendrehzahlen, weisen einen sehr geringen Rauschanteil im Messwert auf, sodass nur für die drei oben erwähnten Druck- beziehungsweise Temperaturempfänger eine Tiefpass-Vorfilterung vorgenommen werden muss.

Gefilterte PID-Regelkreise

Um eine Verstärkung des Sensorrauschens innerhalb der einzelnen PID-Regelschleifen zu vermeiden, kann ein einfacher Tiefpassfilter zweiter Ordnung mit den PID Gliedern kombiniert werden [Ega00]. Der Filter zweiter Ordnung lässt sich durch die Übertragungsfunktion

$$G_f(s) = \frac{\omega_f^2}{s^2 + 2\zeta_f\omega_f s + \omega_f^2} \quad (6.4)$$

darstellen. Die Dämpfung des Filters ζ_f sollte nahe 1 liegen, um ein Schwingen im Bereich der Eckfrequenz ω_f zu vermeiden. Die Eckfrequenz selbst sollte so gewählt werden, dass sie zwischen den Frequenzen der schnellsten zu verarbeitenden Signale und der Frequenz des zu erwartenden Messrauschens liegt. Fasst man die Übertragungsfunktionen von PID Regler und Filter zusammen, so ergibt sich folgende Übertragungsfunktion für ein gefiltertes PID Glied:

$$K_f(s) = K(s)G_f(s) = \frac{\frac{K_P}{T_I} + K_P s + K_P T_D s^2}{s \left(1 + 2\frac{\zeta_f}{\omega_f} s + \frac{1}{\omega_f^2} s^2 \right)} \quad (6.5)$$

In Bild 6.4 ist ein Vergleich der Bode-Diagramme eines ungefilterten und eines gefilterten PID Reglers dargestellt. Deutlich erkennbar ist die Filterwirkung bei Frequenzen oberhalb der Eckfrequenz des Filters ω_f .

6.1.6 Kombination der einzelnen Regelkreise / Umschaltlogik

Der Regelkreis zur Schubmodulation muss nun mit den Begrenzerregelkreisen mit Hilfe einer Umschaltlogik verbunden werden, die den jeweils aktiven Regelkreis auswählt und das entsprechende Kommando für den Brennstoffmassenstrom an die Fuel Metering Unit weitergibt. Der Aufbau der gesamten Kerntriebwerksregelung ist in Bild 6.5 dargestellt.

Die Auswahl des gerade aktiven Regelkreises folgt dieser Logik: Zunächst werden die verschiedenen Regelkreise in zwei Gruppen eingeteilt, wobei die erste Gruppe alle Kreise enthält, die den Brennstoffmassenstrom nach oben begrenzen sollen und die zweite alle Regelkreise, die den Brennstoffmassenstrom nach unten begrenzen. In die erste Gruppe gehören somit die Limiterkreise für die

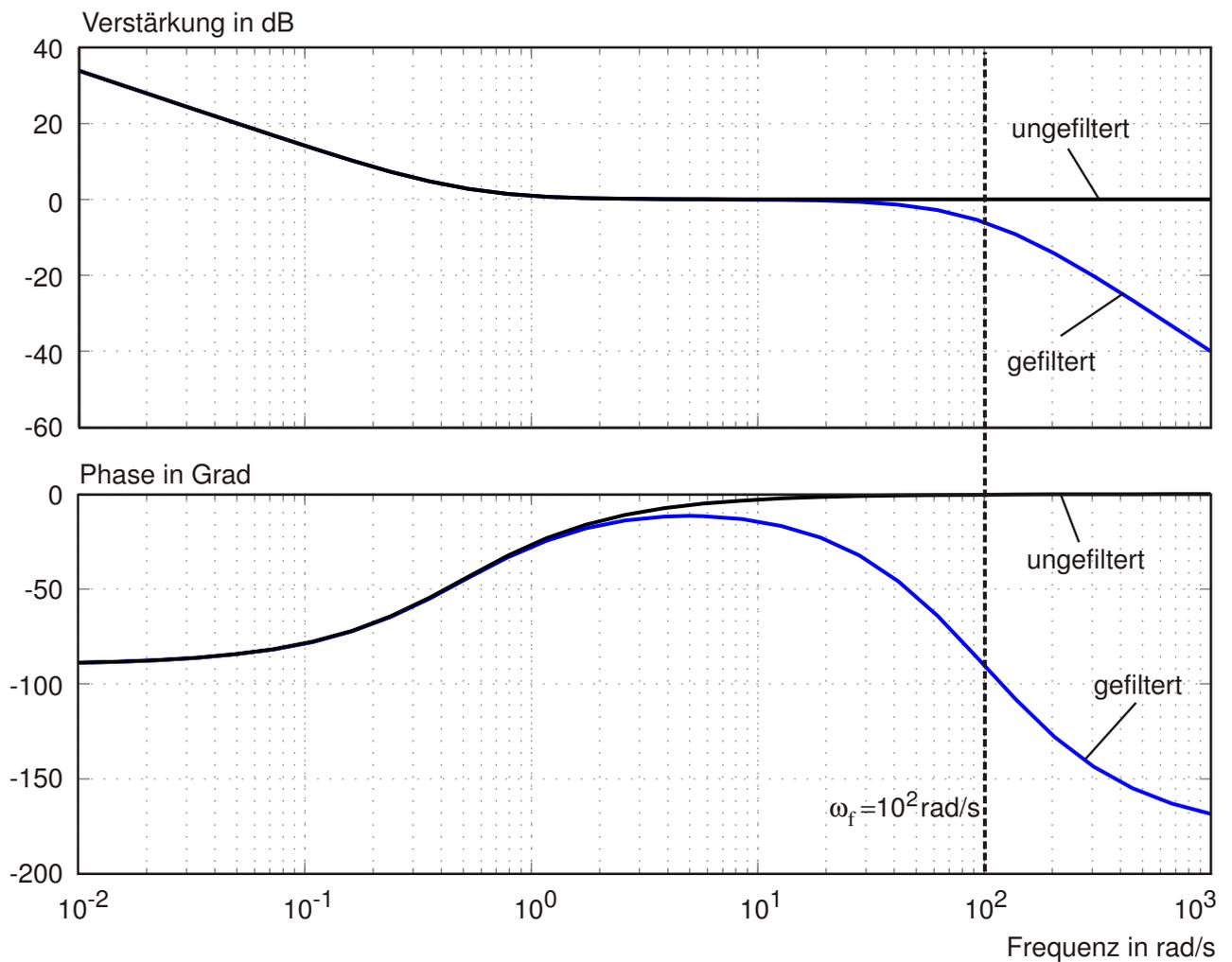


Bild 6.4: Vergleich der Bode-Diagramme eines gefilterten und eines ungefilterten PID-Glieds ($K_P = 1$, $T_I = 0.5$, $T_D = 0$, $\omega_f = 100$ rad/s, $\zeta_f = 1$)

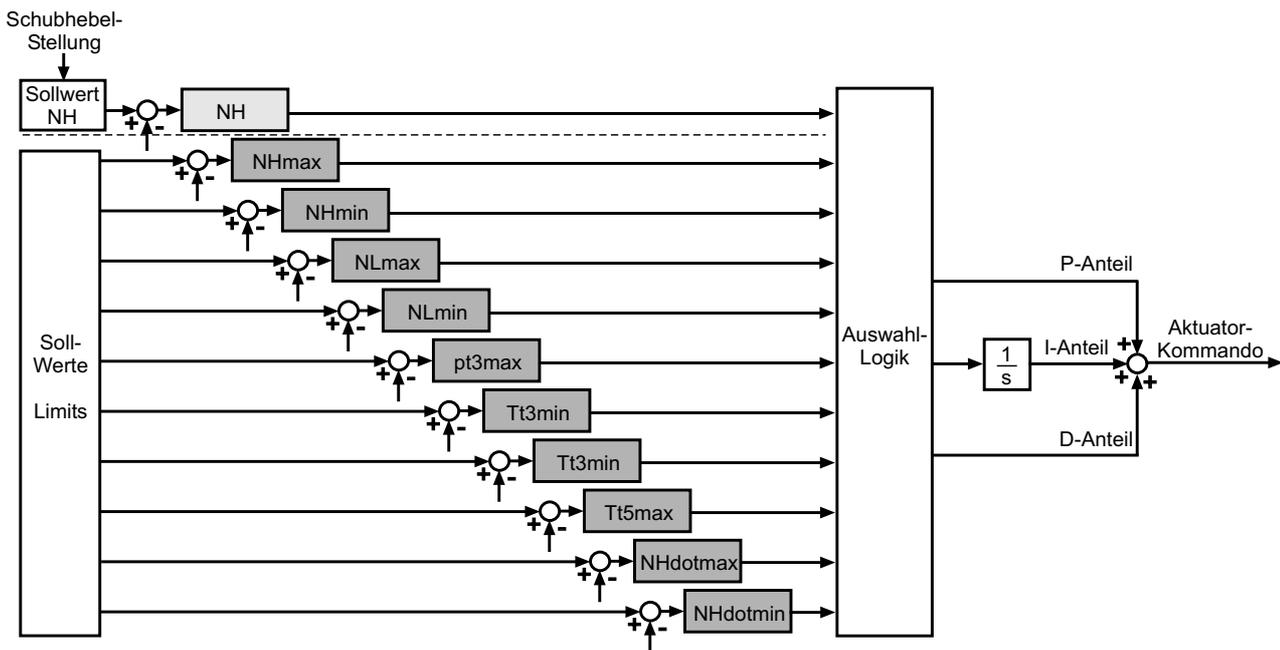


Bild 6.5: Regelkreis zur Schubmodulation und Begrenzerregelkreise

maximalen Drehzahlen, die maximale Wellenbeschleunigung, den maximalen Verdichteraustrittsdruck sowie die maximale Turbinenaustrittstemperatur. Gruppe zwei schließt die Begrenzerregelkreise für die minimalen Drehzahlen, die minimale Verdichteraustrittstemperatur und die maximale Wellenverzögerung ein. Der n_H -Regelkreis für die Einstellung des gewünschten Schubniveaus wird ebenfalls Gruppe zwei zugeordnet. Um den aktiven Regelkreis zu ermitteln, wird zunächst der Maximalwert der nach unten begrenzenden Regelkreise und der Minimalwert der nach oben begrenzenden Regelkreise gebildet. Das Minimum dieser beiden Werte ergibt dann den aktuell einzustellenden Brennstoffmassenstrom. Zum Vergleich herangezogen werden die jeweiligen Regelabweichungen der einzelnen Kreise, multipliziert mit einem Gewichtungsfaktor, der in etwa der Proportionalverstärkung des Regelkreises entspricht und zur Feinabstimmung des Umschaltverhaltens verwendet werden kann.

Ein Problem ergibt sich aufgrund der Umschaltung der Regelkreise mit den enthaltenen Integratoren. Ist ein Regelkreis nicht im Eingriff, so ändert sich unter Umständen seine Regelabweichung nicht. Dies führt zum Volllaufen der Integratoren, dem sogenannten "Integrator Windup". Im Gegensatz zu dem in Kapitel 6.1.7 beschriebenen Integrator Windup durch eine Begrenzung der Aktuatoren lässt sich das Problem bei der Umschaltung verschiedener Regelkreise dadurch vermeiden, dass die Integration erst hinter der Umschaltung vom einem, allen Regelkreisen gemeinsamen, Integrator vorgenommen wird (vgl. Bild 6.5).

6.1.7 Überlaufschutz für Integratoren (Integrator Windup Protection)

Die vom Regelsystem geforderten Stellsignale werden durch unterschiedliche Aktuatoren, zum Teil unter Einbeziehung unterlagerter Aktuatorregelkreise, eingestellt. Dabei kann es zu Unterschieden zwischen dem geforderten Stellsignal und dem tatsächlich eingestellten Signal kommen.

Kleine Abweichungen ergeben sich zum Beispiel durch Toleranzen der Aktuatoren oder der Aktuatorregelkreise. Diese Abweichungen können normalerweise vom Regelsystem kompensiert werden, da sie sich in einer etwas geringeren oder etwas stärkeren Reaktion der Regelgröße zeigen. Ist zum Beispiel der von der FMU eingestellte Brennstoffmassenstrom etwas geringer als der vom Regler geforderte, ergibt sich eine etwas geringere Wellendrehzahl. Als Folge erhöht das Regelsystem den geforderten Brennstoffstrom, bis die Abweichung ausgeglichen ist.

Als wesentlich problematischer erweisen sich durch die Aktuatoren bedingte Begrenzungen des Stellsignals nach oben oder nach unten. Befindet sich der Aktuator bereits an einer dieser Begrenzungen, ergibt sich das Problem eines Volllaufens der im Regelkreis enthaltenen Integratoren, der sogenannte “Integrator Windup”. Kann zum Beispiel der Brennstoffmassenstrom von der FMU nicht mehr weiter erhöht werden, obwohl die gewünschte Sollzahl noch nicht erreicht ist, vergrößert das Regelsystem den Sollwert für den Brennstoffstrom. Da der Aktuator aber keine größere Brennstoffmenge fördern kann, ändert sich der tatsächliche Brennstoffmassenstrom nicht. Das Triebwerk zeigt somit keine Reaktion auf den Reglereingriff. Da die Regelabweichung somit immer noch gleich groß ist, erhöht der Regelkreis den Sollwert für den Brennstoff weiter. Wird nun die Schubhebelstellung zurückgenommen, kann es unter Umständen sehr lange dauern, bis der vollgelaufene Integrator wieder “geleert” wird und bis sich der tatsächlich eingestellte Brennstoffstrom wieder vom Maximalwert löst. Die Folge ist ein deutlich verzögertes Regelverhalten. Das geregelte Triebwerk reagiert verspätet auf das Kommando des Piloten.

Alle im Triebwerk vorhandenen Aktuatoren sind in der Größe ihres Stellsignals begrenzt. So können zum Beispiel die Kraftstoffpumpen für die Hauptbrennkammer und den Nachbrenner nur einen begrenzten Massenstrom liefern. Mechanisch begrenzt ist beispielsweise der Ausschlag der Hydraulikzylinder für die Verstellung der Düsenhalsfläche oder die Verstellung der Leitschaufeln im Verdichter.

Bild 6.6 oben zeigt das Ergebnis einer Simulation zum Integrator Windup. Die Förderleistung der FMU wird dazu auf 2.8 kg/s begrenzt, wodurch der Sollzahlwert von $n_H = 1.0$ nicht mehr erreicht werden kann. Da der Istwert für die Hochdruckrotordrehzahl jetzt konstant unter dem Sollwert liegt, erhöht der Schubregelkreis ständig den Wert für den geforderten Brennstoffmassenstrom (Bild 6.6 oben links, gestrichelt). Da der Aktuator jedoch bereits an der Grenze der Förderleistung arbeitet, erhöht sich dadurch weder der tatsächliche Brennstoffstrom noch die Wellendrehzahl. Nun wird bei $t = 5 \text{ s}$ eine Verzögerung auf Leerlauf kommandiert. Da der Integrator des Regelkreises vollgelaufen ist, reagiert das Regelsystem zunächst nicht auf die Änderung der Schubhebelstellung. Erst bei $t \approx 6.8 \text{ s}$ ist der aufintegrierte Brennstoffüberschuss wieder abgebaut, die Verzögerung erfolgt also fast 2 Sekunden nach der Änderung des Schubhebelkommandos.

Um dieses Verhalten zu vermeiden, muss ein System zum Überlaufschutz für den Integrator implementiert werden. Dies geschieht hier durch den in Bild 6.7 gezeigten Aufbau. Der hinter dem Aktuator gemessene Istwert der Stellgröße wird mit dem von der Triebwerksregelung kommandierten Sollwert verglichen. Diese Differenz wird mit einem Verstärkungsfaktor multipliziert und vor dem Integrator vom zu integrierenden Wert subtrahiert. Ist also die Differenz zwischen Stellgrößensollwert und -istwert gleich Null, wird der Regelkreis nicht beeinflusst. Je größer die Abweichung des Aktuators vom geforderten Wert ist, desto größer wird der Betrag des Wertes, der von dem zu integrierenden Wert subtrahiert wird. Die Schaltung wirkt somit einem Volllaufen des Integrators entgegen.

Das Regelverhalten mit Integrator Windup Protection ist in Bild 6.6 unten dargestellt. Trotz der Begrenzung des Aktuators auf $\dot{m}_{Br,BK} = 2.8 \text{ kg/s}$ bleibt der von der Regelung geforderte Brennstoffmassenstrom konstant, ein Volllaufen des Integrators findet nicht statt. Dadurch kann die Triebwerksregelung bei $t = 5 \text{ s}$ unmittelbar auf die Änderung der Schubhebelstellung auf Leerlauf reagieren. Die unerwünschte, ohne die Implementierung des Überlaufschutzes auftretende, Verzögerung der Reaktion (siehe Bild 6.6 oben) wird verhindert.

Der Verstärkungsfaktor für die Anti-Windup Rückführung K_{AW} wird durch Simulationen ermittelt. Für den Überlaufschutz des Integrators der Brennstoffstrom-Regelkreise (vgl. Bild 6.5) erweist sich ein Wert von $K_{AW} = 5$ als ausreichend. Da sich die Regelkreise durch die Windup Protection theoretisch in einen instabilen Bereich bewegen könnten, muss die Wahl des Verstärkungsfaktors mittels mehrerer Simulationen überprüft werden.

6.1.8 Anpassung der Verstärkungen über den Flugbereich (Gain Scheduling)

Die in Kapitel 6.1.4 vorgenommene Optimierung der Regelparameter für die einzelnen Regelkreise, insbesondere für den Regelkreis zur Schubmodulation, gilt streng genommen nur für den Linearisierungspunkt, an dem die Optimierung durchgeführt wurde. Um ein gleichbleibendes Verhalten über den gesamten Betriebs- und Flugbereich des Triebwerks zu garantieren, müssen die Verstärkungen der Regelkreise an Flug- und Lastzustand angepasst werden. Diese Anpassung der Verstärkungsfaktoren wird auch als “gain scheduling” bezeichnet.

Die Notwendigkeit einer solchen Anpassung der Kreisverstärkungen zeigt sich in der starken Nichtlinearität des Triebwerksverhaltens. So schwankt insbesondere die normierte stationäre Verstärkung von $\dot{m}_{Br,BK}$ auf die Hochdruckrotordrehzahl n_H zwischen 0.5 und 2.7, wie in Bild 5.5 dargestellt.

Eine Möglichkeit der Anpassung der Verstärkungsfaktoren über den Flugbereich und den Lastzustand des Triebwerks ist es, zahlreiche automatisierte Optimierungen an verschiedenen Linearisierungspunkten vorzunehmen und die so erhaltenen Verstärkungsfaktoren in Tabellen abzulegen. In der vorliegenden Arbeit soll jedoch, ausgehend von der in Kapitel 5 erfolgten regelungstechnischen Analyse des HTSM-6 Triebwerks, die Anpassung der Kreisverstärkungen analytisch vorgenommen werden [Ega00]. Dazu müssen zunächst die Parameter ausgewählt werden, entlang derer das gain scheduling vorgenommen werden soll. Zur Kompensation der Flugbedingung bietet sich eine Anpassung an die Flugmachzahl Ma_∞ , die Flughöhe H oder den Verdichtereintrittsdruck p_{t2} an. Die Kompensation für verschiedene Lastzustände kann entweder mit einer der beiden Wellendrehzahlen oder mit einer reduzierten Drehzahl als Parameter vorgenommen werden.

