

Technische Universität München  
Institut für Luft- und Raumfahrt  
Lehrstuhl für Flugantriebe

# **Eintrittsstörungen bei Fluggasturbinen unter besonderer Berücksichtigung instationärer Gaszusammensetzungen**

Armin Preiß

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. D. Schmitt

Prüfer der Dissertation:

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

Die Dissertation wurde am 13. 6. 2001 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 17. 12. 2001 angenommen.

## Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Assistent am Lehrstuhl für Flugantriebe der Technischen Universität München.

Ganz besonders herzlich danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. H. Rick für die vielen wertvollen Hinweise, die stets uneingeschränkte Unterstützung und das mir entgegengebrachte Vertrauen.

Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. D. Hein danke ich herzlich für das Interesse und die sorgfältige Durchsicht dieser Arbeit sowie die Übernahme des Koreferats. Bei Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. D. Schmitt bedanke ich mich für die Übernahme des Vorsitzes.

Das Gelingen dieser Arbeit wäre ohne die wertvolle fachliche Unterstützung von Herrn Dr. Wolfgang Erhard nicht möglich gewesen. Ihm gebührt ganz besonderer Dank. Ebenfalls danken möchte ich Herrn Udo Busse für seine stets tatkräftige Unterstützung.

Ab dieser Stelle möchte ich mich bei allen Mitarbeitern des Lehrstuhls für die zahlreichen Diskussionen und die angenehme Zusammenarbeit bedanken. Ganz besonders erwähnen möchte ich Dr. Rolf Gabler, Dr. Sebastian Hollmeier, Dr. Sven Kopp, Andreas Kreiner, Dr. Olaf Rupp und Günter Uhlmann, mit denen mich mehr als die fachliche Tätigkeit verband. Weiterhin sei auch allen Studenten gedankt, die mit ihren Diplom- und Semesterarbeiten zu dieser Arbeit beigetragen haben.

Einen Gruß sende ich an Thomas Grohs und Dr. Oliver Quirnbach, mit denen auch die Zeit neben Studium und Promotion stets erlebnisreich war.

Abschließend danke ich meinem Vater Helmut Preiß, von dem ich zu jeder Zeit Hilfe und Rückhalt bekam.

München, Dezember 2001

Armin Preiß

## INHALTSVERZEICHNIS

<b>1. EINLEITUNG</b> .....	<b>1</b>
<b>1.1 Betriebssicherheit bei Hubschraubern</b> .....	<b>2</b>
<b>1.2 Triebwerkseintrittsstörungen</b> .....	<b>6</b>
<b>1.3 Aufgabenstellung</b> .....	<b>10</b>
<b>2. EXPERIMENTELLE VERSUCHSEINRICHTUNGEN</b> .....	<b>11</b>
<b>2.1 Wellenleistungs-Versuchstriebwerk Allison 250</b> .....	<b>11</b>
<b>2.2 Prüfstandssysteme</b> .....	<b>13</b>
2.2.1 Wirbelstrombremse .....	13
2.2.2 Brennstoffversorgung .....	14
2.2.3 Bleedluftsystem .....	15
<b>2.3 Messtechnik und integrierte Softwareumgebung</b> .....	<b>17</b>
2.3.1 Messtechnik .....	18
2.3.2 Softwareumgebung .....	20
2.3.3 Entwicklungsumgebung für den digitalen Regler .....	22
<b>3. SIMULATIONSTECHNIKEN</b> .....	<b>26</b>
<b>3.1 Theoretische Modellbildung</b> .....	<b>27</b>
3.1.1 Beschreibung des Arbeitsmediums .....	27
3.1.2 Modellierung der Komponenten .....	28
3.1.3 Modellierung der Aktuatoren und Störgrößen .....	31
<b>3.2 Simulations- und Auslegungsverfahren PSSD</b> .....	<b>32</b>
<b>3.3 Lineare Zustandsraummodelle</b> .....	<b>33</b>
3.3.1 Systemtheoretische Darstellung .....	33
3.3.2 Quasilinear Zustandsraummodelle .....	35
<b>3.4 Erweitertes Zustandsraummodell</b> .....	<b>37</b>
3.4.1 Kennwerte im <i>sub-idle</i> -Bereich .....	39
3.4.2 Integration des Startermotors .....	42
3.4.3 Simulation des Startvorgangs .....	43