Als Beispiel sei hier die Anpassung der Verstärkungen des n_H -Regelkreises näher erläutert: Die beiden für die Anpassung verwendeten Parameter sind die Hochdruckrotordrehzahl n_H sowie der Verdichtereintrittsdruck p_{t2} . Dadurch ergibt sich für den stationären Verstärkungsfaktor von $\dot{m}_{Br,BK}$ auf n_H ein dreidimensionaler Verlauf über den Achsen p_{t2} und n_H . Die Verläufe für $p_{t2} = 100.3 \text{ kPa}$ und $n_H = 1$ entsprechen den in Bild 5.5 gezeigten. Im für die Optimierung des n_H -Reglers verwendeten Betriebspunkt mit $Ma_\infty = 1.2$, $H = 10000 \text{ m}$ und $n_H = 1$ ergibt sich die Proportionalverstärkung des Reglers zu $K_{P,NH} = 20.88$. Daraus folgt, mit einer stationären Verstärkung von $\dot{m}_{Br,BK}$ nach n_H von $K_{TW} = 0.027$, eine Gesamtverstärkung für den Regelkreis mit Triebwerk von $K_{ges} = K_{P,NH} K_{TW} = 0.56$. Wird nun, wie in [Ega00] vorgeschlagen, angenommen, dass

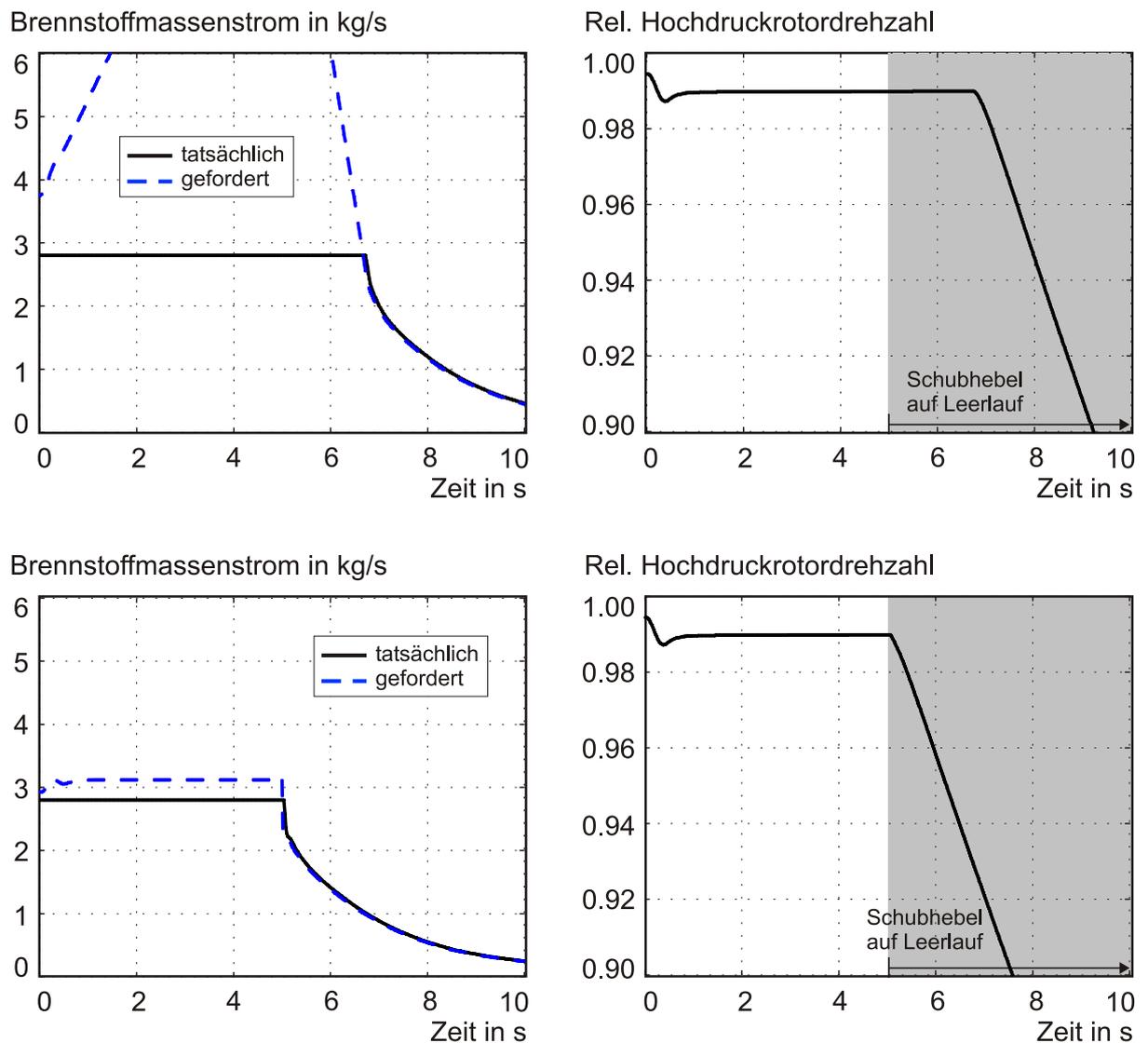


Bild 6.6: Auswirkung des “Integrator Windup”: Aktuatorbegrenzung auf 2.8 kg/s , anschließende Verzögerung (Schubhebelstellung ändert sich bei $t = 5\text{ s}$) ohne Überlaufschutz (oben) und mit Überlaufschutz (unten)

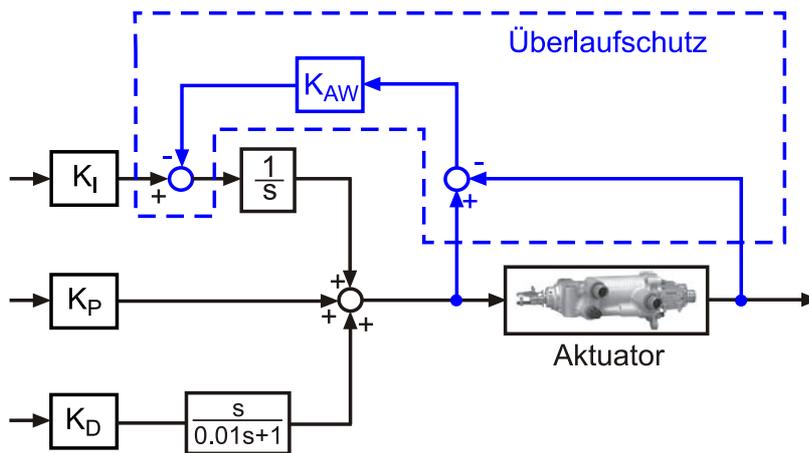


Bild 6.7: Schaltung zur Verhinderung des Überlaufens des Integrators im Regelkreis bei einer Begrenzung des Stellsignals durch den Aktuator

diese Gesamtverstärkung über den gesamten Einsatzbereich des Triebwerks nahezu konstant bleiben soll, lassen sich die entsprechenden Proportionalverstärkungen für die anderen Punkte einfach berechnen. Die Zeitkonstanten für die Integration beziehungsweise Differentiation können konstant gehalten werden.

6.1.9 Untersuchungen zur Stabilität der Kerntriebwerksregelung

Obwohl das dynamische Verhalten des Triebwerks ohne Regelung stabil verläuft, ist es möglich, dass die Systempole durch die Regelung in Richtung der imaginären Achse oder sogar in einen instabilen Bereich verschoben werden. Somit muss die Stabilität der gesamten Anordnung von Triebwerk, Regelsystem, Sensoren und Aktuatoren untersucht werden.

Zunächst kann dazu das Stabilitätsverhalten einzelner Regelkreise zusammen mit dem Triebwerk betrachtet werden. Als Anhaltswerte für die gewünschten Stabilitätsreserven werden eine Verstärkungsreserve von ca. 15dB sowie eine Phasenreserve von ca. 60° angesetzt. Die Dämpfung eventuell auftretender konjugiert komplexer Pole soll über 0.8 liegen. Zur Stabilitätsuntersuchung können zunächst die Bode-Diagramme des geregelten Triebwerks für einzelne Regelkreise herangezogen werden. Bild 6.3 stellt als Beispiel das Bode-Diagramm des Triebwerks mit dem n_H Regelkreis im Eingriff dar. Die Verstärkungsreserve von $GM = 32.21\text{dB}$ sowie eine Phasenreserve von $PM = \infty$ zeigen, dass das dynamische Verhalten des Gesamtsystems über mehr als ausreichende Stabilitätsreserven verfügt. Analog wurden auch alle anderen Regelkreise zusammen mit dem Triebwerk auf ihre Stabilität hin untersucht.

Ein analytischer Beweis der Stabilität eines dynamischen Systems wird durch das Vorhandensein von Nichtlinearitäten erheblich erschwert beziehungsweise unmöglich gemacht. So gilt der oben durchgeführte Stabilitätstest eigentlich nur für das an einem Betriebspunkt linearisierte Triebwerksmodell. Schlüsse auf das nichtlineare Verhalten des Triebwerks sind nur in genügend naher Umgebung des Linearisierungspunktes zulässig und liefern auch nur dann ein korrektes Ergebnis, wenn in dieser Umgebung keine zu starken Nichtlinearitäten auftreten. Weitere, starke Nichtlinearitäten des Verhaltens des geregelten Triebwerks ergeben sich bei der Kombination der einzelnen Regelkreise

mit der Auswahllogik. Das dann auftretende Umschalten zwischen verschiedenen Regelkreisen und Auswählen des aktiven Regelkreises stellt einen hochgradig nichtlinearen Vorgang dar. So können sich allein durch diese Auswahllogik Instabilitäten ergeben, obwohl die Regelkreise für sich genommen über ausreichende Stabilitätsreserven verfügen.

Betrachtet man die verfügbaren regelungstechnischen Methoden zur Bestimmung der Stabilität eines dynamischen Systems, so rechnet der Großteil dieser Methoden mit linearen Systemen. Stabilitätsbeweise für nichtlineare Systeme existieren meist nur für einige wenige Spezialfälle. Allgemein lässt sich die Stabilität jedes dynamischen Systems durch das Finden einer Ljapunov-Funktion beweisen. Dabei handelt es sich um eine skalarwertige Funktion $V(x)$ für das System $\dot{x} = f(x)$ mit den Eigenschaften $V(x_0) = 0$, $V(x) > 0$ für $x \neq x_0$ und $\dot{V}(x) < 0$. Mit Hilfe von Ljapunov-Funktionen kann zum Beispiel die Stabilität des Triebwerksverhaltens über die Beschreibung als LPV-System, also als System das Nichtlinearitäten hinsichtlich eines Parameters aufweist, nachgewiesen werden [Bal98]. Allerdings lassen sich auch mit dieser Methode die unvermeidlichen Umschaltvorgänge in der Triebwerksregelung nicht erfassen.

Die heute im Bereich der Triebwerksregelung am häufigsten eingesetzte Methode zur Überprüfung der Stabilität besteht darin, zahlreiche Simulationen an verschiedenen Betriebspunkten durchzuführen. Damit ist es zwar nicht möglich, ein stabiles Verhalten des geregelten Triebwerks zu beweisen, es kann aber nach umfangreichen Simulationsrechnungen davon ausgegangen werden, dass das geregelte Triebwerksverhalten weitgehend dem gewünschten entspricht (vgl. Kapitel 6.2.4). Trotzdem lassen sich natürlich nicht alle im Flug eventuell auftretenden Situationen vorhersehen und durch Simulationen überprüfen.

6.2 Regelung des Nachbrenners

6.2.1 Grundlagen und Anforderungen

Der Nachbrenner des Triebwerks dient zur meist kurzzeitigen Schuberrhöhung in besonderen Flugphasen, zum Beispiel bei Start und Landung, engem Kurvenflug, Beschleunigung auf Überschall oder im Überschallflug. Dies geschieht zu Lasten des spezifischen Brennstoffverbrauchs. Dabei wird dem gemischten Abgasstrom, der noch ausreichend Sauerstoff enthält, Brennstoff zugemischt und gezündet. Die dadurch erzielbare Schuberrhöhung bewegt sich in einer Größenordnung von ca. 50 % des Trockenschubs (Schub ohne Nachbrenner), der spezifische Brennstoffverbrauch steigt deutlich an. Durch die Temperaturerhöhung vor der Schubdüse, die bei eingeschaltetem Nachbrenner erfolgt, und der damit sinkenden Dichte des Arbeitsfluids bei gleichbleibender Düsenhalsfläche, werden die Verdichter angedrosselt. Dies gilt insbesondere für den Außenbereich des Fans, der über den Bypasskanal eine "direkte" Verbindung zum Nachbrennerrohr hat. Je nach Größe des im Nachbrenner zugegebenen Brennstoffmassenstroms verlagert sich damit die Verdichterarbeitslinie in Richtung der Pumpgrenze. Um diesem Effekt entgegen zu wirken, muss die Düsenhalsfläche entsprechend des Grades der Nachverbrennung geöffnet werden. Idealerweise ergibt sich damit die völlige Rückwirkungsfreiheit des Nachbrenners, d.h. die Betriebspunkte des Kerntriebwerks bleiben beim Einschalten des Nachbrenners konstant. Es ergeben sich folgende Hauptanforderungen an die Nachbrennerregelung [Bau99]:

- Verhinderung von unerwünschten Rückwirkungen auf das Kerntriebwerk, insbesondere Einhaltung sicherer Verdichter-Betriebslinien; Vermeidung von Verdichterpumpen
- Sicheres Zünden des Nachbrenners und stabile Verbrennung im Nachbrenner, Verhinderung von Verbrennungsschwingungen im Nachbrennerrohr
- Möglichst kurze Ansprechzeiten des Nachbrenners, zum Beispiel zum schnellen Durchstarten

Zur Erfüllung dieser Anforderungen, insbesondere der Rückwirkungsfreiheit, werden unterschiedliche Konzepte verwirklicht. Der gravierendste Unterschied zwischen diesen Konzepten besteht darin, ob die Rückwirkungsfreiheit des Nachbrennerbetriebs mit Hilfe eines geschlossenen Regelkreises oder rein gesteuert gewährleistet wird.

Zur geschlossenen Regelung des Nachbrennerbetriebs wird eine der beiden Größen $A_{8,rel}$ oder $\dot{m}_{Br,NB}$ vom Piloten über Stellung des Schubhebels direkt vorgegeben. Die jeweils andere Größe muss nun vom Regelkreis so eingestellt werden, dass die Rückwirkung auf das Kerntriebwerk möglichst gering ist und sich so die Verdichterarbeitslinien nicht unzulässig in Richtung der Pumpgrenze verschieben. Hier stellt sich die Frage, welche Regelgröße als Maß für die Rückwirkung des Nachbrenners auf das Kerntriebwerk verwendet werden kann. Meist wird bei Bypasstriebwerken auf ein konstantes Verhältnis $p_{t4}/p_{t5} = f(n/\sqrt{T_{t2}})$ beziehungsweise $T_{t4}/T_{t5} = f(n/\sqrt{T_{t2}})$ geregelt [Bau99]. Ebenfalls in Frage kommt hier die Drehzahl der Niederdruckwelle als Funktion der aktuellen Hochdruckwellendrehzahl, d.h. das Regelgesetz $n_L = f(n_H)$.

Beim rein gesteuerten Nachbrennerbetrieb wird meist die Düsenhalsfläche vom Piloten durch die Schubhebelstellung vorgegeben, der Brennstoffmassenstrom im Nachbrenner dann von der Triebwerksregelung, abhängig von den Umgebungsbedingungen, so berechnet, dass die Rückwirkung auf das Kerntriebwerk möglichst gering bleibt. Vorteil dieser, zum Beispiel in den Triebwerken RB199 und EJ200 eingesetzten, Methode ist die Vermeidung von kritischen Betriebszuständen, die sich bei einem geschlossenen Regelkreis zum Beispiel bei Zündschwierigkeiten ergeben können [Bau94]. Nachteil des gesteuerten Betriebs ist die fehlende Kompensation von zahlreichen, nicht unmittelbar vorhersehbaren Einflüssen, wie zum Beispiel Fertigungstoleranzen oder Umgebungsbedingungen.

6.2.2 Aufbau der Nachbrennerregelung

Um die Toleranz der Nachbrennerregelung für das Hyperschalltriebwerk auch bei stark variierenden Umgebungsbedingungen (Anstellwinkel, Einlaufzustand, ...) zu gewährleisten, soll hier ein geschlossener Regelkreis zur Regelung des Nachbrenners implementiert werden. Die beiden zur Verfügung stehenden Stellgrößen sind der Nachbrennerbrennstoffmassenstrom, $\dot{m}_{Br,NB}$, sowie die relative Öffnung der Düsenhalsfläche $A_{8,rel}$.

Das Prinzip der Nachbrennerregelung beruht darauf, dass der Pilot über die Schubhebelstellung stufenlos den gewünschten Grad an Nachverbrennung und damit eine der beiden Stellgrößen wählt. Die zweite Stellgröße muss dann vom Nachbrennerregelkreis so eingestellt werden, dass die Rückwirkungen auf das Kerntriebwerk, insbesondere auf die Arbeitslinien der Turboverdichter, möglichst gering bleiben. Dabei stellt sich zunächst die Frage, welche der beiden Größen direkt über die

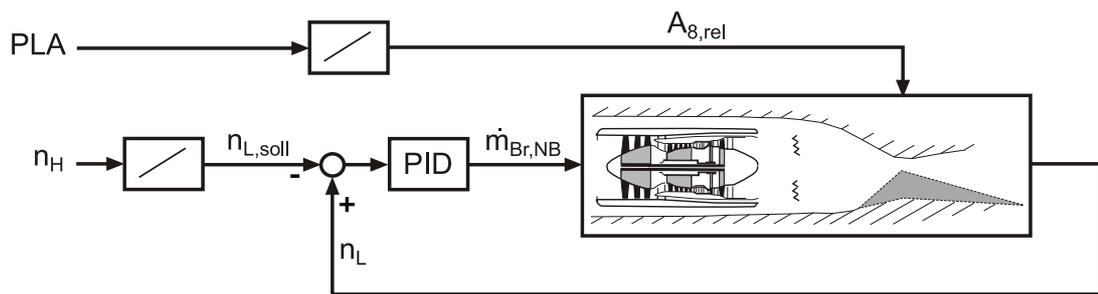


Bild 6.8: Funktionsprinzip der Nachbrennerregelung

Schubhebelstellung moduliert werden soll. Beim hier untersuchten Konzept wird die Düsenhalsfläche verstellt und der Brennstoffmassenstrom durch einen Regelkreis bestimmt, der die Rückwirkungsfreiheit gewährleistet.

Die korrekte Funktionalität dieses Konzepts ist allerdings nur bis zur Erreichung der stöchiometrischen Verbrennung im Nachbrennerrohr gewährleistet, bei überstöchiometrischer Verbrennung ändert sich das Verhalten der Regelstrecke deutlich. Der Regelkreis wäre nicht in der Lage, korrekt auf Änderungen in der Düsenhalsfläche zu reagieren. Da der Nachbrenner beim untersuchten Konzept HTSM-6 jedoch ohnehin nur bis zur Stöchiometriegrenze betrieben wird, tritt das geschilderte Problem in der vorliegenden Anwendung nicht auf. Als Regelgröße für die Rückwirkungsfreiheit des Nachbrenners wird hier eine zuvor in Kennlinien abgelegte Niederdruckrotordrehzahl als Funktion der Hochdruckrotordrehzahl und der Flugbedingung verwendet.

6.2.3 Regelkreise der Nachbrennerregelung

Das Prinzip der Nachbrennerregelung ist in Bild 6.8 schematisch dargestellt. Sobald der Schubhebel über die trockene Volllaststellung hinaus bewegt wird, verstellt sich die relative Düsenhalsfläche $A_{8,rel}$ entsprechend mittels einer Kennlinie. Je weiter der Schubhebel nach vorne bewegt wird, umso weiter öffnet sich dabei der Düsenhals, bis zur maximalen Öffnung $A_{8,rel} = 1$. Durch die Rückwirkung auf das Kerntriebwerk ändert sich das Verhältnis von Niederdruck- zu Hochdruckrotordrehzahl. Dieses Verhältnis, ohne Nachverbrennung, ist in einer weiteren Kennlinie abgelegt und bildet so, ausgehend von der aktuellen n_H , den Sollwert für die Niederdruckrotordrehzahl $n_{L,soll}$, der dem rückwirkungsfreien Betrieb entspricht. Aus der Differenz zwischen Ist-Wert und Soll-Wert wird über ein PID-Glied das Stellsignal für den Nachbrennerbrennstoffmassenstrom $\dot{m}_{Br,NB}$ gebildet. Da eine Erhöhung des Nachbrennerbrennstoffmassenstroms ein Absinken der Niederdruckrotordrehzahl nach sich zieht, muss eine Vorzeichenumkehr stattfinden, die hier durch Bilden der Differenz Ist-Wert minus Soll-Wert erreicht wird.

Analog zur Vorgehensweise bei der Regelung des Kerntriebwerks werden auch die Parameter des Nachbrennerregelkreises numerisch optimiert. Da auch die Brennstoffzumesseinheit für den Brennstoffstrom im Nachbrenner nur eine begrenzte Masse fördern kann, muss auch hier der Integrator des Regelkreises vor dem Überlauf durch die Implementierung einer Integrator Windup Schaltung gemäß Bild 6.7 geschützt werden.

6.2.4 Verhalten der Triebwerksregelung mit Nachbrennerregelung

Das Verhalten des geregelten Triebwerks soll nun in ausgewählten Beispielen näher betrachtet werden. Der erste untersuchte Betriebspunkt ist der Bodenstandfall mit der Flughöhe $H = 0m$ und der Flugmachzahl $Ma_\infty = 0$. Durchgeführt wird zunächst, ausgehend von vollem Triebwerksschub mit voller Nachverbrennung, ein Abschalten des Nachbrenners. Anschließend wird der Schubhebel auf die Stellung "Leerlauf" bewegt. Bei $t = 20s$ erfolgt eine Beschleunigung auf maximalen Schub ohne Nachbrenner, bei $t = 30s$ wird der Nachbrenner zugeschaltet. Die entsprechenden Stellungen des Schubhebels können aus Bild 6.9a entnommen werden.

Beim Abschalten des Nachbrenners wird, ausgehend von der Stellung des Schubhebels, die Düsenhalsfläche verkleinert. Dadurch ergibt sich ein kurzzeitiger Abfall der Niederdruckrotordrehzahl (Bild 6.9b), der kurz darauf von der Nachbrennerregelung durch eine Zurücknahme des Nachbrennerbrennstoffstroms (vgl. Bild 6.9c) kompensiert wird. Der relativ starke Einbruch von n_L um ca. 2% ergibt sich hier aufgrund der extremen, sprungförmigen Verstellung des Schubhebels. Ab $t = 5s$ erfolgt die Verzögerung des Kerntriebwerks. Während der Verzögerungsphase wird der Verzögerungsregelkreis aktiv (vgl. Bild 6.9d), der die Wellenbeschleunigung der Hochdruckwelle über dem drehzahlabhängigen Limit von $-0.05/s$ bis $-0.03/s$ hält (Bild 6.9e). Dies geschieht durch eine gezielte Rücknahme des Brennstoffmassenstroms (Bild 6.9c). Ab $t \approx 11s$ schaltet die Auswahllogik zurück auf den n_H -Regelkreis, um das gewünschte Schubniveau einzustellen. Dabei ergibt sich ein Unterschwingen des Schubs und der Drehzahl, das jedoch im zulässigen Bereich liegt.

Bei $t = 20s$ wird das Triebwerk wieder beschleunigt. Dazu wird der Schubhebel zunächst auf die Stellung "Volllast" bewegt. Die Beschleunigung erfolgt weitgehend mit dem Regelkreis für die Wellenbeschleunigung im Eingriff. Erst kurz vor Erreichen der Soll Drehzahl schaltet die Auswahllogik auf den Schubregelkreis um. Bei $t = 30s$ wird der Schubhebel auf die Position "maximale Nachverbrennung" verstellt. Die Düse wird geöffnet, die Drehzahl des Niederdruckrotors steigt kurzzeitig an und die Nachbrennerregelung kompensiert den Anstieg durch eine Erhöhung des Brennstoffstroms im Nachbrenner (Bild 6.9c).

Als nächster Betriebspunkt soll der Auslegungspunkt des Triebwerks mit der Flughöhe $H = 10000m$ und der Flugmachzahl $Ma_\infty = 1.2$ untersucht werden. Dazu wird auch an diesem Punkt ein Zurücknehmen des Schubhebels von voller Nachverbrennung auf Leerlauf und eine daran anschließende Wiederbeschleunigung auf Maximalschub bei voller Nachverbrennung durchgeführt. Die Ergebnisse sind in Bild 6.10 dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass das Regelverhalten weitestgehend dem im Bodenstandfall (Bild 6.9) entspricht. Auch bei anderen untersuchten Betriebspunkten zeigt sich ein ähnliches Verhalten der Triebwerksregelung, das den Anforderungen an die Regelung gerecht wird.

6.3 Regelung beziehungsweise Steuerung des Überschalleinlaufs

Die Strömungsgeschwindigkeit am Eintritt des Niederdruckverdichters muss im Bereich von $Ma_2 \approx 0.5$ liegen, um ein stabiles und bezüglich des Wirkungsgrads günstiges Betriebsverhalten der Turbo Komponente zu gewährleisten. Dies hat zur Folge, dass die bei hohen Fluggeschwindigkeiten herrschende Überschallanströmung des Fluggeräts auf Unterschallgeschwindigkeiten verzögert werden muss. Diese, möglichst verlustarme, Verzögerung ist die Hauptaufgabe des Überschalleinlaufs. Da

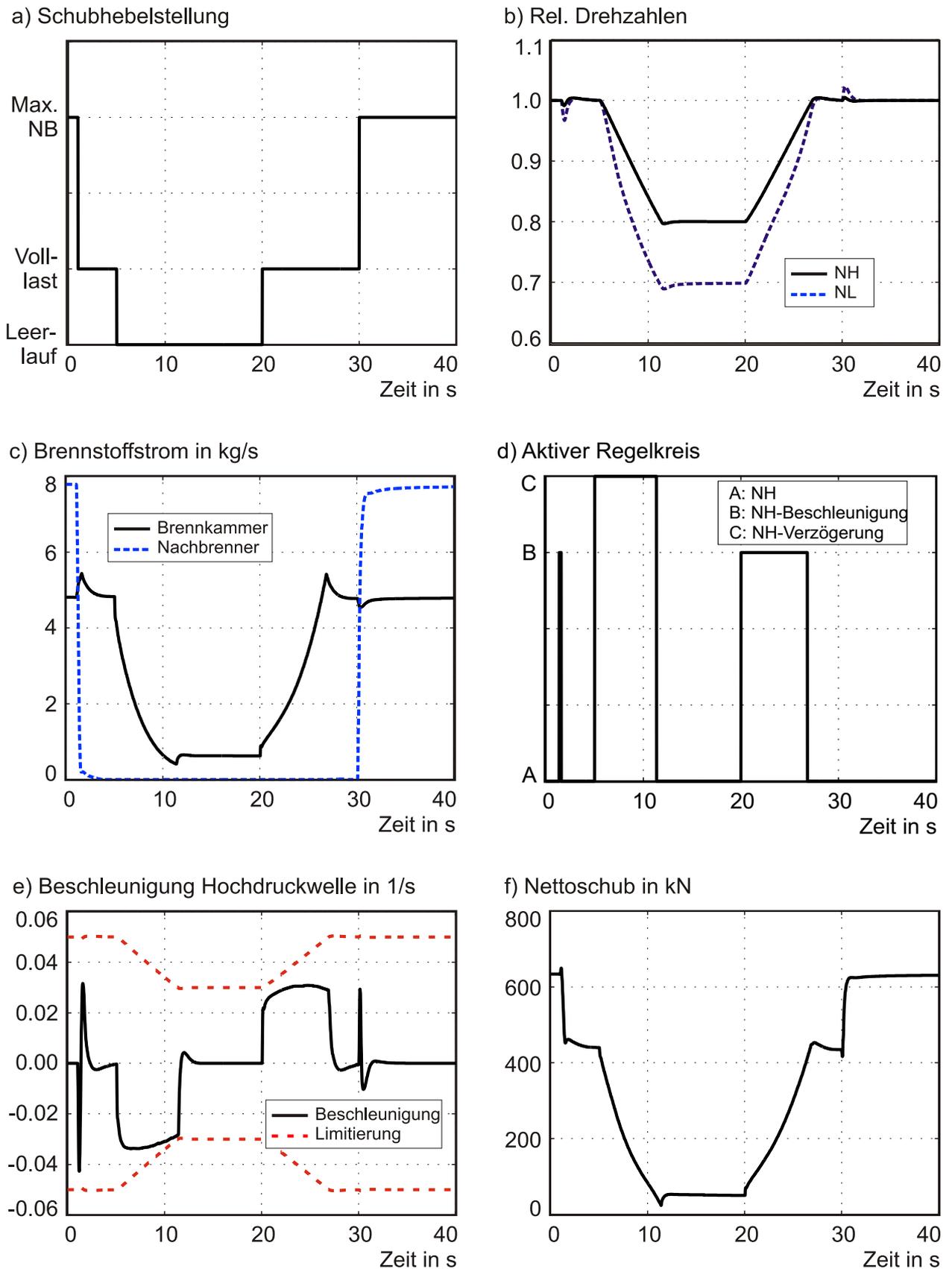


Bild 6.9: Regelverhalten im Bodenstandfall ($Ma_\infty = 0$ und $H = 0m$): Abschalten des Nachbrenners bei $t = 1s$, Verzögerung auf Leerlauf bei $t = 5s$, anschließende Wiederbeschleunigung bei $t = 20s$ auf Volllast, Zuschalten des Nachbrenners bei $t = 30s$

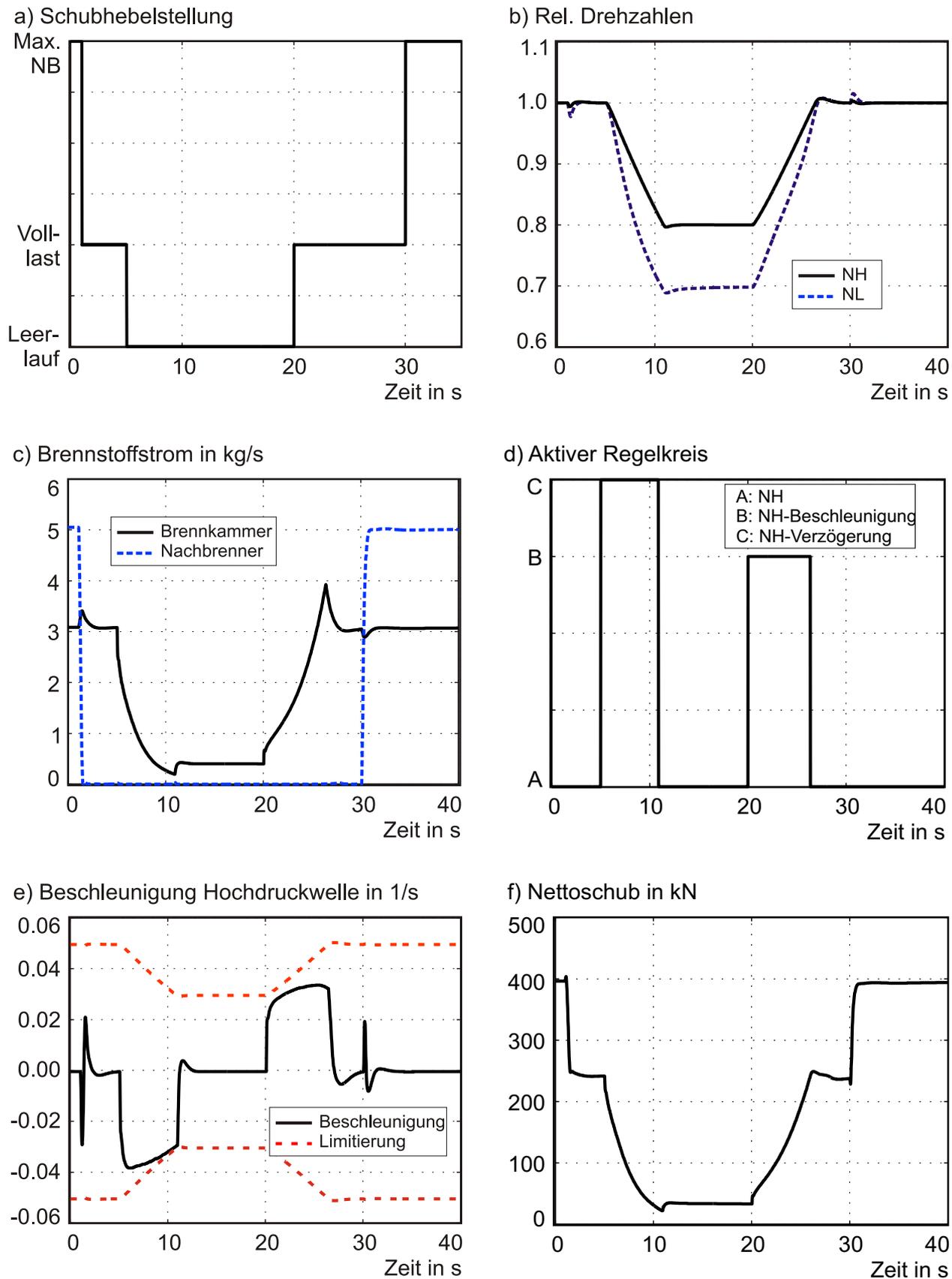


Bild 6.10: Regelverhalten im Auslegungspunkt ($Ma_\infty = 1.2$ und $H = 10000m$): Abschalten des Nachbrenners bei $t = 1s$, Verzögerung auf Leerlauf bei $t = 5s$, anschließende Wiederbeschleunigung bei $t = 20s$ auf Vollast, Zuschalten des Nachbrenners bei $t = 30s$

eine Verlangsamung der Strömung von Über- auf Unterschall nur diskontinuierlich über Verdichtungsstöße geschehen kann (zum Beispiel [And90]), gilt es also, ein Stoßsystem zu etablieren, über das die Verzögerung mit möglichst wenig Druckverlust beziehungsweise einem hohen Druckrückgewinn erfolgen kann. Energetisch günstiger als ein einzelner, senkrechter Verdichtungsstoß ist eine Kombination aus mehreren schrägen sowie einem abschließenden senkrechten Stoß.

Eine weitere Aufgabe des Einlaufs ist es, eventuell auftretende Druck- und Temperaturstörungen, sogenannte "Distortion"-Effekte, die zum Beispiel durch eine ungleichförmige Anströmung auftreten können, zu minimieren. Je nach Bauart unterscheidet man zwischen Überschalleinläufen mit innerer, äußerer oder gemischter Verdichtung. Weiter kann unterschieden werden zwischen rotationssymmetrischen Konzepten, wie zum Beispiel dem Einlauf des Aufklärungsflugzeuges *Lockheed SR71*, und ebenen Rampeneinläufen. Für das HTSM-6 Konzept ist ein ebener Rampeneinlauf mit gemischter innerer und äußerer Verdichtung vorgesehen.

Die Geometrie des Einlaufs sowie eine typische Stoßkonfiguration können Bild 6.11 entnommen werden. Der erste Verdichtungsstoß wird dabei an der Kante des Diverterkanals, der der Absaugung der Grenzschicht dient, ausgelöst. Der zweite schräge Stoß ergibt sich durch den Übergang von der ersten auf die zweite Verstellrampe. Damit ist die Außenverdichtung abgeschlossen, es beginnt die Innenverdichtung mit einem an der Einlaufkante ausgelösten Schrägstoß. Dieser wird im Einlaufkanal mehrfach reflektiert. Durch die Verengung des Kanals wird eine nahezu kontinuierliche Verzögerung der Strömung auf ein Minimum im engsten Querschnitt erreicht. Kurz hinter dem engsten Querschnitt steht der abschließende Geradstoß, dahinter herrscht Unterschallströmung.

Bezüglich des Druckrückgewinns ist eine Machzahl am engsten Einlaufquerschnitt von $Ma_{th} = 1$ ideal, da dann im divergenten Teil eine kontinuierliche Verzögerung im Unterschallbereich stattfindet. Allerdings besteht dann die Gefahr eines Blockierens des Einlaufs und eines unterkritischen Einlaufbetriebs. Im konvergenten Teil des Einlaufs kann kein Verdichtungsstoß stabilisiert werden, so dass also die Positionierung des abschließenden Geradstoßes im divergenten Teil hinter dem engsten Querschnitt erfolgen muss. Je weiter entfernt der Stoß vom engsten Querschnitt ist, desto größer werden bei einer konstanten Halsmachzahl die Machzahl vor dem Stoß und damit auch die Druckverluste. Steht der Stoß aber zu nahe am Einlaufhals, so kann eine kleine Störung in der Abstimmung zwischen Triebwerk und Einlauf zu einer Verschiebung des Stoßes in den konvergenten Teil führen, der sich dort nicht stabilisieren kann und sich somit komplett aus dem Innenteil des Einlaufs heraus bewegt. Als Folge bildet sich ein sehr starker bogenförmiger Stoß vor dem Einlauf, der die Strömung unter großen Druckverlusten verzögert.

Die Positionierung des abschließenden Geradstoßes stellt somit einen Kompromiss dar zwischen der Betriebssicherheit des Einlaufs und einem maximalen Totaldruckrückgewinn. Als Anhaltswert sollte die Machzahl im Einlaufhalsquerschnitt $Ma_{th} \approx 1.4$ nicht unterschreiten. Der abschließende Geradstoß sollte so im divergenten Teil des Einlaufs platziert werden, dass die Differenz zwischen Halsmachzahl und Machzahl vor dem Stoß $\Delta Ma_n \approx 0.25$ nicht übersteigt.

Die Lage der Verdichtungsstöße im Überschalleinlauf ändert sich mit der Anströmmachzahl, mit dem Massenstromdurchsatz des Triebwerks und, in etwas geringerem Maße, mit dem Anstellwinkel des Fluggeräts. Um diese Einflüsse zu kompensieren, muss ein Verstellmechanismus implementiert werden. Bei rotationssymmetrischen Überschalleinläufen geschieht die Anpassung meist über das axiale Verschieben eines kegelförmigen Körpers. Beim vorliegenden Rampeneinlaufkonzept geschieht die Anpassung über die Verstellung der Rampenwinkel δ_1 und δ_2 (vgl. Bild 6.11).

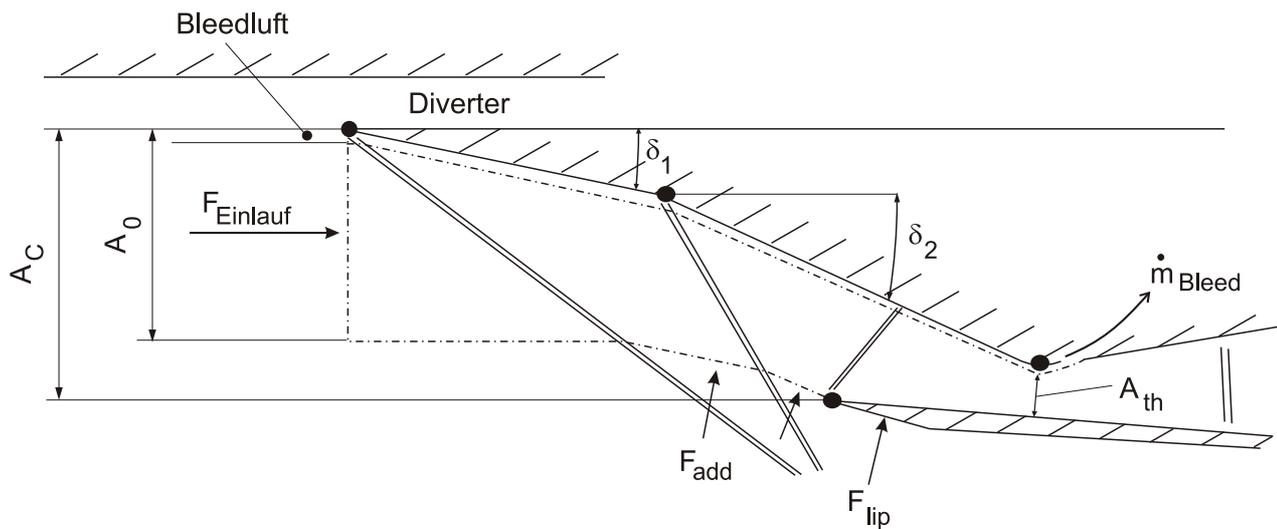


Bild 6.11: Geometrie des Überschalleinlaufs für das HTSM-6 Konzept mit gemischter Innen- und Außenverdichtung

Aufgrund der starken Integration des Einlaufs in die Flugzeugzelle wird die Regelung von Überschalleinläufen üblicherweise vom Zellenhersteller, unabhängig vom Triebwerk, implementiert. Soll keine Sensorik für die Lage der Verdichtungsstöße im Einlauf verwendet werden, muss, aufgrund fehlender geeigneter Ersatzregelgrößen, die Einlaufsteuerung mit Hilfe vordefinierter Kennlinien erfolgen. So bietet sich zum Beispiel eine Verstellung der beiden Rampenwinkel δ_1 und δ_2 abhängig von der Flugmachzahl und dem Anstellwinkel des Fluggeräts an. Eine Alternative zum Einsatz von Sensoren zur Ermittlung der Machzahlen im Einlauf beziehungsweise zur Bestimmung der Lage der Verdichtungsstöße stellt das in Kapitel 7 beschriebene modellbasierte Einlaufregelsystem dar.

Kapitel 7

Modellbasierte Regelung des Antriebssystems: Funktionsweise und Erprobung

7.1 Grundlagen der modellbasierten Regelung von Luftstrahltriebwerken

Viele Triebwerksgrößen, die für den sicheren und performanten Betrieb von Luftstrahltriebwerken von entscheidender Bedeutung sind, können nicht oder nur durch einen unvermeidbaren Aufwand an Sensortechnik gemessen werden. Für das vorliegende Triebwerk sind dies insbesondere die Pumpgrenzenabstände der Turboverdichter, die Temperatur der Hochdruckturbinenschaufeln, sowie der aktuelle Triebwerksnettoschub und Schubvektorwinkel. In dem in Kapitel 6 vorgestellten Regelsystem für das HTSM-6 Triebwerk wird diese Problematik, wie in modernen Triebwerksreglern üblich, dadurch umgangen, dass Ersatzgrößen beziehungsweise -größenkombinationen zur Generierung von Soll- und Grenzwerten verwendet werden und somit nur messbare Größen als direkte Regelgrößen dienen. Nachteil dieser Vorgehensweise sind vor allem die durch die Umsetzung der tatsächlich zu regelnden Größen (zum Beispiel Pumpgrenzenabstand) in die Ersatzregelgrößen (zum Beispiel Wellenbeschleunigung) entstehenden Ungenauigkeiten, die erhöhte Sicherheitsreserven notwendig machen. Dies führt dazu, dass das Potenzial des Triebwerks nicht optimal genutzt werden kann.

Das Anbringen zusätzlicher Sensoren, mit denen die oben genannten Triebwerksgrößen besser als bisher erfasst werden könnten, ist aus mehreren Gründen meist nicht wünschenswert. Zum einen können ohnehin nicht alle Variablen messtechnisch erfasst werden. Dies gilt zum Beispiel für den Pumpgrenzenabstand der Verdichter. Zum anderen bedeutet ein zusätzlicher Aufwand an Messtechnik stets Mehrkosten und, bedingt durch die begrenzte Zuverlässigkeit der Sensortechnik, zusätzliche Risiken hinsichtlich der Betriebssicherheit des Gesamtsystems.

Eine mögliche Lösung des Problems nicht messbarer Triebwerksgrößen besteht in der Integration eines Triebwerksmodells in das Regelsystem. Dieses in Echtzeit laufende Modell erhält als Eingangsgrößen die Aktuatorkommandos, die der Triebwerksregler auch an das Triebwerk selbst sendet. Dadurch ergibt sich eine parallele Anordnung von Triebwerk und Echtzeitmodell, das auch

als “Onboard-Modell” bezeichnet wird. Dieses Onboard-Modell kann nun dem Regelsystem Informationen über die nicht messbaren Triebwerksgrößen zur Verfügung stellen, die zum Beispiel direkt als “virtuelle” Sensorsignale für einen Soll-Istwert-Vergleich herangezogen werden können. Die gesamte Anordnung der modellbasierten Regelung entspricht der in Bild 7.1 gezeigten [Kre00a] [Lie01].

Um eine möglichst hohe Genauigkeit der modellierten Größen zu erreichen, muss das Echtzeitmodell nicht nur bei der Produktion, sondern auch während des Einsatzes des Triebwerks mit diesem abgeglichen werden. Ohne die Implementierung entsprechender Algorithmen zur Modellnachführung würden sich, bedingt vor allem durch die Alterung der Triebwerkskomponenten, immer größere Abweichungen zwischen tatsächlichen und modellierten Variablen ergeben. Ein Abgleich kann dadurch vorgenommen werden, dass die realen Sensorsignale mit den virtuellen Sensorsignalen verglichen werden und die Differenz durch Anpassung von Modellparametern mittels eines geeigneten Algorithmus (vgl. Kapitel 7.4) minimiert wird.

Auch bei der Triebwerksüberwachung und -diagnose können die Daten, die das Onboard-Modell liefert, verwendet werden. Dies gilt insbesondere in Verbindung mit einer Modellnachführung, da durch diese wichtige Triebwerksparameter, wie zum Beispiel Verschlechterungen der Komponentenwirkungsgrade, bestimmt werden. Die gewonnenen Informationen lassen zum einen sich andeutende oder bereits aufgetretene Defekte erkennen und können zum andern auch für die Planung der Triebwerkswartung, die einen großen Teil der Betriebskosten moderner Triebwerke ausmacht, genutzt werden.

Eine weitere Anwendungsmöglichkeit eines Onboard-Modells besteht in der Validierung der Triebwerkssensoren. Dadurch ergibt sich zur meist vorhandenen physikalischen Redundanz der Sensoren zusätzlich eine analytische Redundanz, die zum Beispiel bei der Entscheidung, welcher Sensor fehlerhaft arbeitet, wichtig sein kann. Darüber hinaus lassen sich die “virtuellen” Sensorsignale beim Sensorausfall nicht redundant ausgelegter Systeme auch als Ersatz für echte Sensorsignale verwenden. Die Nutzung des Echtzeitmodells für Sensorvalidierungs- und Sensorsubstitutionszwecke wird in Kapitel 7.8 näher beschrieben.

7.2 Echtzeitmodellierung des Triebwerks

7.2.1 Aufbau des verwendeten Echtzeitmodells

Soll ein Triebwerksmodell in das Regelsystem integriert werden, stellt sich zunächst die Frage nach der Art des zu verwendenden Modells. Wenn das Modell das Gesamtverhalten des Triebwerks beschreiben soll, kommen vor allem Leistungssynthesemodelle, Zustandsraummodelle oder Funktionsgeneratoren [Hol97] in Frage. Wenn das Onboard-Modell lediglich für die Beschreibung einer bestimmten Triebwerksvariable, wie zum Beispiel des Nettoschubs, verwendet wird, können auch einfachere Kennlinien oder Kennfelder zum Einsatz kommen. Aufgrund der vielen Anwendungsmöglichkeiten, die hier untersucht werden sollen, muss das Triebwerksmodell in der Lage sein, das gesamte Betriebsverhalten nachbilden zu können.

Der Vorteil beim Einsatz von Zustandsraummodellen beziehungsweise Funktionsgeneratormodellen liegt, im Vergleich zu kompletten Leistungssyntheserechnungen, eindeutig im wesentlich geringe-

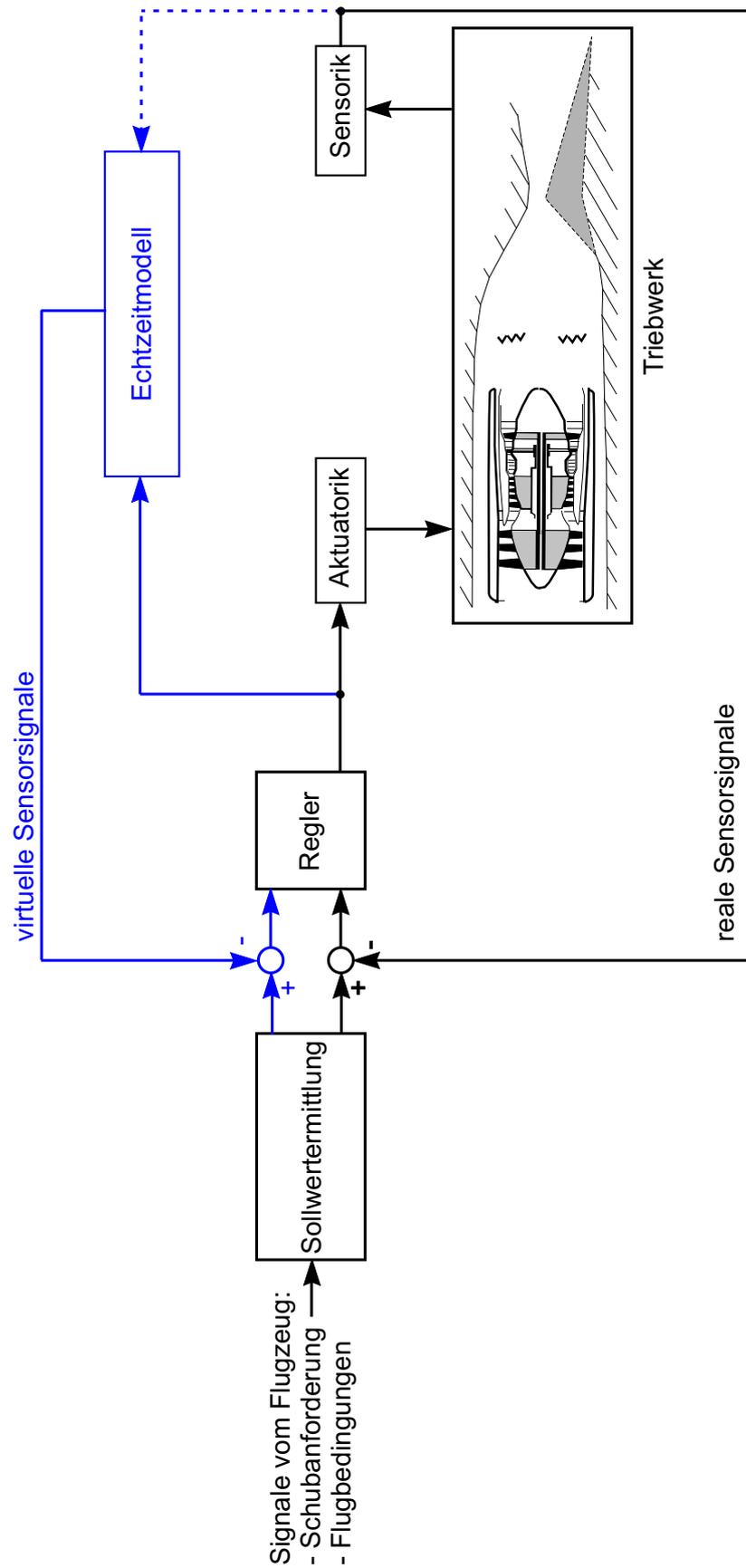


Bild 7.1: Modellbasierte Triebwerksregelung: Integration des Echtzeitmodells in die Regelung; Verwendung virtueller Sensorsignale

ren Rechenzeitbedarf. Dies ist insbesondere von Bedeutung, weil die heute zur Triebwerksregelung verwendete Hardware vom technischen Niveau weit hinter der im Desktop-Bereich üblichen Technologie zurück liegt. Grund hierfür ist zum einen der aufwändige Zertifizierungsprozess, zum anderen stehen aber auch Probleme bei der Wärmeabfuhr der Einführung modernerer Prozessoren im Wege. Für die Zukunft ist hier allerdings der Einsatz der im Desktop-Bereich üblichen Technologien zu erwarten [Con00], so dass sich der Rechenzeitvorteil von Zustandsraummodellen relativieren wird.

Wie auch bereits in Kapitel 4.4 festgestellt, besteht einer der Hauptvorteile der Leistungssyntheserechnung darin, dass die Nichtlinearitäten des Triebwerksverhaltens am besten berücksichtigt werden können. Darüber hinaus ist es bei Syntheserechnungen am einfachsten möglich, eine Anpassung des Modells über Parameter durch die Modellnachführung zu erreichen.

Steht also genügend Rechenzeit zur Verfügung, kann ein komplettes Leistungssynthesemodell in die Triebwerksregelung integriert werden. Auf spezielle Echtzeitaspekte für diese Art der Modellierung wird in Kapitel 7.2.3 näher eingegangen.

7.2.2 Genauigkeit der modellierten Größen

Eine wichtige Rolle bei der Implementierung einer modellbasierten Regelung spielt die Genauigkeit, in der die gewünschten Triebwerksgrößen durch das Triebwerksmodell zur Verfügung gestellt werden können. Da im Fall des HTSM-6 noch kein Triebwerk existiert, bei dem Vergleiche zwischen Simulationen und Prüfstandsversuchen durchgeführt werden könnten, müssen andere Quellen zur Beurteilung der erreichbaren Simulationsqualität herangezogen werden.

Hier sei zunächst das von der amerikanischen Luftfahrbehörde herausgegebene Zirkular zur Simulationsgüte für Helikoptersimulatoren (FAA Advisory Circular 120-63, "Helicopter Simulation Qualification") angeführt [Faa94]. Darin werden die in Tabelle 7.1 dargestellten Eckwerte für die maximalen Abweichungen der im Simulator verwendeten Triebwerkssimulation angegeben.

Variable	Start	Stat. Flug
Gasgenerator-drehzahl	$\pm 5\%$	$\pm 2\%$
Nutzturbinendrehzahl	$\pm 5\%$	$\pm 2\%$
Drehmoment	$\pm 5\%$	$\pm 3\%$
Brennstoffstrom	$\pm 10\%$	$\pm 5\%$
Turbinentemperatur	$\pm 30 K$	$\pm 20 K$

Tabelle 7.1: Maximal zulässige Abweichungen der Triebwerkssimulation für den Einsatz in Helikoptersimulatoren [Faa94]

Bei den in Tabelle 7.1 aufgeführten Werten handelt es sich um Mindestvoraussetzungen, die erfüllt werden müssen, um ein realistisches Verhalten des Triebwerks im Simulator nachbilden zu können. Oft werden aus Rechenzeitgründen relativ einfache Triebwerksmodelle in Flugsimulatoren implementiert. Vergleiche zwischen kompletten Leistungssynthesemodellen und Prüfstandsdaten [Pre01] zeigen jedoch, dass die erreichbare Simulationsgenauigkeit weitaus höher ist. Die Abweichungen zwischen modellierten und gemessenen Größen für Drehzahlen, Temperaturen und Drücke bewegen sich im Bereich von 1% bis 2% der jeweiligen Werte bei Vollast. Die größten Abweichungen ergeben sich im transienten Bereich. Dies ist vor allem auf die meist fehlende Modellierung von

Spitzenspalteffekten zurückzuführen, die einen nicht zu vernachlässigenden Einfluss bei der Beschleunigung beziehungsweise Verzögerung des Triebwerks ausüben. Werden diese und andere sogenannte “Sekundäreffekte” in der Simulation berücksichtigt [Fio93], so erhöht sich die Qualität der Triebwerkssimulation weiter.

7.2.3 Aspekte für den Einsatz in Echtzeit

Entscheidend für die Verwendung von Leistungssynthesemodellen als Echtzeitmodelle in der Triebwerksregelung ist die erreichbare zeitliche Auflösung. Angestrebt werden Zeitschrittweiten unter $20ms$, die für moderne Regelsysteme üblich sind. Die kleinste erreichbare Zeitschrittweite hängt dabei stark von der Komplexität des zu simulierenden Triebwerks, dem Detaillierungsgrad der Modellierung und der zur Verfügung stehenden Rechenleistung ab. Arbeiten zur Echtzeitsimulation mit Synthesemodellen [Hol97] [Kop00] haben gezeigt, dass die detaillierte Berechnung des dynamischen Verhaltens des HTSM-6 Triebwerks mit Wärmeübergangseffekten sowie einer Berechnung der Stoßlagen im Einlauf in Echtzeit möglich ist. So lassen sich bereits mit älteren Prozessoren, wie einem PentiumII mit 300MHz Taktfrequenz, Simulationen mit Zeitschrittweiten unter $10ms$ durchführen.

Eine Aufschlüsselung der benötigten Rechenzeit auf die Baugruppen des HTSM-6 Triebwerks (vgl. Tabelle 7.2) zeigt, dass ein Großteil der Rechenzeit für die thermodynamische Berechnung des Hyperschalleinlaufs benötigt wird. Eine erhebliche Verbesserung hinsichtlich der benötigten Prozessorleistung ergibt sich durch die Verwendung eines vereinfachten, kennfeldbezogenen Modells für den Einlauf. Bei der Betrachtung der Aufteilung der Prozessorzeit auf die verschiedenen Komponenten des Turboteils (Tabelle 7.3) lässt sich feststellen, dass die Berechnung der Verdichter und Turbinen am rechenzeitintensivsten ist.

<i>Baugruppe</i>	<i>Rechenzeit</i>
Einlauf und Umströmung	52.7 %
Turbotriebwerk	32.2 %
Mischer und Nachbrenner	8.3 %
SERN-Düse	2.4 %

Tabelle 7.2: Aufteilung der Rechenzeit für die Simulation des HTSM-6 Triebwerks, aufgeschlüsselt nach Baugruppen

<i>Komponente</i>	<i>Rechenzeit</i>
Verdichter:	34,8 %
Turbinen:	32,9 %
Rohrstücke:	10,6 %
Brennkammer:	9,0 %
Wärmemodelle:	7,5 %
Sonstiges:	5,3 %

Tabelle 7.3: Aufteilung der Rechenzeit für die Simulation des Turbotriebwerks, aufgeschlüsselt nach Komponenten

Eine in [Kop00] durchgeführte Analyse des Rechenzeitbedarfs für die Unterprogramme der Synthesoftware macht deutlich, dass 53% der Gesamtrechenzeit für die Berechnung von statischen Größen aus Totalgrößen verwendet wird. 38% der Gesamtrechenzeit entfällt auf die Auswertung der Polynome, die die thermodynamischen Eigenschaften der Gase beschreiben. In diesen beiden Bereichen steckt mit Abstand das größte Verbesserungspotenzial, das durch die Wahl intelligenter Startwerte in den Fluiddynamikroutinen oder eventuell durch die Verwendung von geeigneten Interpolationstabellen statt der Polynomauswertungen genutzt werden kann.

Ein Problem des Einsatzes von Leistungssynthesemodellen in Echtzeit besteht darin, dass sich die benötigte Rechenzeit mit jedem Zeitschritt ändert. Dies hat seine Ursache zum einen in den globalen Iterationen, die durchgeführt werden müssen, um die Gleichgewichtsbedingungen zu erfüllen, zum anderen aber auch in Iterationen bei der Bestimmung von Stoffwerten oder bei der Lösung einfacher fluiddynamischer Gleichungen. Für die Implementierung im Triebwerksregler muss sichergestellt sein, dass die Rechnung innerhalb des verfügbaren Zeitfensters abgeschlossen ist. Dies kann zum Beispiel durch die Limitierung der durchgeführten Iterationsschritte geschehen.

7.3 Simulation der modellbasierten Regelung am Rechner

Um die Vorteile einer modellbasierten Triebwerksregelung für das HTSM-6 Triebwerk zu untersuchen, werden im folgenden Simulationen in MATLAB/Simulink durchgeführt. Dabei müssen zwei Triebwerksmodelle in die Simulationsumgebung integriert werden. Ein Modell repräsentiert dabei das tatsächliche Triebwerk, das andere repräsentiert das in die Triebwerksregelung integrierte Onboard-Modell.

Trotz der hohen erreichbaren Modellierungsgenauigkeit von Leistungssynthesemodellen ergeben sich stets Abweichungen zwischen dem Triebwerk und seinem Simulationsmodell. Diese müssen auch bei der Simulation berücksichtigt werden, um realistische Ergebnisse zu erzielen. In den im folgenden Teil dieses Kapitels durchgeführten Simulationen wird dies vor allem durch eine geänderte Wärmeübergangsmodellierung erreicht. Dabei werden im Onboard-Modell lediglich die Wellenträgheiten als Energiespeicher berücksichtigt, die Wärmeübergänge werden nicht modelliert. Dies führt zu Abweichungen zwischen dem Modell, das das Triebwerk darstellt und dem in der Regelung verwendeten Onboard-Modell. Mit diesen künstlich erzeugten Abweichungen lassen sich realistischere Ergebnisse erzielen.

7.4 Nachführung des Onboard-Modells

7.4.1 Grundlagen zur Modellnachführung

Aus der Systemtheorie sind Parameter-Identifikationsverfahren und Zustandsschätzverfahren bekannt. Beide Verfahren haben das Ziel, die Abweichungen beziehungsweise Simulationsfehler eines parallel zu einem Prozess laufenden Modells zu minimieren und den Einfluss von Störungen, Modellierungsfehlern beziehungsweise Änderungen des Prozessverhaltens und unsicheren Anfangsbedingungen zu verringern. Diese Verfahren können also auch zur Nachführung beziehungsweise Anpassung eines Onboard-Modells an das tatsächliche Triebwerk Verwendung finden.

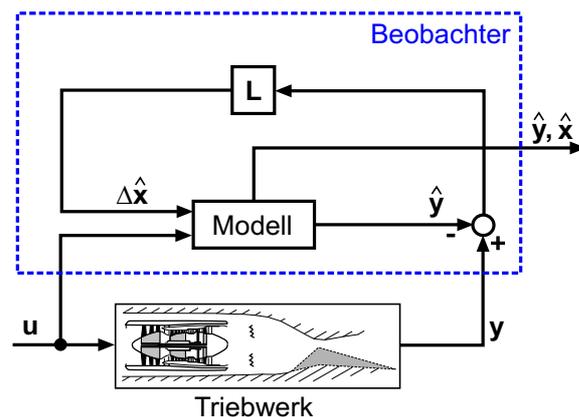


Bild 7.2: Modell als nichtlinearer Beobachter

Verschiedene Triebwerkskomponentenparameter ändern sich im Laufe der Lebenszeit eines Turbo-Luftstrahltriebwerks. Dies gilt vor allem für die Wirkungsgrade der Turbokomponenten. Das Onboard-Modell, das in die Triebwerksregelung integriert wird, ist aber zunächst für die Simulation eines “Norm”-Triebwerks kalibriert. Mit zunehmender Abweichung der Komponentenparameter von denen des “Norm”-Triebwerks ergeben sich so immer stärkere Differenzen zwischen den simulierten Größen, die in der Regelung verwendet werden, und den tatsächlichen Triebwerksgrößen. Um eine hohe Modellgenauigkeit zu erzielen, müssen diese Veränderungen des realen Triebwerks detektiert und das Echtzeitmodell entsprechend angepasst werden. Basis für diese Anpassung sind in der Regel die Abweichungen beziehungsweise Residuen der simulierten Messgrößen von den tatsächlichen Messsignalen. Diese Abweichungen werden anschließend in Änderungen von Triebwerkskomponentenparametern umgesetzt.

Verschiedenste Verfahren können zur Modellnachführung eingesetzt werden. Diese basieren zum Teil auf der linearen Systemtheorie, zum Teil auf Optimierungsmethoden oder können in Form von neuronalen Netzen implementiert werden [Vol00] [Gom00] [Lam94]. Die Auswahl des geeigneten Verfahrens hängt in erster Linie vom jeweiligen Triebwerk, der vorhandenen Messtechnik und von den Anforderungen an die Dynamik der Parameteridentifizierung beziehungsweise Modellnachführung ab. Im folgenden wird die Implementierung des Triebwerksmodells im Sinne eines aus der linearen Systemtheorie bekannten Zustandsschätzers beziehungsweise -beobachters implementiert [Ker92] [Adi94] [Sug96].

Als Beobachter wird zunächst ein Modell zur Schätzung der Zustandsgrößen x eines dynamischen Systems bezeichnet. Der Beobachter basiert dabei meist auf einem linearen Zustandsraummodell. Für die vorliegende Anwendung wird allerdings das komplette nichtlineare Modell verwendet. Die sich durch die Implementierung als Zustandsbeobachter ergebende Anordnung ist in Bild 7.2 dargestellt.

Die gemessenen Triebwerksvariablen werden mit den simulierten Variablen y verglichen. Die damit berechneten Simulationsfehler werden mit einer Verstärkungsmatrix L multipliziert und bilden so Korrekturterme $\Delta \hat{x}$, die zu den Zustandsgrößen des Simulationsmodells addiert werden. Dieses Verfahren führt zu einer Angleichung der tatsächlichen Zustandsgrößen x mit den simulierten beziehungsweise “beobachteten” Zustandsgrößen x . Für das lineare Zustandsraummodell gemäß

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{7.1}$$

$$y = Cx + Du . \tag{7.2}$$

lauten die Gleichungen des Beobachters

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - \hat{y}) \tag{7.3}$$

$$\hat{y} = C\hat{x} + Du . \tag{7.4}$$

Bei der Verwendung eines nichtlinearen Modells

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t)) \tag{7.5}$$

$$y(t) = g(x(t), u(t)) \tag{7.6}$$

ergibt sich ein Zustandsbeobachter in der Form

$$\dot{\hat{x}} = f(\hat{x}, u) + L(y - \hat{y}) \tag{7.7}$$

$$\hat{y} = g(\hat{x}, u) . \tag{7.8}$$

Die Berechnung der Verstärkungsmatrix L bestimmt die Dynamik des Beobachters und damit auch seine Sensitivität gegenüber Mess- oder Prozessrauschen. Je höher die Verstärkung, desto schneller reagiert der Beobachter auf Abweichungen der simulierten Größen von den gemessenen, aber desto empfindlicher ist der Beobachter auch hinsichtlich des Messrauschens. Eine niedrigere Verstärkung bedingt langsamere Dynamik, bildet aber dafür eine Filterwirkung für Prozess- und Messrauschen aus. Bei der Bestimmung der Verstärkungsmatrix L kommen vor allem zwei Verfahren in Frage, direkte Polvorgabe oder Anwendung der Theorie des "Linear Quadratic Estimators" (Kalman-Filter). Bei dem ersten Verfahren werden die Pole des Beobachters so vorgegeben, dass sich das gewünschte dynamische Verhalten ergibt. Die dazu notwendige Verstärkungsmatrix kann durch geeignete numerische Verfahren bestimmt werden.

Bei der Bestimmung einer Kalman-Filter Verstärkungsmatrix wird von einem mit Prozessrauschen v und Messrauschen w behafteten linearen Prozess

$$\dot{x} = Ax + Bu + Gv \tag{7.9}$$

$$y = Cx + Du + w \tag{7.10}$$

ausgegangen [Sch99]. Die Erwartungswerte der Rauschprozesse sind $E[v(t)] = E[w(t)] = 0$, d.h. das Rauschen ist mittelwertfrei, die Kovarianzen sind $E[v(t)v(\tau)^T] = V\delta(t - \tau)$ für das Prozessrauschen sowie $E[w(t)w(\tau)^T] = W\delta(t - \tau)$ für das Messrauschen. Gesucht wird nun der Zustandsschätzer mit der Matrix L , der die Varianz des Schätzfehlers

$$J[x(t)] = E[|\hat{x}(t) - x(t)|^2] \tag{7.11}$$

minimiert. Mit Mitteln der Variationsrechnung gewinnt man als Lösung die Gleichung für die Verstärkungsmatrix

$$L = \Pi_+ C^T W^{-1} . \tag{7.12}$$

Dabei bezeichnet Π_+ die positiv definite, in der Regel numerisch zu gewinnende, Lösung der algebraischen Matrix-Riccati-Gleichung

$$-A\Pi - \Pi A^T + \Pi C^T W^{-1} C \Pi = G V G^T \quad (7.13)$$

Das oben beschriebene Verfahren zur Bestimmung der Verstärkungsmatrix L setzt ein lineares Modell voraus. Somit müsste die Verstärkungsmatrix genau genommen an den jeweiligen Betriebspunkt angepasst werden. In [Sug96] wird jedoch vorgeschlagen, die mittels eines an einem Betriebspunkt linearisierten Modells gewonnene Matrix über den gesamten Betriebsbereich des nichtlinearen Triebwerksmodells zu verwenden.

Mit dem beschriebenen Beobachter lassen sich lediglich die Zustandsgrößen des Triebwerks identifizieren, es lassen sich jedoch keine Änderungen von Parametern wie Komponentenwirkungsgraden erfassen. Um dies zu ermöglichen, müssen die Parameter als “künstliche” Zustandsgrößen (im Gegensatz zu den tatsächlichen, “physikalischen” Zustandsvariablen) im Beobachterentwurf berücksichtigt werden [Hör87]. Dazu werden zunächst die unbekanntenen, zu identifizierenden, Parameteränderungen als Eingangsgrößen in das Triebwerk aufgefasst:

$$\dot{x} = Ax + Bu + B_u u_u \quad (7.14)$$

$$y = Cx + Du + D_u u_u \quad (7.15)$$

Anschließend wird ein dynamisches Modell, das auch als “Störmodell” bezeichnet wird, für die Änderung der Parameter gebildet. Die Gleichungen hierfür lauten

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p \quad (7.16)$$

$$y_p = C_p x_p + D_p u_p, \quad (7.17)$$

wobei sich der Index p auf die künstlichen Zustandsvariablen, also die zu identifizierenden Parameter, bezieht. Ändern sich die Parameter sprunghaft, ergeben sich die Systemmatrizen des Störmodells zu $A_p = 0$, $B_p = I$, $C_p = I$ und $D_p = I$. Das Störmodell wird nun mit dem Triebwerksmodell zu einem erweiterten Modell der Form

$$\dot{x}_e = A_e x_e + B_e u_e \quad (7.18)$$

$$y_e = C_e x_e + D_e u_e, \quad (7.19)$$

mit den Systemmatrizen, Zustands-, Eingangs- und Ausgangsgrößen

$$A_e = \begin{bmatrix} A & B_u C_p \\ 0 & A_p \end{bmatrix} \quad B_e = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \quad C_e = \begin{bmatrix} B & D_u C_p \end{bmatrix} \quad D_e = D \quad (7.20)$$

$$x_e = \begin{bmatrix} x \\ x_p \end{bmatrix} \quad u_e = u \quad y_e = y \quad (7.21)$$

zusammengefasst [Pre99].

Um einen Beobachterentwurf mit einer Kalman-Filter Matrix zu ermöglichen, muss sichergestellt sein, dass das erweiterte System von den verfügbaren Sensorsignalen aus beobachtbar ist. Nach Kalman [Kal60] ist ein dynamisches System zustandsbeobachtbar, wenn der Rang der Matrix

$$Q_O = \begin{bmatrix} C_e & C_e A_e & \dots & C_e A_e^{n_e-1} \end{bmatrix} \quad (7.22)$$

gleich der Anzahl der Systemzustandsgrößen n_e ist. Mit dieser Methode zur Beobachtbarkeitsuntersuchung ist jedoch nur eine reine Ja-Nein Entscheidung möglich. Mit Hilfe anderer Methoden [Bro66] können auch qualitative Aussagen zum Grad der Beobachtbarkeit gemacht werden.

7.4.2 Implementierung des Triebwerksmodells als nichtlinearer Beobachter

Zur Demonstration der Nachführung von Onboard-Modellen wird das Modell als nichtlinearer Beobachter implementiert. Dazu wird zunächst eine Verstärkungsmatrix L wie folgt erzeugt: Das nichtlineare Onboard-Triebwerksmodell wird um einen Betriebspunkt linearisiert. Wie in Kapitel 7.3 ausgeführt, enthält dieses Modell zunächst nur die beiden Wellendrehzahlen n_L und n_H als physikalische Zustandsgrößen.

Um eine Identifizierung geänderter Komponentenwirkungsgrade zu ermöglichen, wird das Modell um "künstliche" Zustände für diese Parameter erweitert. Da Wirkungsgradänderungen aller Turbo-Komponenten erfasst werden sollen, wird das Modell um Zustandsgrößen für die Wirkungsgradänderung im Außenteil des Niederdruckverdichters ($\Delta\eta_{NDV,a}$), im Innenteil des Niederdruckverdichters ($\Delta\eta_{NDV,i}$), im Hochdruckverdichter ($\Delta\eta_{HDV}$), in der Hochdruckturbinen ($\Delta\eta_{HDT}$) sowie in der Niederdruckturbinen ($\Delta\eta_{NDT}$) erweitert. Eine daran anschließende Untersuchung der Beobachtbarkeit zeigt, dass das erweiterte System von den verwendeten Messgrößen aus beobachtbar ist.

Die Wahl der Verstärkungsmatrix legt das dynamische Verhalten des Beobachters fest. Grundsätzlich wäre eine möglichst schnelle Erkennung von geänderten Triebwerksparametern erstrebenswert. Dies führt jedoch auch zu einer stärkeren Reaktion des Beobachters auf Messrauschen, Prozessrauschen und Ungenauigkeiten in der dynamischen Modellierung. Im vorliegenden Fall bestehen, aufgrund der veränderten Wärmemodellierung, erhebliche Unterschiede zwischen dem dynamischen Verhalten des Triebwerks und des Onboard-Modells. Dadurch ergeben sich bei transienten Vorgängen Abweichungen zwischen den modellierten und den "gemessenen" Größen. Bei einer hohen Verstärkung des Beobachters würden diese fälschlicherweise als geänderte Triebwerksparameter interpretiert. Somit muss die Verstärkungsmatrix L hier so klein gewählt werden, dass nur langsame Veränderungen der Komponentenwirkungsgrade identifiziert werden. Wirkungsgradänderungen entstehen, von Störfällen abgesehen, sehr langsam durch eine Alterung der Komponenten. Somit muss der Beobachter ohnehin nicht in der Lage sein, schnelle Änderungen zu erfassen, die Verstärkungsmatrix kann sehr klein gewählt werden. Dies geschieht hier, indem beim Entwurf der Matrix mittels des oben beschriebenen Kalman-Filter Verfahrens die Kovarianzmatrizen für das Prozessrauschen und Messrauschen entsprechend groß gewählt werden.

Bild 7.3 zeigt die Reaktion des Beobachtermodells auf eine sprunghafte Änderung des Hochdruckverdichtereffizienzwertes um -2% bei $t = 0s$. Nach einer Einschwingphase von ca. $100s$ wird der geänderte Wirkungsgrad korrekt identifiziert.

7.5 Modellbasierte Regelung der Turbineneintrittstemperatur

Die Temperatur der Turbinenschaufeln ist, insbesondere bei der Hochdruckturbinen, von entscheidender Bedeutung für die Lebensdauer der Komponente. Trotz intensiver Forschungsarbeiten auf dem Gebiet der Materialwissenschaften konnte bis heute kein Werkstoff entwickelt werden, der sowohl den hohen mechanischen, als auch den hohen thermischen Belastungen ohne zusätzliche Kühlmaßnahmen standhält. Somit ist es nötig, Kühlluft nach dem Hochdruckverdichter abzuzweigen, um die Brennkammer herumzuführen und durch ein komplexes System von Kühlluftkanälen aus den Schaufeln der Hochdruckturbinen auszublasen. Dadurch entsteht ein Luftfilm aus relativ kühler Luft um die Schaufeln, der isolierend wirkt und somit die Temperaturgradienten auf ein für das Schaufelmaterial

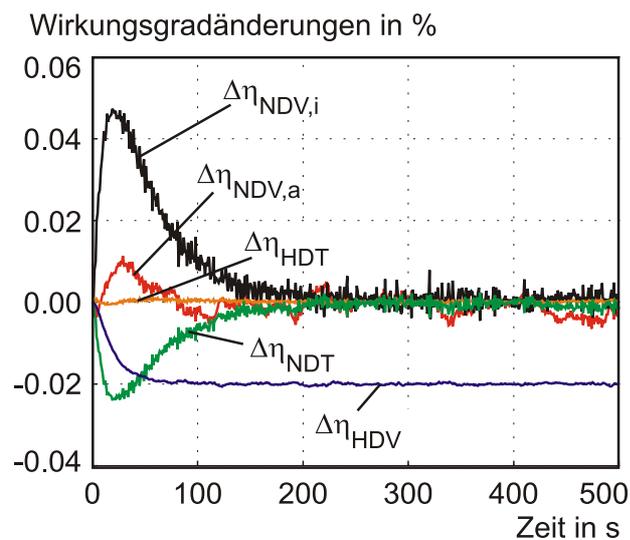


Bild 7.3: Reaktion des Beobachtermodells auf eine sprunghafte Wirkungsgradänderung des HDV

erträgliches Niveau reduziert. Fehler im Kühlsystem führen zur Zerstörung der Turbinenschaufeln, insbesondere im Bereich der Hinterkanten. Bild 7.4 zeigt typische Beschädigungsformen.

Trotz der oben beschriebenen Maßnahmen zur Turbinenkühlung wirken sich kurze Spitzen im zeitlichen Temperaturverlauf, die nicht durch eine erhöhte Zufuhr von Kühlluft kompensiert werden können, extrem schädlich auf die Lebensdauer der Hochdruckturbinen aus. Aufgabe der Triebwerksregelung muss es also sein, solche Temperaturspitzen, die insbesondere bei Beschleunigungen des Triebwerks und gleichzeitiger Leistungsentnahme auftreten, möglichst zu vermeiden.

Hier ergibt sich allerdings das Problem, dass die sehr hohen Temperaturen am Hochdruckturbineneintritt, die meist deutlich über 1800K liegen, oft nicht durch Triebwerkssensoren erfasst werden. Zwar existieren Möglichkeiten zur messtechnischen Erfassung der Turbinenschaufeltemperatur (Pyrometer), diese werden allerdings derzeit nahezu ausschliesslich für militärische Anwendungen eingesetzt. Im zivilen Bereich wird meist auf die Austrittstemperatur der Niederdruckturbinen T_{t5} als Ersatzregelgröße zurückgegriffen. Durch die relativ großen Zeitkonstanten der hier verwendeten Temperatursonden ist es jedoch kaum möglich, mit dieser Ersatzregelgröße Temperaturspitzen am Hochdruckturbineneintritt zu vermeiden.

Mit einem in die Regelung integrierten Triebwerksmodell können hier deutliche Verbesserungen erzielt werden. Das parallel zum Triebwerk laufende und nachgeführte Modell liefert nicht nur Informationen über die aktuelle Turbineneintrittstemperatur, sondern auch über den aktuellen Kühlluftmassenstrom, sowie, bei geeigneter Modellierung des Wärmeübergangsverhaltens, über die Temperatur des Schaufelmaterials. Alle diese Größen stehen als "virtuelle" Sensorsignale zur Verfügung und können somit direkt in der Triebwerksregelung verwendet werden. Für die Lebensdauer der Hochdruckturbinen ist entscheidend, dass Spitzen im Verlauf der Gastemperatur möglichst vermieden werden. Im folgenden wird daher ein Begrenzerregelkreis implementiert, der die Temperatur T_{t41} unterhalb eines vorgegebenen Grenzwerts hält. Da, bei der üblichen Modellierung der Turbinenkühlung, T_{t41} nach der Zumischung des ersten Kühlluftstromes liegt, enthält diese Temperatur auch Informationen über den Massenstrom der zugemischten Kühlluft, so dass bei Begrenzung der modellierten T_{t41} auch die aktuelle Kühlluftmenge mit berücksichtigt wird.

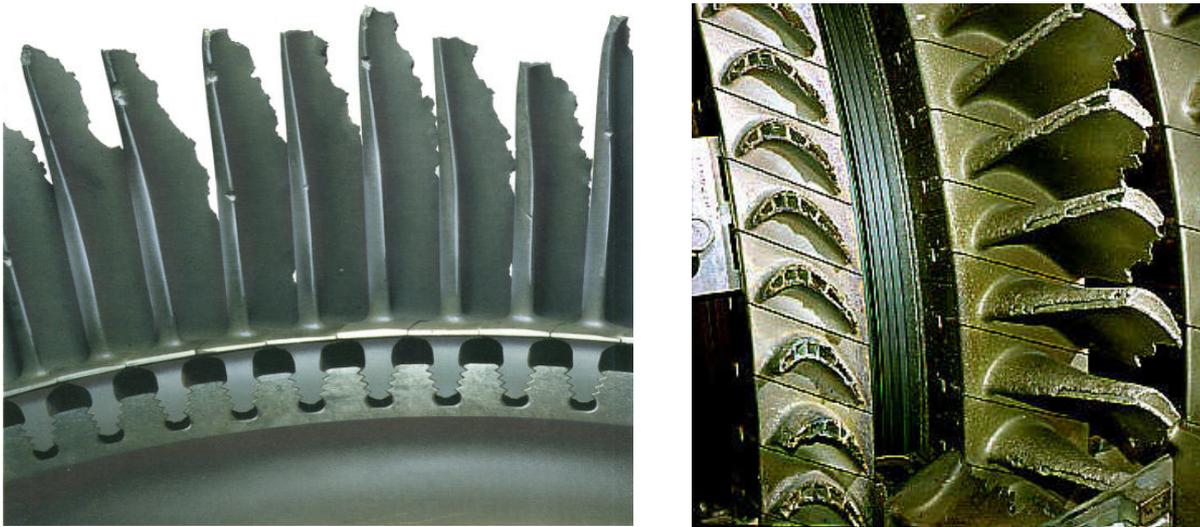


Bild 7.4: Beschädigung von Turbinenschaufeln durch Übertemperatur [Rol86]

Die Begrenzung der Hochdruckturbineneintrittstemperatur wird durch einen zusätzlichen PID-Regelkreis realisiert (vgl. Bild 7.5). Bild 7.6 zeigt die Funktionsweise des Begrenzerregelkreises bei einer Beschleunigung des Triebwerks. Ohne die T_{t41} -Begrenzung ergibt sich in der Endphase des Beschleunigungsvorgangs eine Temperaturspitze von $1950K$. Bei Einsatz des modellbasierten Begrenzerregelkreises wird die Eintrittstemperatur der Hochdruckturbinen unterhalb des gewünschten Grenzniveaus (hier $1850K$) gehalten. Trotz der Modellungenauigkeiten wird der Grenzwert sehr genau eingehalten. Dies wirkt sich positiv auf die Lebensdauer der Bauteile der Hochdruckturbinen aus. Die Beschleunigungszeit des Triebwerks wird durch die Begrenzung der Turbineneintrittstemperatur nur geringfügig beeinflusst.

Noch deutlicher lässt sich der Vorteil einer modellbasierten Regelung der Turbineneintrittstemperatur zeigen, wenn man ein gealtertes Triebwerk durch ein Herabsetzen des isentropen Hochdruckverdichterwirkungsgrades simuliert. In Bild 7.7 ist deutlich erkennbar, dass die Basisregelung jetzt, um die geforderte Hochdruckrotordrehzahl zu erreichen, eine wesentlich höhere Turbineneintrittstemperatur einstellt. Die Temperaturspitzen liegen jetzt etwa bei $2100K$ - selbst der stationäre Wert überschreitet die gewünschte Temperatur von $1850K$ deutlich. Bei aktivierter modellbasierter Regelung wird durch die Nachführung des Onboard-Modells der geänderte Wirkungsgrad identifiziert. Dies ermöglicht ein Einhalten des Limits auch bei geändertem Wirkungsgrad. Die Temperaturspitze wird nun vermieden, der stationäre Wert auf die gewünschten $1850K$ begrenzt. Dadurch kann allerdings der Sollwert für die Hochdruckrotordrehzahl und damit auch der geforderte Nettoschub nicht mehr erreicht werden (Bild 7.7).

7.6 Modellbasierte Regelung des Pumpgrenzenabstands

Die Pumpgrenze von Turboverdichtern stellt eine Grenze des stabilen Betriebs dar. Wird diese aerodynamische Grenze überschritten, kommt es zu Strömungsablösungen an den Verdichterschaufeln.

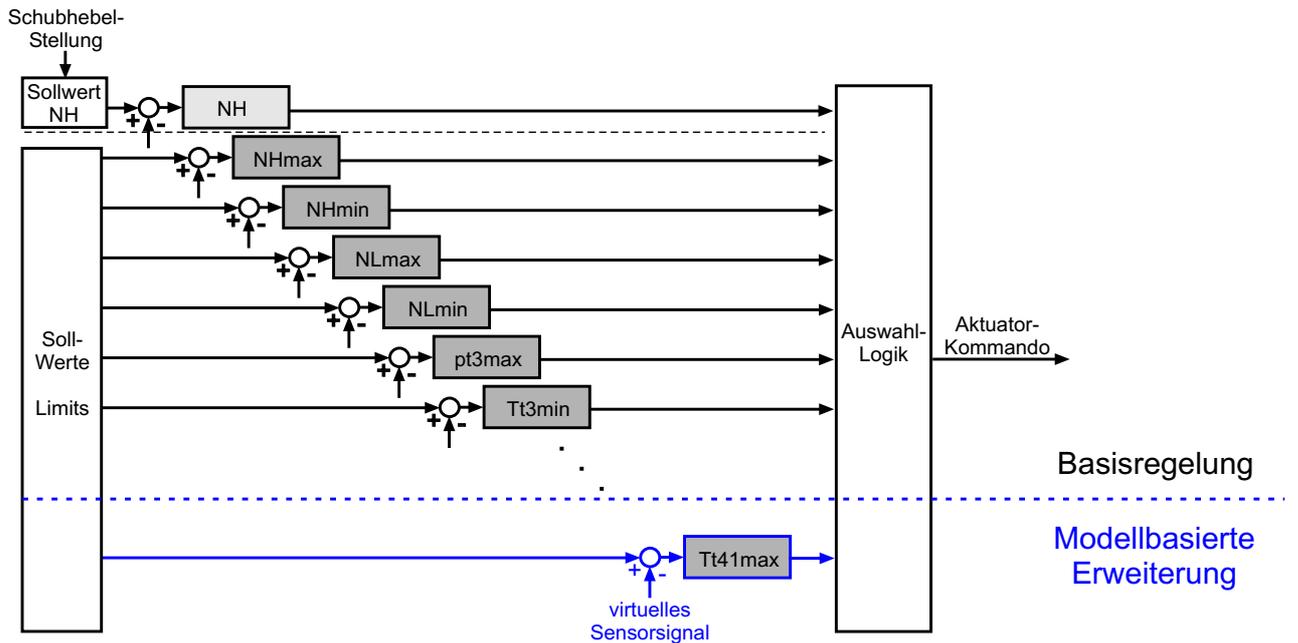


Bild 7.5: Basisregelung und modellbasierte Erweiterung für eine Begrenzung der Turbineneintritts-temperatur

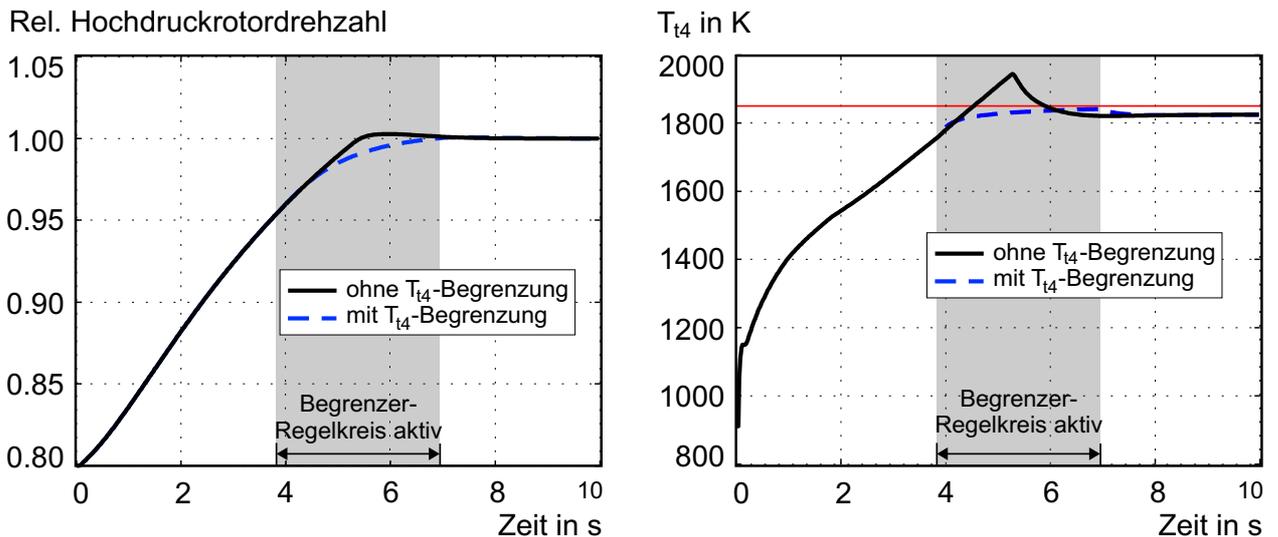


Bild 7.6: Nominales Triebwerk: Modellbasierte T_{t41} -Begrenzung, Beschleunigungsvorgang mit und ohne T_{t4} -Begrenzung

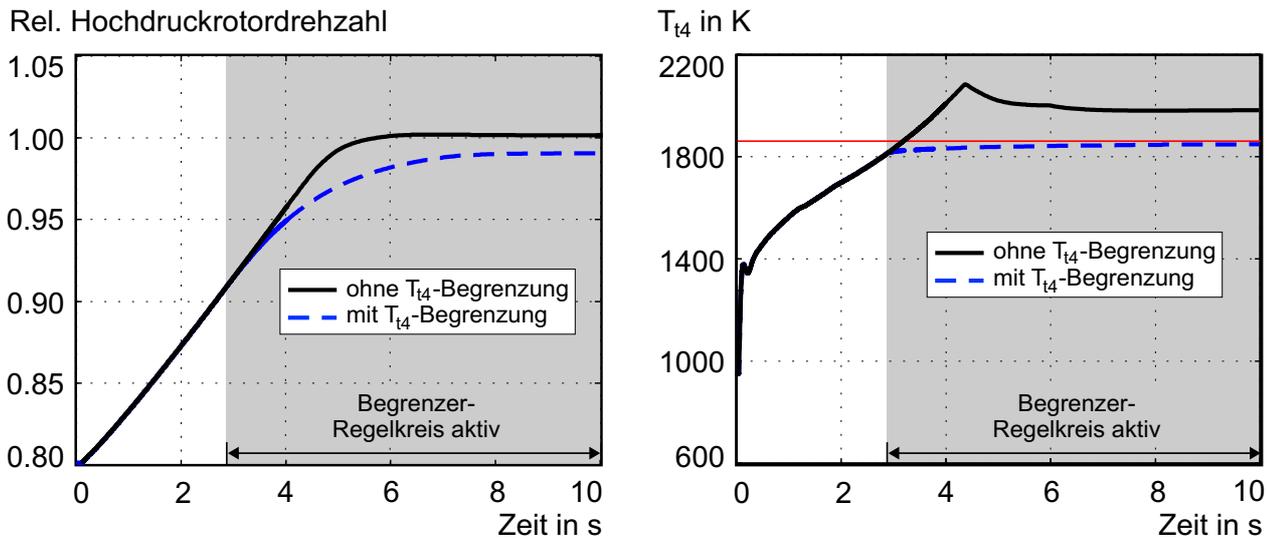


Bild 7.7: Triebwerk mit verschlechtertem Hochdruckverdichterwirkungsgrad ($\Delta\eta_{HDV} = -0.02$): Modellbasierte T_{t41} -Begrenzung, Beschleunigungsvorgang mit und ohne T_{41} -Begrenzung

Die Strömung durch den Verdichter und damit auch der Nettoschub des Triebwerks brechen zusammen. Unter Umständen kann es sogar zu einer pulsierenden Rückströmung aus der Brennkammer in den Verdichter kommen, die eine mechanische Beschädigung des Triebwerks nach sich ziehen würde. Eines der Hauptziele der Triebwerksregelung muss es also sein, bei allen Betriebsfällen einen ausreichenden Abstand von der Pumpgrenze der Turboverdichter zu gewährleisten. Dies gilt insbesondere bei instationären Beschleunigungs- oder Verzögerungsvorgängen und gleichzeitiger Leistungsentnahme aus dem Triebwerk, da der Betriebspunkt im Verdichterkennfeld dann den kleinsten Abstand zur Pumpgrenze hat.

Die Pumpgrenze selbst ist keinesfalls als statische Linie im Kennfeld zu betrachten. So tragen zum Beispiel folgende Einflussfaktoren zur Lage der Pumpgrenze im Kennfeld bei:

- Toleranzen bei der Herstellung des Verdichters
- Alterung des Verdichters
- Schaufelspiel, Schaufelverschmutzung
- Druck- oder Temperaturstörungen bei der Verdichteranströmung (Distortion)

Ebenso kann sich die stationäre Betriebslinie des Triebwerks im Verdichterkennfeld verschieben, was zu einem bereits im stationären Betrieb verringerten Pumpgrenzenabstand führt. Die Haupteinflussfaktoren hierfür sind Toleranzen bei der Herstellung, sowie vor allem die Alterung der Komponente. Aufgrund dieser Verschiebungen von Betriebslinie und Pumpgrenze muss eine große Stabilitätsreserve für den Pumpgrenzenabstand vorgesehen werden.

Mit den am Triebwerk angebrachten Sensoren ist es nicht möglich, den Pumpgrenzenabstand messtechnisch zu erfassen. Die Betriebssicherheit der Verdichter wird in aktuellen Triebwerksregelsystemen entweder durch fest vorgegebene Brennstoff-Schedules bei der Beschleunigung des Triebwerks

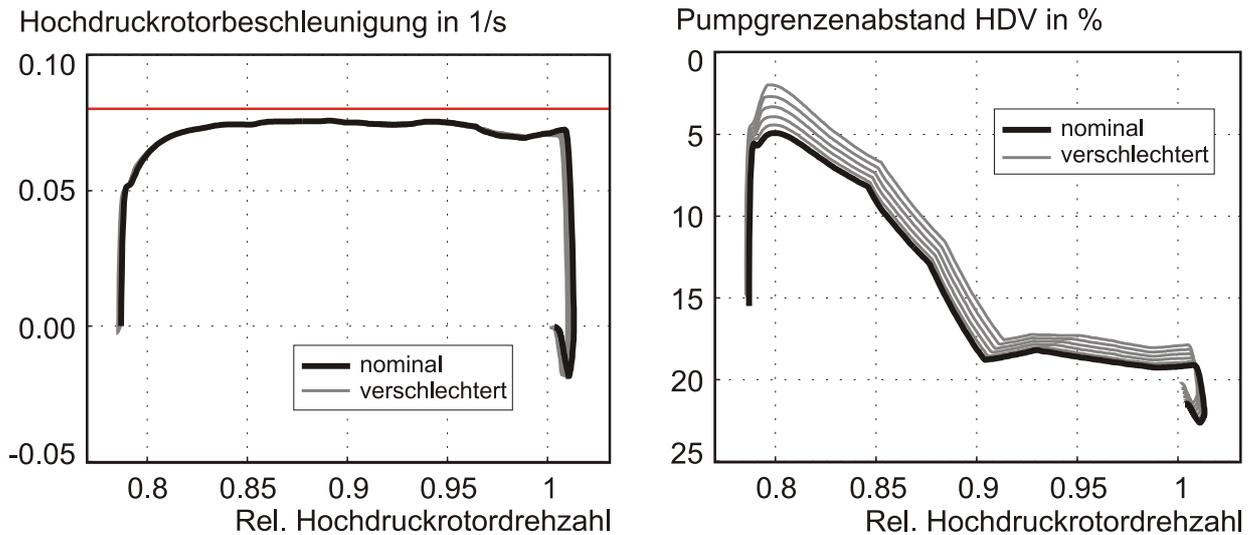


Bild 7.8: Pumpgrenzenabstand des HDV beim Beschleunigen des Triebwerks mit konstantem Limit für die Wellenbeschleunigung des Hochdruckrotors; nominales Triebwerk und Triebwerke mit verschlechtertem Verdichterwirkungsgrad

oder aber durch eine Begrenzung der Wellenbeschleunigung als Ersatzregelgröße erreicht. So kann zum Beispiel durch eine Begrenzung der maximalen Beschleunigung der Hochdruckwelle ein ausreichender Pumpgrenzenabstand des Hochdruckverdichters gewährleistet werden. Bild 7.8 zeigt die Wellenbeschleunigung und den Abstand des Verdichterbetriebspunktes zur Pumpgrenze bei einer Beschleunigung des Triebwerks von Leerlauf auf Vollast. Die Beschleunigung der Welle \dot{n}_H wird dabei auf maximal $8\%/s$ begrenzt. Deutlich zu erkennen ist, dass der Pumpgrenzenabstand des Hochdruckverdichters, definiert als

$$PGA = \frac{\Pi_{PG} - \Pi}{\Pi_{PG}} \quad \text{mit} \quad \Pi = \frac{p_{t3}}{p_{t24}}, \quad (7.23)$$

zu Beginn der Laständerung ein Minimum aufweist. Um dies zu verhindern, wird in modernen Regelsystemen die Wellenbeschleunigung zu Beginn der Beschleunigungsphase zurückgenommen. In Bild 7.8 sind außer dem “nominalen” Triebwerk auch Triebwerke mit gealtertem Hochdruckverdichter, simuliert durch eine Verschlechterung des isentropen Wirkungsgrades, dargestellt. Hier ist deutlich erkennbar, wie sich der Pumpgrenzenabstand, bedingt durch die Verschiebung der Arbeitslinie, reduziert [Kre00a].

Um die Vorteile einer modellbasierten Regelung zu demonstrieren, wird ein zusätzlicher PID-Regelkreis zur Regelung des Pumpgrenzenabstands des Hochdruckverdichters in die Triebwerksregelung integriert (Bild 7.9). Der minimal zulässige Wert für den Abstand des aktuellen Betriebspunktes von der Stabilitätsgrenze wird auf 12% festgelegt. Wie aus Bild 7.10 ersichtlich ist, reduziert die modellbasierte Regelung anfänglich die Wellenbeschleunigung deutlich, um unter dem geforderten Wert von $PGA = 12\%$ zu bleiben. Dieser Grenzwert kann allerdings ohne Modellnachführung nur für das nominale Triebwerk sichergestellt werden, da dem Onboard-Modell keine Informationen über die bei schlechteren Verdichterwirkungsgraden verschobene Betriebslinie zur Verfügung stehen.

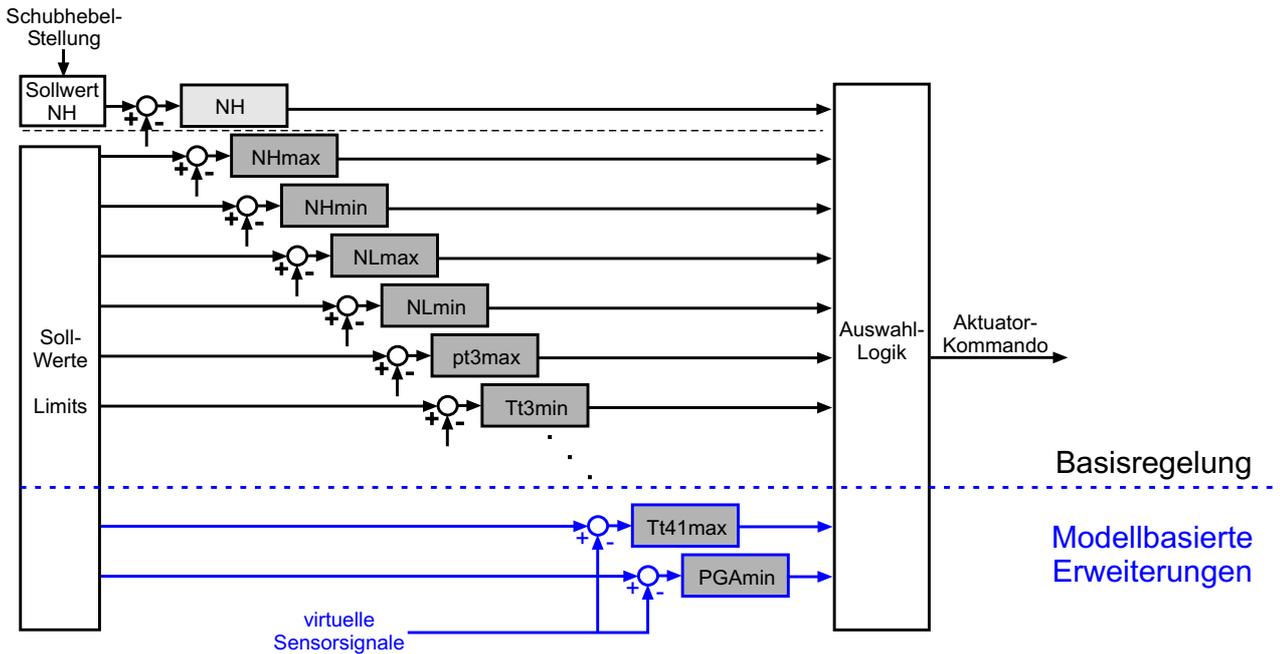


Bild 7.9: Basisregelung und modellbasierte Erweiterungen zur Begrenzung der Turbineneintrittstemperatur und zur Regelung des Pumpgrenzenabstands (PGA) im Hochdruckverdichter

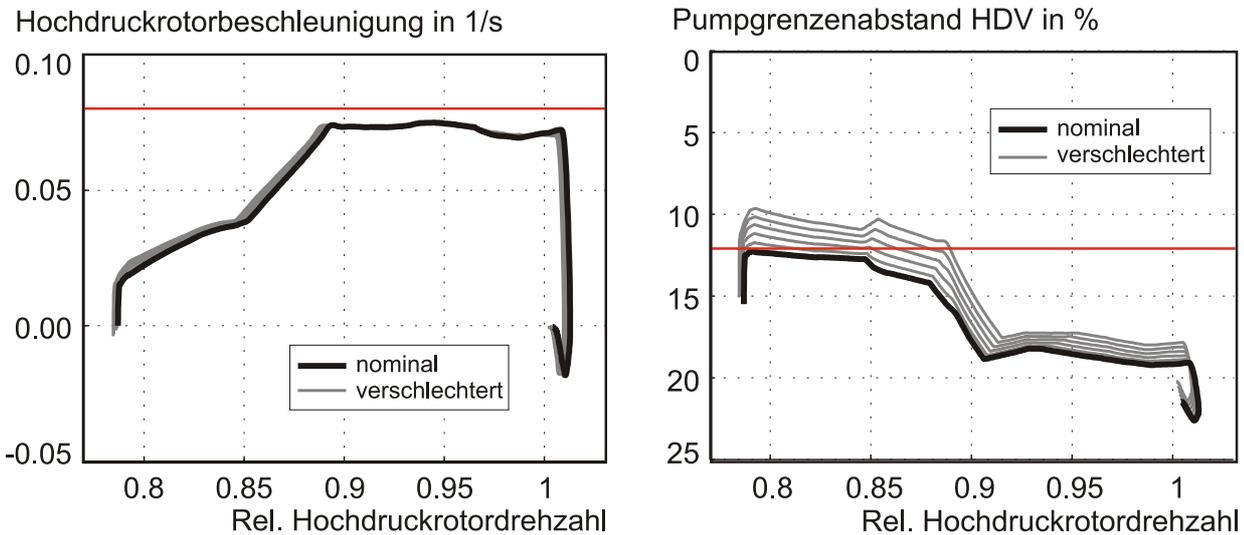


Bild 7.10: Pumpgrenzenabstand des HDV beim Beschleunigen des Triebwerks mit modellbasierter Pumpgrenzenregelung ohne Modellnachführung; nominales Triebwerk und Triebwerke mit verschlechtertem Verdichterwirkungsgrad

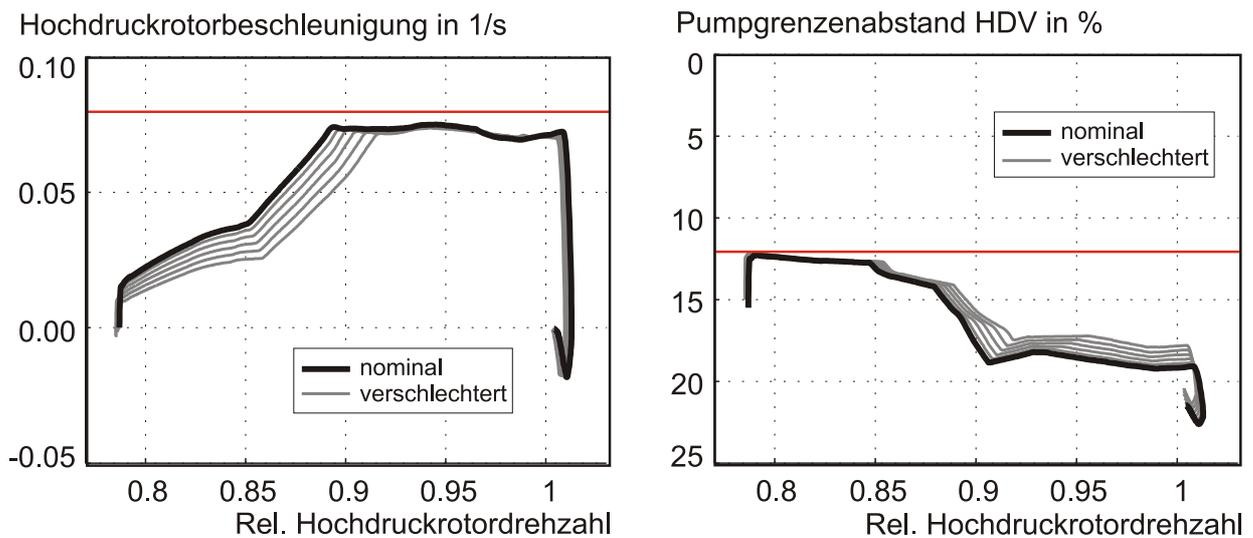


Bild 7.11: Pumpgrenzenabstand des HDV beim Beschleunigen des Triebwerks mit modellbasierter Pumpgrenzenregelung und Modellnachführung; nominales Triebwerk und Triebwerke mit verschlechtertem Verdichterwirkungsgrad

Nun wird, zusätzlich zur modellbasierten Pumpgrenzenregelung, auch die Nachführung des Onboard-Modells aktiviert. Bild 7.11 zeigt die entsprechenden Simulationsergebnisse. Aufgrund der Modellnachführung ist die modellbasierte Regelung jetzt in der Lage, auch für gealterte Triebwerke einen minimalen Pumpgrenzenabstand des Hochdruckverdichters von 12% einzuhalten. Dabei ändern sich allerdings die Beschleunigungszeiten des Triebwerks. Dieser Effekt kann kompensiert werden, wenn die modellbasierte Regelung nach der anfänglichen Rücknahme der Wellenbeschleunigung diese ab einer Drehzahl von ca. 0.9 auf über $8\%/s$ erhöht.

Abschließend kann also festgestellt werden, dass die modellbasierte Regelung des Pumpgrenzenabstands, insbesondere in Verbindung mit der Nachführung des Onboard-Modells, deutliche Vorteile gegenüber den herkömmlichen Verfahren aufweist. Vor allem ermöglicht die modellbasierte Regelung eine Reduzierung beziehungsweise Eliminierung der Sicherheitsreserve, die normalerweise nötig ist, um Verschiebungen der Betriebslinie durch Triebwerksalterung zu kompensieren. Dadurch können zum Beispiel kleinere Verdichter mit geringerem Gewicht realisiert werden.

Bei der oben untersuchten Anordnung kann die modellbasierte Regelung lediglich den Abstand zur nominalen Pumpgrenze einstellen, Verschiebungen der Pumpgrenze selbst, wie sie zum Beispiel bei einer ungleichförmigen Anströmung des Verdichters auftreten können, werden nicht berücksichtigt. Zusätzliches Verbesserungspotenzial ergibt sich demgemäß durch eine Triebwerksmodellierung, die auch die Verschiebung der Pumpgrenze durch Alterung oder Distortions-Effekte erfasst.

7.7 Modellbasierte Regelung des Hyperschall-Einlaufs

Wie bereits in Kapitel 6.3 erläutert, ist die Regelung des Einlaufs insbesondere im Über- und Hyperschallbereich entscheidend für die Betriebssicherheit des Fluggeräts. Dabei muss insbesondere ein

Herausspringen des abschließenden geraden Verdichtungsstoßes aus dem Einlauf vermieden werden, da bei diesem, auch als “Einlauf-Unstart” bezeichnetem Phänomen, plötzliche Änderungen in der Größe und dem Winkel des Nettoschubvektors auftreten, die für die Fliegbarkeit des Flugzeuges katastrophale Folgen haben können.

Die für die Betriebssicherheit so wichtige genaue Lage der Stöße im Einlauf wird jedoch meist nicht durch Sensoren erfasst, so dass die Verstellung der Einlauframpen mittels einer reinen Steuerung abhängig von den Flugbedingungen erfolgt. Auch hier könnte durch die Verwendung “virtueller”, vom Onboard-Modell in Echtzeit zur Verfügung gestellter, Messgrößen eine Verbesserung des Verhaltens erzielt werden. Das Verbesserungspotenzial liegt dabei zum einen im Sicherheitsbereich, zum anderen aber auch im Bereich des Brennstoffverbrauchs, da mit einer genaueren Positionierung der Verdichtungsstöße eine Maximierung des Druckrückgewinns ermöglicht wird. Es stellt sich allerdings die Frage nach der hier verfügbaren Modellgenauigkeit. Dazu wurde in [Hol97] ein Echtzeitmodell des Hyperschalleinlaufs entwickelt und mit umfangreichen CFD-Rechnungen verglichen. Das Ergebnis für den Fall des “ungestarteten” Einlaufs zeigt Bild 7.12. Aufgrund der sehr guten Übereinstimmung und des geringen Rechenzeitbedarfs scheint dieses Echtzeitmodell für die Verwendung in einer modellbasierten Regelung des Hyperschalleinlaufs hervorragend geeignet. In Bild 7.13 ist das Betriebsverhalten der modellbasierten Einlaufregelung bei einer Beschleunigung des HTSM-6 von $Ma_\infty = 1.2$ auf $Ma_\infty = 2.75$ und einem gleichzeitigen Aufstieg von $H = 10000m$ auf $H = 20000m$ dargestellt. Der Einlauf befindet sich zunächst aufgrund der niedrigen Flugmachzahl im unterkritischen Betrieb, die Halsmachzahl hat einen Wert, der bei $Ma_{th} \approx 0.7$ liegt. Demgemäß existiert noch kein Stoß im divergenten Teil des Einlaufs ($Ma_n = 0$). Ab einer Flugmachzahl von $Ma_\infty \approx 1.6$ startet der Einlauf, die Halsmachzahl steigt auf $Ma_{th} = 1.4$, die Differenz zwischen der Machzahl vor dem abschließenden Geradstoß im divergenten Einlaufteil und der Halsmachzahl beträgt 0.3. Bei der ab $t = 40s$ stattfindenden weiteren Beschleunigung des Fluggeräts bis auf $Ma_\infty = 2.75$ werden die beiden Rampenwinkel δ_1 und δ_2 vom Einlaufregler verstellt, um die gewünschten Werte von $Ma_{th} = 1.4$ und $\Delta Ma_n = 0.25$ einzuhalten.

7.8 Sensorvalidierung und Substitution defekter Sensoren

Moderne Triebwerksregelsysteme sind meist als Duplexsysteme ausgeführt, d.h. es existieren aus Sicherheitsgründen zwei voneinander unabhängig operierende Kanäle. Jeder Kanal der Regelung erhält dabei normalerweise eigene, vom anderen Kanal unabhängige, Sensorsignale. Diese Signale werden zunächst im jeweiligen Reglerkanal auf ihre Gültigkeit hin überprüft. Dabei wird unter anderem ein sogenannter “in-range” Test durchgeführt, der prüft, ob das Sensorsignal in einem Bereich liegt, der physikalisch in Frage kommt. Ist dies für einen Kanal nicht der Fall, schaltet eine Überwachungslogik auf den anderen Kanal mit dem gültigen Sensorsignal um.

Als wesentlich problematischer bei einem Duplex-System erweist sich der Fall, wenn beide Sensorsignale den “in-range” Test passieren, aber trotzdem eine deutliche Diskrepanz zwischen der Größe der Signale besteht. Eine Auswahl des gültigen Sensors kann dann auf verschiedene Arten vorgenommen werden [Hea98]. Eine Methode besteht darin, Informationen über mögliche Sensorfehler in den Entscheidungsprozess miteinzubeziehen. So liefert zum Beispiel ein Temperatursensor bei einem Kurzschluss wesentlich niedrigere Temperaturen. Bei zwei voneinander abweichenden Temperatursignalen kann also in der Regel das größere der beiden Signale als das gültige betrachtet

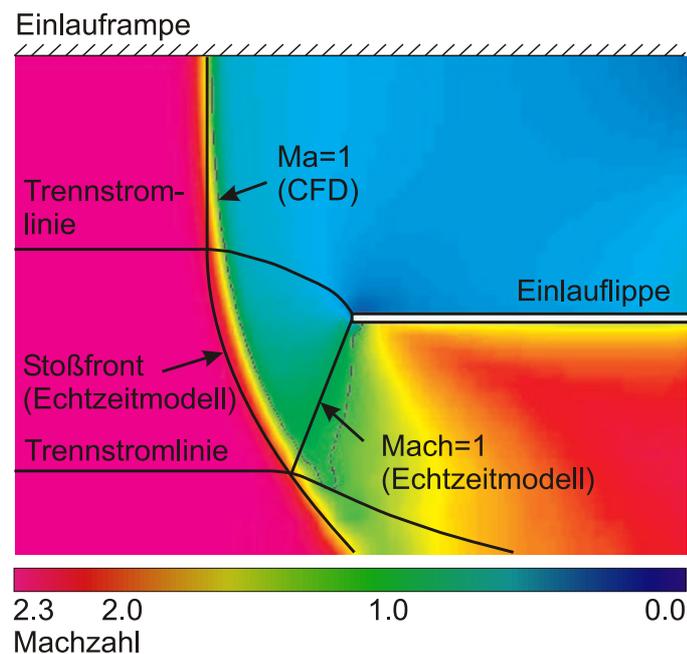


Bild 7.12: Vergleich des Echtzeitmodells des Hyperschalleinlaufs mit CFD-Berechnungen [Hol97]

werden. Eine andere Möglichkeit besteht darin, dass jeweils für das Betriebsverhalten des Triebwerks “sicherere” Signal auszuwählen. Bei zwei voneinander abweichenden Drehzahlsensoren würde dementsprechend das höhere ausgewählt, um ein Überschreiten der Maximaldrehzahl unter allen Umständen zu verhindern.

Neue Möglichkeiten zur Auswahl des gültigen Signals bieten sich durch den Einsatz des Onboard-Modells zur Sensorvalidierung. Durch das “virtuelle”, vom Modell gelieferte, Sensorsignal ergibt sich, zusätzlich zur physikalischen Redundanz der beiden Sensorkanäle, eine weitere analytische Redundanz. Dadurch entsteht de facto ein dreifach ausgelegtes, sogenanntes Triplex-System. Auch hier ergeben sich mehrere Möglichkeiten der Auswahl des Signals bei voneinander abweichenden Sensorwerten. Sollen alle drei Werte gemittelt werden, so kann der Medianwert beziehungsweise Zentralwert verwendet werden. Dieser liefert insbesondere bei starker Abweichung eines Wertes von den beiden anderen wesentlich bessere Ergebnisse als das arithmetische Mittel [Hea98].

Eine andere Möglichkeit besteht darin, das “virtuelle” Sensorsignal lediglich als Referenzwert zu verwenden, d.h. beide realen Signale werden bei zu starker Abweichung untereinander mit dem virtuellen Signal verglichen. Das Signal, das besser mit dem vom Onboard-Modell gelieferten Wert übereinstimmt, wird selektiert. Auch der Einsatz von fuzzy logic bei der Auswahl redundanter Signale erscheint sinnvoll [Hea98].

Sollte nur ein Sensorsignal zur Verfügung stehen, beziehungsweise bei physikalisch redundanten Systemen beide Sensorkanäle ausfallen, besteht darüber hinaus die Möglichkeit, das fehlende Signal durch das “virtuelle”, vom Onboard-Modell berechnete, Signal zu ersetzen. Bild 7.14 zeigt das Verhalten der Triebwerksregelung bei einem Defekt im Sensor für die Hochdruckrotordrehzahl. Das Sensorsignal driftet ab $t = 2s$ nach oben, d.h. es zeigt der Triebwerksregelung eine Drehzahl an, die höher ist als die tatsächlich vorliegende. Die Regelung reagiert mit einer Rücknahme des Brennstoffstroms, die tatsächliche Drehzahl fällt immer weiter ab. Bei $t = 10s$ wird durch einen in-range Test,

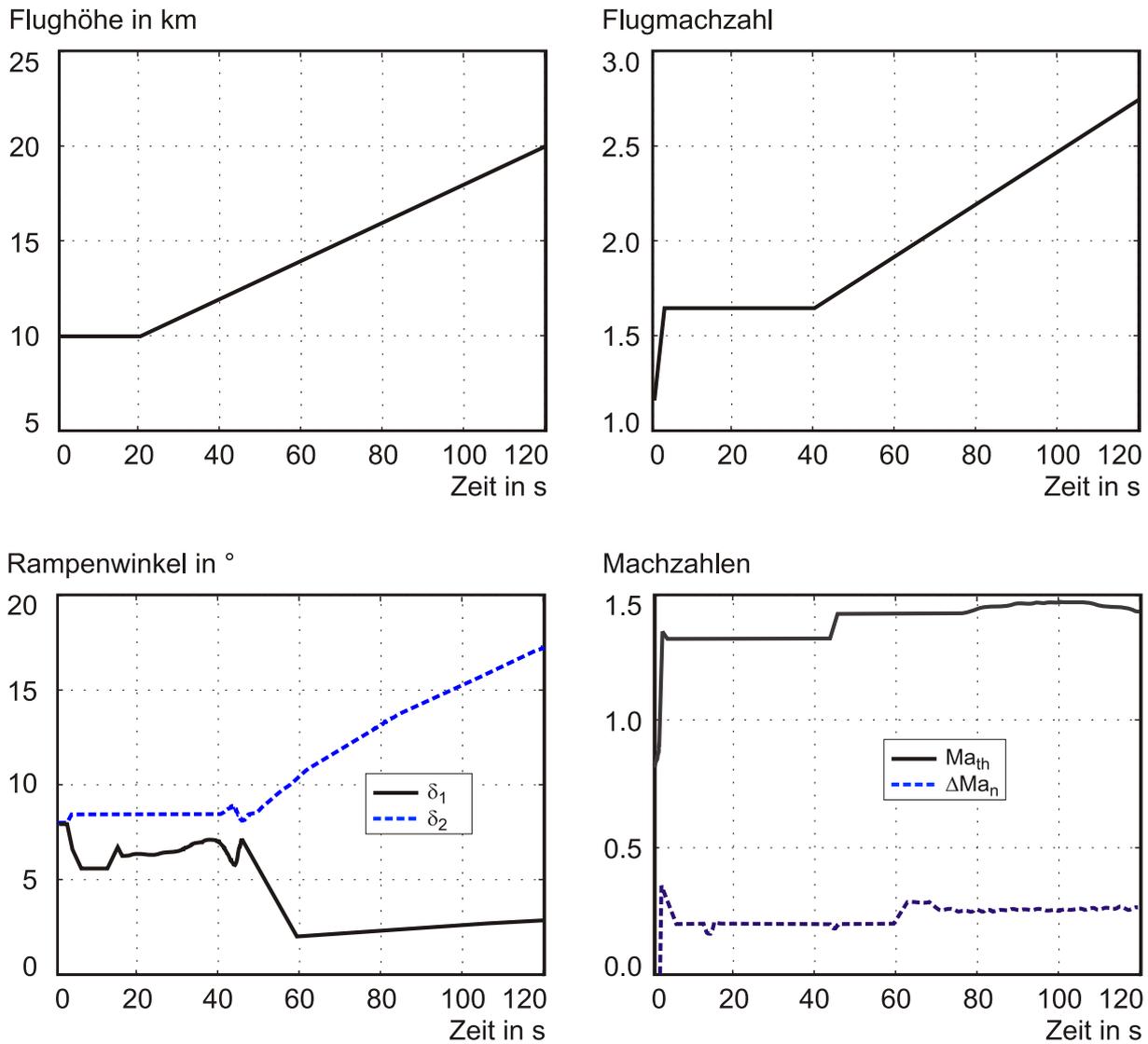


Bild 7.13: Betriebsverhalten des geregelten Überschalleinlaufs: Regelung der Machzahl im Düsenhals Ma_{th} und der Differenz zwischen der Machzahl vor dem abschließenden Normalstoß und der Halsmachzahl ΔMa_n durch Verstellung der Rampenwinkel δ_1 und δ_2 beim Aufstieg von $H = 10000m$ auf $H = 20000m$ und einer Beschleunigung von $Ma_\infty = 1.2$ auf $Ma_\infty = 2.75$ [Kop00]

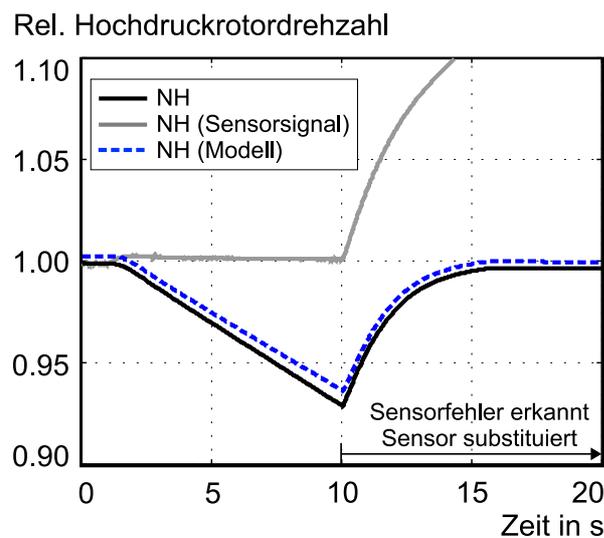


Bild 7.14: Drift des n_H -Sensors. Der Sensorfehler wird bei $t = 10\text{s}$ erkannt, das fehlende Signal durch ein “virtuelles” Sensorsignal ersetzt.

der mehrere Sensorsignale vergleicht und auf ihre Konsistenz hin überprüft, erkennt, dass der n_H -Sensor fehlerhaft ist. Ab $t = 10\text{s}$ wird deshalb das “virtuelle” Sensorsignal des Onboard-Modells als Messwert für die Triebwerksregelung verwendet, die Triebwerksregelung stellt, abgesehen von den durch die Modellabweichung vorhandenen Ungenauigkeiten, die gewünschte Drehzahl von $n_H = 1$ wieder ein [Aue95].

7.9 Stabilität der modellbasierten Regelung mit Modellnachführung

Schon bei der Basisregelung ist ein analytischer Beweis der Stabilität, vor allem aufgrund der Nicht-linearitäten, nicht möglich. Noch schwerer gestalten sich Untersuchungen der Stabilität der Gesamtanordnung für die modellbasierte Regelung des Triebwerks mit Modellnachführung. Hier müssen umfangreiche Interaktionen zwischen der eigentlichen Triebwerksregelung, dem Triebwerk selbst, dem Onboard-Modell, der Sensorvalidierung sowie der Modellnachführung berücksichtigt werden. Insbesondere ist denkbar, dass bei einer schnell reagierenden Modellnachführung, durch die Rückkoppelung mit den modellbasierten Regelkreisen auf die Modellabweichungen, schwingungsfähige oder sogar instabile Systeme entstehen, was selbstverständlich vermieden werden muss.

Auch bei der modellbasierten Regelung lässt sich, wie bei der Basisregelung, die Stabilität nur durch umfangreiche Simulationen an verschiedensten Betriebspunkten unter verschiedenen Betriebsbedingungen nachweisen. Allerdings ist es möglich, bestimmte bekannte Risiken von vornherein auszuschließen. So muss zunächst darauf geachtet werden, dass sich die Nachführung des Onboard-Modells in einem anderen Zeitbereich abspielt als die eigentliche Triebwerksregelung. Damit können Rückwirkungen zwischen Regelung und Modellnachführung ausgeschlossen beziehungsweise minimiert werden. Im vorliegenden Fall ist die Modellnachführung ohnehin darauf ausgelegt, langsame, durch Alterungsprozesse stattfindende, Veränderungen des Triebwerks zu detektieren. Der

Zeitbereich, in dem die Nachführung stattfindet, ist damit deutlich vom Zeitbereich der Triebwerksregelung getrennt. Ebenfalls muss darauf geachtet werden, dass die Validierung der Triebwerkssensoren zeitlich getrennt von Modellnachführung und modellbasierter Regelung stattfinden kann.

7.10 Weitere Anwendungen der modellbasierten Triebwerksregelung

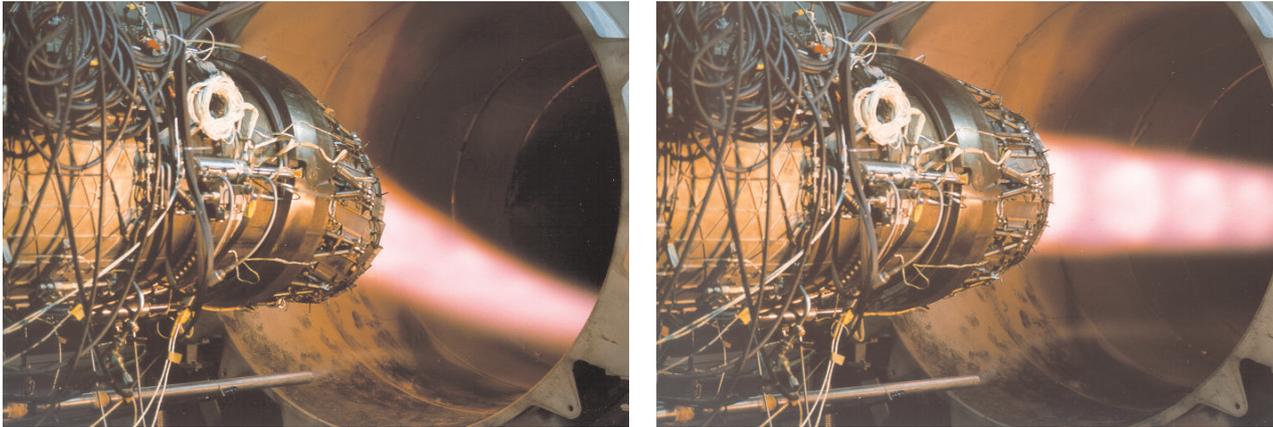
Der Nettoschub, den das Triebwerk im Betrieb liefert, wird nicht messtechnisch erfasst. Bei derzeit üblichen Triebwerksreglern wird als Ersatzregelgröße, je nach Bypass-Verhältnis des Triebwerks, entweder eine der Wellendrehzahlen oder das Gesamtdruckverhältnis EPR verwendet. Ist jedoch ein Triebwerksmodell in die Regelung integriert, so liefert dieses in Echtzeit Informationen über den aktuellen Nettoschub des Triebwerks. Diese können dazu verwendet werden, den Nettoschub exakter als mit den heute verwendeten Methoden üblich, einzustellen. Dies gilt insbesondere bei stark variierenden Umgebungs- und Betriebsbedingungen.

Noch größere Bedeutung kommt der Kenntnis über den Triebwerksnettoschub bei Triebwerken mit Schubvektorsteuerung zu, die in künftigen Kampfflugzeugen zum Einsatz kommen werden (vgl. Bild 7.15). Vom Flugregelsystem werden dort Kommandos für die gewünschten Seitenkräfte an die Triebwerksregelung weitergegeben. Um die Sollwerte für die Seitenkräfte einstellen zu können, benötigt die Triebwerksregelung genaue Informationen über den aktuellen Nettoschub, die von einem (eventuell vereinfachten) Onboard-Modell stammen können. Zusätzlich wird ein Modell für das komplexe Strömungsverhalten der schwenkbaren Düse benötigt, um den gewünschten Strahlablenkwinkel in einen Düsenschwenkwinkel umsetzen zu können [Rau99].

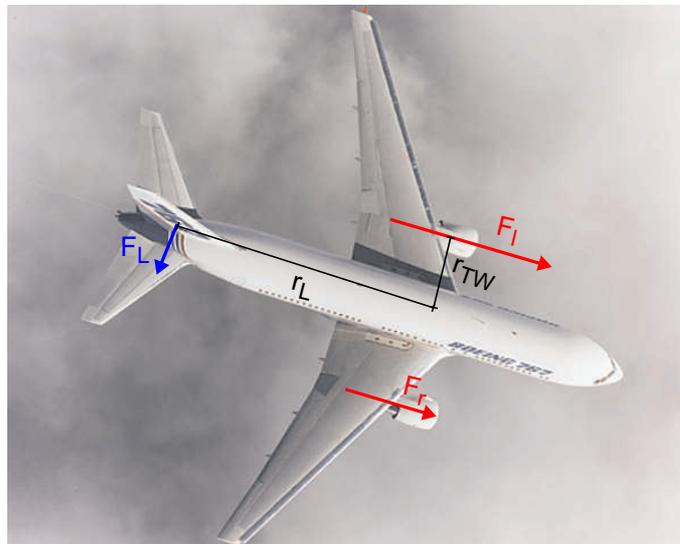
Ein weiterer interessanter Aspekt der modellbasierten Regelung ergibt sich aus dem Bereich der Triebwerkswartungskosten. Die Instandhaltungs- beziehungsweise Wartungskosten haben einen Anteil von etwa einem Drittel an den direkten Betriebskosten des Triebwerks. Der Hauptkostentreiber für die Instandhaltungskosten ist die thermisch hoch belastete Hochdruckturbinen, mit einem Anteil von über 40% [Rup00]. Eine Kostenreduzierung kann hier durch eine verbesserte Regelung der Turbineneintrittstemperatur (vgl. Kapitel 7.5) erreicht werden. Weiteres Verbesserungspotenzial ergibt sich bei mehreren am Flugzeug angebrachten Triebwerken im Zusammenhang mit der Triebwerksüberwachung (Monitoring/Diagnose). Die Überwachungseinheit stellt den aktuellen Zustand jedes Triebwerks mittels der sogenannten "EGT-Margin" fest. Dabei handelt es sich um den Abstand, den die Abgastemperatur von einem vorher definierten Grenzwert hat. Je stärker die Abnutzung des Triebwerks, umso kleiner wird dieser Abstand. Mit Hilfe der modellbasierten Regelung ist denkbar, den Lebensdauerverbrauch der einzelnen Triebwerke gezielt zu steuern. Dabei könnten die Triebwerke, die bereits stärker abgenutzt sind, weniger stark belastet werden als die anderen. Dies führt eventuell zu einer leicht asymmetrischen Verteilung des Schubes, die durch Ruderausschläge ausgeglichen werden kann. Ein Vorteil dieser Methode wäre es, die Wartungszeitpunkte für die Triebwerke aufeinander abstimmen zu können. Darüber hinaus können zu starke Abnutzungen vor allem der Hochdruckturbinen vermieden werden.

Ein weiterer Themenschwerpunkt der modellbasierten Regelung von Turboluftstrahltriebwerken ergibt sich aus der Verbindung zwischen Flugregelung und Triebwerksregelung. Bei mehreren am Fluggerät angebrachten Triebwerken kann durch unterschiedliche Modulation des Schubes ein Dreh-

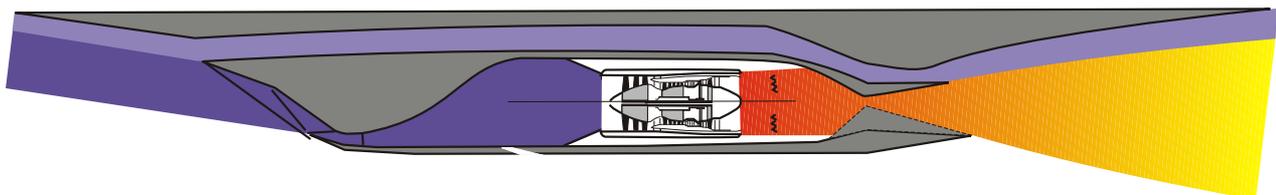
moment um die Gierachse erzeugt werden. Bild 7.15 zeigt die entsprechenden Kräfte und Hebelarme am Beispiel einer Boeing 767. Nach dem Unfall einer DC-10 auf einem Flugplatz in Iowa [Nts89] wurden dazu in den USA die Möglichkeiten einer Steuerung des Flugzeuges mit Hilfe des Triebwerksschubes bei Ausfall der Steuerflächen näher untersucht [Rys00]. Neben der Möglichkeit einer Steuerung des Fluggeräts im Notfall bietet sich aber auch die Nutzung einer asymmetrischen Schubverteilung zur Trimmung des Flugzeuges an. Dadurch kann im Langstreckenflug die Trimmung durch einen konstanten Seitenruderausschlag vermieden und damit der aerodynamische Widerstand des Flugzeuges verringert werden. Das in die Triebwerksregelung integrierte Onboard-Modell kann dazu der Flugregelung Informationen über den aktuellen Nettoschub zur Verfügung stellen. Voraussetzungen für eine Nutzung der asymmetrischen Schubverteilung zur Trimmung beziehungsweise Steuerung um die Gierachse sind zum einen ein ausreichend großer Abstand r_{TW} der Triebwerke und damit der Schubvektoren vom Schwerpunkt des Flugzeuges, da dieser Abstand dem Hebelarm für das zu erzeugende Moment entspricht. Zum anderen sollte das Fluggerät auch ohne Regelung stabiles Verhalten aufweisen, da die Modulation des Nettoschubs nicht schnell genug erfolgen kann, um eine Stabilisierung zu ermöglichen.



(a) Schubvektorisierung beim Eurofighter Triebwerk EJ200 (Fotos: Industria de Turbo Propulsores (ITP) / MTU Aero Engines)



(b) Integration von Triebwerks- und Flugregelung zum Beispiel Trimmung der Gierachse des Flugzeugs durch Schubmodulation, Boeing 767 (Foto: Boeing) (Kraftvektoren nicht maßstabsgetreu dargestellt)



(c) Modellbasierte Regelung von Antrieben für Raumtransporter/Hyperschallflugzeuge

Bild 7.15: Verschiedene Forschungsschwerpunkte für den Einsatz modellbasierter Triebwerksregelung

Kapitel 8

Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde ein modernes Regelkonzept für das Antriebssystem eines Hyperschallraumtransporters entwickelt. Eine methodische Vorgehensweise bei der Reglerentwicklung kann hier deutlich zur Reduzierung der Entwicklungskosten, vor allem aber der Entwicklungszeit beitragen. Eine große Rolle spielt dabei der Einsatz von Simulationen bei der Entwicklung von Regelgesetzen, aber auch bei der späteren Validierung von Bauteilen oder Baugruppen im Sinne von “Hardware-in-the-Loop” Tests. Durch die Anbindung eines sogenannten “Leistungssynthese-Modells” an übliche Reglerentwicklungspakete wie zum Beispiel MATLAB/Simulink kann eine durchgängige Entwicklungsumgebung geschaffen werden, mit der alle Bereiche der Reglerentwicklung von der regelungstechnischen Analyse über die Entwicklung und Validierung von Regelgesetzen bis hin zu “Hardware-in-the-Loop” Versuchen abgedeckt werden können.

Eine umfangreiche Analyse des dynamischen Triebwerksverhaltens kann, ausgehend von linearisierten, an verschiedenen Betriebspunkten erzeugten Modellen vorgenommen werden. Aufgrund der Ergebnisse dieser Analyse, sowie den an die Triebwerksregelung beziehungsweise an das Verhalten des geregelten Triebwerks gestellten Anforderungen, wird hier ein Regelsystem für den Turboteil des Hyperschalltriebwerks entwickelt und durch Simulationen validiert. Schwerpunkte bilden dabei die Regelung des Kerntriebwerks, die Regelung des Nachbrenners, sowie die Steuerung des Überschalleinlaufs.

Eines der Hauptprobleme, das sich bei der Regelung von Turbotriebwerken ergibt, ist das Fehlen von Messsignalen für viele Triebwerksgrößen, die entscheidend für den sicheren Betrieb oder die Triebwerkslebensdauer sind. Dies trifft vor allem auf die Abstände der Verdichterbetriebspunkte von der Pumpgrenze oder die Eintrittstemperatur der Hochdruckturbine zu. Die Implementierung neuer Sensoren wird von den Betreibern meist nicht gewünscht, da sie aufgrund der begrenzten Zuverlässigkeit der Sensortechnik zusätzliche Fehlerquellen darstellen. Eine Lösung für die Problematik nicht messbarer beziehungsweise nicht gemessener Triebwerksgrößen besteht darin, ein Echtzeitsimulationsmodell des Triebwerks in die Triebwerksregelung zu integrieren. Dieses sogenannte “Onboard-Modell” kann dem Regelsystem alle nicht messbaren Variablen als virtuelle Sensorsignale zur Verfügung stellen. Mit dieser modellbasierten Regelung lassen sich deutliche Vorteile hinsichtlich der Einhaltung eines bestimmten Pumpgrenzenabstands oder hinsichtlich der Begrenzung der Turbineneintrittstemperatur erzielen. Dies gilt insbesondere dann, wenn zusätzlich eine Modellnachführung implementiert wird, die zum Beispiel durch Triebwerksalterung geänderte

Komponentenwirkungsgrade identifiziert und somit einen ständigen Angleich des Simulationsmodells an das Triebwerk ermöglicht. Das Onboard-Modell kann darüber hinaus zur Validierung der Triebwerkssensoren und zur Substitution defekter Sensoren verwendet werden. Auch im Bereich der Triebwerksüberwachung ergeben sich mannigfaltige Einsatzmöglichkeiten.

Der nächste Schritt in Richtung der Flugzulassung eines modellbasierten Triebwerksregelsystems besteht in der detaillierten Untersuchung der Modellierungsgenauigkeit der zu verwendenden Echtzeitmodelle. So muß zum Beispiel ein Leistungssynthesemodell systematisch mit am Prüfstand gemessenen Daten verglichen werden. Anschließend kann das Triebwerksmodell mit Modellnachführung parallel zum Prüfstandtriebwerk in Echtzeit betrieben werden, um eventuell durch die Modellnachführung induzierte Probleme aufzudecken. Im Anschluss daran müssen, insbesondere im Hinblick auf eine Zertifizierung der modellbasierten Triebwerksregelung, mögliche Interaktionen zwischen modellbasierter Regelung und Modellnachführung näher untersucht werden.

Abschließend kann festgestellt werden, dass die modellbasierte Regelung eine vielversprechende Alternative zum Einsatz zusätzlicher Sensorik in zukünftigen Triebwerksregelsystemen darstellt.

Literaturverzeichnis

- [Adi94] Adibhatla S., Gastineau Z.: *Tracking Filter Selection and Control Mode Selection for Model Based Control*, 30th Joint Propulsion Conference, Indianapolis, USA, 1994.
- [Adi98] Adibhatla S., Collier G., Zhao X.: \mathcal{H}_∞ *Control Design for a Jet Engine*, 34th Joint Propulsion Conference, Cleveland, USA, 1998.
- [And90] Anderson, J.D.Jr.: *Modern Compressible Flow, 2nd International Edition*, Mc-Graw Hill Book Company, New York, 1990.
- [Aue95] Auer, E.: *Modellbildung, Simulation und Entwicklung eines digitalen Reglers für eine Hubschraubergasturbine*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1995.
- [Bal98] Balas G., Ryan J., Shin J., William L.: *A New Technique for Design of Controllers for Turbofan Engines*, 34th Joint Propulsion Conference, Cleveland, USA, 1998.
- [Bau94] Bauer A.: *Betriebsverhalten luftatmender Kombinationsantriebe für den Hyperschallflug unter besonderer Berücksichtigung der Triebwerksintegration*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1994.
- [Bau99] Bauerfeind K.: *Steuerung und Regelung der Turboflugtriebwerke*, Birkhäuser, Basel, Boston, Berlin, 1999.
- [Bro66] Brown R.: *Not Just Observable but How Observable?*, Proceedings of the National Electronics Conference, Vol. 22, Chicago, USA, 1966.
- [Cla92] Claus R.W., Evans A.L., Follen G.J.: *Multidisciplinary Propulsion Simulation using NPSS*, AIAA-92-4709, 1992.
- [Con00] Condra L.: *Minimizing the Effects of Electronic Component Obsolescence*, Boeing Aero Magazine, Issue 10, Seattle, 2000.
- [Dam00] Dambrosio L., Camporeale S., Fortunato B.: *Performance of Gas Turbine Power Plants Controlled by One Step Ahead Adaptive Technique*, ASME Turbo Expo 2000, 2000-GT-0037, München, 2000.
- [Eck91] Eckert E., Göing M., Scheitle H.: *Optimization of Hypersonic Thrust Nozzles*, 10th International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 91-7117, Nottingham, England, 1991.

- [Ega00] Egardt B., Pettersson S., Rubensson M.: *Flight Envelope Characterization of Engine Models and Control*, Brite/Euram OBIDICOTE, interner Bericht, Bristol, 2000.
- [Esc96] Esch T.: *Zur Integration des Antriebs in ein Hyperschallflugzeug unter besonderer Berücksichtigung der Kräftebilanzierung*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1996.
- [Ess00] van Essen H., Lange H.: *Nonlinear Model Predictive Control Experiments on a Laboratory Gas Turbine Installation*, ASME Turbo Expo 2000, 2000-GT-0040, München, 2000.
- [Eva01] Evans C., Chiras N., Guillaume P., Rees D.: *Multivariable Modelling of Gas Turbine Dynamics*, ASME Turbo Expo 2001, 2001-GT-0018, New Orleans, USA, 2001.
- [Faa94] Federal Aviation Authority: *FAA Advisory Circular 120-63, "Helicopter Simulation Qualification"*, 1994.
- [Faa00] Federal Aviation Authority: *Federal Aviation Regulations FAR 33-73*, 2000.
- [Fen00] Feng Z., Sun J., Li Q.: *ZP/LTR Control for Turbofan Engines*, ASME Turbo Expo 2000, 2000-GT-0043, München, 2000.
- [Fio93] Fiola R.: *Berechnung des instationären Betriebsverhaltens von Gasturbinen unter besonderer Berücksichtigung von Sekundäreffekten*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1993.
- [Föll90] Föllinger O.: *Regelungstechnik: Einführung in die Methoden und ihre Anwendung (6. Auflage)*, Hüthig Buch Verlag, Heidelberg, 1990.
- [Gar95] Garassino A., Bois P.: *An Advanced Control System for Turbofan Engine: Multivariable Control and Fuzzy Logic (Application to the M88-2 Engine)*, AGARD PEP Symposium "Advanced Aero-Engine Concepts and Controls", Seattle, USA, 1995.
- [Gil93] Gilyard G., Orme S.: *Performance-Seeking Control: Program Overview and Future Directions*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, USA, 1993.
- [Gom00] Gomez G., Champion G., Gevers M., Willems P.: *A Case Study of Physical Diagnosis for Aircraft Engines*, American Control Conference, 2000.
- [Här97] Härefors M.: *Application of \mathcal{H}_∞ Robust Control to the RM12 Jet Engine*, Control Engineering Practice, Vol. 5, No.9, Pergamon Press, 1997.
- [Här99] Härefors M.: *A Study in Jet Engine Control: Control Structure Selection and Multivariable Design*, PhD Thesis, Chalmers University of Technology, Göteborg, Schweden, 1999.
- [Hea98] Healy T., Kerr L., Larkin L.: *Model Based Fuzzy Logic Sensor Fault Accomodation*, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 120, 1998.

- [Her87] Herrmann O., Rick H.: *Auslegung und Integration luftatmender Antriebssysteme von Raumtransporter-Hyperschallflugzeugen*, DGLR Jahrestagung, Berlin, 1987.
- [Hic99] Hicks J.: *NASA Dryden Flight Research Contributions to Space Access Technology Development*, Vortrag Sonderforschungsbereich 255, TU München, 1999.
- [Hol97] Hollmeier S.: *Simulation des Betriebsverhaltens von Antrieben für Raumtransporter/Hyperschallflugzeuge*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1997.
- [Hör87] Hörl F.: *Systemtheoretische Methode zur dynamischen Zustandsüberwachung von Gasturbinen*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1987.
- [Kal60] Kalman R.: *On the general Theory of Control Systems*, Proceedings of the 1st IFAC-Congress, Vol. 1, Moscow, 1960.
- [Ker92] Kerr L., Nemeč T., Gallops G.: *Real-Time Estimation of Gas Turbine Engine Damage Using a Control-Based Kalman Filter Algorithm*, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 114, 1992.
- [Kop99] Kopp S., Hollmeier S., Rick H., Herrmann O.: *Airbreathing Hypersonic Propulsion System Integration within FESTIP FSSC-12*, AIAA 9th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Norfolk, USA, 1999.
- [Kop00] Kopp S.: *Dynamische Echtzeit-Leistungssyntheserechnung mit Sekundär- und Störeffekten für Hyperschall-Luftstrahlantriebe*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000.
- [Kre99] Kreiner A., Kopp S., Herrmann O., Hollmeier S., Rick H.: *Integration von Kombinationsantrieben in Hyperschallflugzeuge der FESTIP Studie*, Seminar des Sonderforschungsbereichs 255, TU München, 1999.
- [Kre00] Kreiner A., Kopp S., Preiß A., Erhard W., Rick H.: *Advances in Turbo Engine Real-Time Simulation for Modern Control System Development*, International Council of Aerospace Sciences Congress 2000, Harrogate, Großbritannien, 2000.
- [Kre00a] Kreiner A., Lietzau K., Gabler R., Rick H.: *Modellbasierte Regelungskonzepte für Turbo-Luftstrahltriebwerke*, DGLR Jahrestagung, Leipzig, 2000.
- [Lam94] Lambiris B., Mathioudakis K.: *Adaptive Modeling of Jet Engine Performance with Application to Condition Monitoring*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, 1994.
- [Mor01] Moring F.: *NASA Kills X-33, X-34, Trims Space Station*, in: Aviation Week & Space Technology, March 5th 2001, S. 24-25, McGraw-Hill, New York, 2001.
- [Lie01] Lietzau K., Kreiner A.: *Model Based Control Concepts for Jet Engines*, ASME Turbo Expo 2001, 2001-GT-0016, New Orleans, USA, 2001.

- [May01] Mayrhofer M., Sachs G.: *Mission Safety Concept for a Two-Stage Space Transportation Vehicle*, AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2001-1789, Kyoto, Japan, 2001.
- [Mat99] The MathWorks, Inc.: *MATLAB Control System Toolbox User's Guide, Version 4.2*, The MathWorks, Inc., 1999.
- [Nts89] National Transportation Safety Board: *United Airlines Flight 232, Aircraft Accident Report*, Aircraft Accident Report PB90-910406, NTSB/AAR-90/06, 1989.
- [Orm94] Orme J., Conners T.: *Supersonic Flight Test Results of a Performance Seeking Control Algorithm on a NASA F-15 Aircraft*, 30th Joint Propulsion Conference, AIAA94-3210, Indianapolis, 1994.
- [Orm95] Orme J., Schkolnik G.: *Flight Assessment of the Onboard Propulsion System Model for the Performance Seeking Control Algorithm on an F-15 Aircraft*, NASA Technical Memorandum 4705, NASA TM-4705, AIAA, 1995.
- [Orm98] Orme J., DeLaat J., Gallops G., Doane P.: *Development and Testing of a High Stability Engine Control (HISTEC) System*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [Pei00] Peitsch D.: *Effizienter Einsatz der Triebwerkssimulation im Flugtest*, DGLR-Jahrestagung, Leipzig, 2000.
- [Pos95] Postlethwaite I., Samar R., Choi B., Gu D.: *A Digital Multi-Mode \mathcal{H}_∞ Controller for the Spey Turbofan Engine*, European Control Conference, Rom, 1995.
- [Pre99] Preiß A., Kreiner A., Erhard W.: *Monitoring of Critical Inlet Air Conditions for Helicopter Gas Turbines*, AIMS, Garmisch-Partenkirchen, 1999.
- [Pre01] Preiß A.: *Eintrittsstörungen bei Fluggasturbinen unter besonderer Berücksichtigung instationärer Gaszusammensetzungen*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2001.
- [Rau99] Rausch C., Lietzau K.: *Integrated Thrust Vected Engine Control*, Symposium of the RTO Applied Vehicle Technology Panel, Braunschweig, 2000.
- [Rol86] Rolls-Royce: *The Jet Engine*, Rolly-Royce plc, Derby, 1986.
- [Rup00] Rupp O.: *Vorhersage von Instandhaltungskosten bei der Auslegung ziviler Strahltriebwerke*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000.
- [Rys00] Rysdyk R., Leonhardt B., Calise A.: *Development of an Intelligent Flight Propulsion & Control System; Nonlinear Adaptive Control*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA-2000-3943, Denver, 2000.
- [Sch99] Schmidt G.: *Regelungs- und Steuerungstechnik 1+2*, Skriptum zur Vorlesung, Lehrstuhl für Steuerungs- und Regelungstechnik, TU München, 1999.

- [Sch00] Schaber R.: *Numerische Auslegung und Simulation von Gasturbinen*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000.
- [Sfb253] Sonderforschungsbereich 253: *Grundlagen des Entwurfs von Raumfahrzeugen* Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen.
- [Sfb255a] Sonderforschungsbereich 255: *Transatmosphärische Flugsysteme - Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik, Arbeits- und Ergebnisbericht 1992-1995* Technische Universität München, 1995.
- [Sfb255b] Sonderforschungsbereich 255: *Transatmosphärische Flugsysteme - Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik, Arbeits- und Ergebnisbericht 1995-1998* Technische Universität München, 1998.
- [Sfb255c] Sonderforschungsbereich 255: *Transatmosphärische Flugsysteme - Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik, Arbeits- und Ergebnisbericht 1998-2001* Technische Universität München, 2001.
- [Sug92] Sugiyama N.: *Derivation of ABCD System Matrices from Nonlinear Dynamic Simulation of Jet Engines*, 28th Joint Propulsion Conference, Nashville, USA, 1992.
- [Sug96] Sugiyama N.: *On-Line System Identification of Jet Engine*, 32nd Joint Propulsion Conference, AIAA 96-2590, Lake Buena Vista, USA, 1996.
- [Vol00] Volponi A., DePold H., Ganguli R., Daguang C.: *The Use of Kalman Filter and Neural Network Methodologies in Gas Turbine Performance Diagnostics: A Comparative Study*, ASME Turbo Expo 2000, 2000-GT-547, München, 2000.