---

<b>4. TRIEBWERKSREGELUNG BEI FLUGGASTURBINEN.....</b>	<b>47</b>
<b>4.1 Hydromechanische Regelung .....</b>	<b>47</b>
<b>4.2 Triebwerksregelung bei Hubschraubern .....</b>	<b>47</b>
4.2.1 Regelstrecke Wellenleistungsgasturbine.....	48
<b>4.3 Regelung von Wellenleistungsgasturbinen .....</b>	<b>49</b>
4.3.1 Anlassregelung .....	50
4.3.2 Leerlaufregelung .....	50
4.3.3 Drehzahlregelung der Abtriebswelle .....	51
4.3.4 Regelung des Gasgenerators .....	51
4.3.5 Limitierungen.....	52
4.3.6 Pumperkennung.....	55
<b>4.4 Prüfstandsmodi der Regelung.....</b>	<b>56</b>
4.4.1 Gasgenerator Drehzahlregelung.....	56
4.4.2 Brennstoffsteuerung .....	56
4.4.3 Ansteuerung des hydromechanischen Reglers.....	56
<b>5. INSTATIONÄRE GASZUSAMMENSETZUNGEN .....</b>	<b>57</b>
<b>5.1 Anlagenaufbau zur Erzeugung von Eintrittsstörungen.....</b>	<b>58</b>
<b>5.2 Auswirkung einer CO<sub>2</sub>-Eintrittsstörung auf das Leistungsverhalten.....</b>	<b>60</b>
<b>5.3 Untersuchung der Zündfähigkeitsbedingungen .....</b>	<b>63</b>
<b>5.4 Anwendung von Sauerstoffsensoren in Flugtriebwerken.....</b>	<b>65</b>
5.4.1 Entwicklung von $\lambda$ -Sonden.....	65
5.4.2 Funktionsprinzip der $\lambda$ -Sonden .....	67
5.4.3 Integration der $\lambda$ -Sonde in Flugtriebwerke .....	69
5.4.4 Ergebnisse mit der $\lambda=1$ -Sonden.....	73
5.4.5 Ergebnisse der Breitbandsonde .....	80
5.4.6 Konstruktive Modifikation der $\lambda$ -Sonde für den Einsatz in Flugtriebwerken.....	87
<b>6. ERWEITERTE FUNKTIONEN DER TRIEBWERKSREGELUNG .....</b>	<b>90</b>
<b>6.1 Automatische Betätigung der Zündung.....</b>	<b>90</b>
<b>6.2 Erkennung des Brennkammervlößchens .....</b>	<b>92</b>
<b>6.3 WIEDERANLASSEN DES TRIEBWERKS .....</b>	<b>93</b>
<b>6.4 BESCHLEUNIGUNGSLIMITIERUNG DURCH REGELUNG DES ABGASSAUERSTOFFGEHALTS .....</b>	<b>95</b>
<b>7. ZUSAMMENFASSUNG.....</b>	<b>101</b>
<b>LITERATURVERZEICHNIS .....</b>	<b>104</b>

## SYMBOLVERZEICHNIS

### Formelzeichen

A	$m^2$	Fläche
<b>A</b>		Systemmatrix
<b>B</b>		Eingangsmatrix
b	$g/(kW\ h)$	Brennstoffverbrauch
<b>C</b>		Ausgangsmatrix
$c_p$	$J/kg/K$	spezifische Wärmekapazität
<b>D</b>		Durchgangsmatrix
F	$C/mol$	Faraday Konstante
F(s)		Übertragungsfunktion
h	$J/kg$	spezifische Enthalpie
H(x)		Heaviside'sche Einheitsfunktion
I	A	Strom
k		Verstärkungsfaktor
m	kg	Masse
M	Nm	Drehmoment
m	kg/s	Massenstrom
n	1/min	Drehzahl
P	W	Leistung
p	Pa	Druck
p	Pa	Partialdruck
R	$J/(mol\ K)$	Allgemeine Gaskonstante
T	K	Temperatur
t	s	Zeit
$T_1, T_2, T_d, T_E$	s	Zeitkonstante
$T_t$	s	Totzeit
U	V	Spannung
U		Eingangsgrößen
u		Eingangsgrößen (relativ)
w		Führungsgröße
X		Zustandsgrößen
x		Zustandsgrößen (relativ)
X		Regelgröße
Y		Ausgangsgrößen
y		Ausgangsgrößen (relativ)
y		Stellgröße
z		Störgrößen
$\alpha$		Brennstoff-Luft-Verhältnis
$\alpha$	$W/(m^2\ K)$	Wärmeübergangskoeffizient
$\beta$		Massenanteil
$\eta$		Wirkungsgrad
$\Theta$	$kgm^2$	polares Massenträgheitsmoment

$\lambda$		Luftzahl
$\Pi$		Druckverhältnis
$\Psi$	J/kg	Entropiefunktion
$\omega$	rad/s	Winkelgeschwindigkeit

## Indizes

0	Referenz-, Ausgangszustand
BK	Brennkammer
BR	Bremse
Br	Brennstoff
ext	extern
fo	Flameout
GG	Gasgenerator
H	Haftreibung
HD	Hochdruck, -welle
inj	Einblasung
k	korrigiert
L	Luft
L	Links
m	gemittelt
mat	Material
N	Nernst
ND	Niederdruck, -welle
P	pump
R	Rechts
R	Referenz
R	Reibung
R	Ruhelage
red	reduziert
s	spezifisch
S	Starter
t	total
T	Turbine
th	theoretisch
TW	Triebwerk
V	Verdichter
V	Vorsteuerung

## Abkürzungen

A/D	Analog/Digital
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung
BV	Bleed Valve
CPU	Central Processing Unit
D/A	Digital/Analog
DMS	Dehnmessstreifen
DPR	Dual Ported Ram

DSP	Digital Signal Processor
FAA	Federal Aviation Authority
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FAR	Fuel Air Ratio
FOD	Foreign Object Damage
I	Integral
I/O	Input/Output
IGN	Ignition
ISA	Industry Standard Architecture
ISA	International Standard Atmosphere
LVDT	Linear Variable Differential Transformer
MTOW	Maximum Take Off Weight
NN	Normal Null
NTP	Network Time Protocol
NTSB	National Transportation Safety Board
OEI	One Engine Inoperative
P	Proportional
PSSD	Propulsion System Simulation and Design
RCP	Rapid Control Prototyping
RISC	Reduced Instruction Set Computer
SFB	Sonderforschungsbereich
sfc	Specific Fuel Consumption
STRT	Starter
TCP/IP	Transfer Control Protocol/Internet Protocol
TOT	Turbine Outlet Temperature
UTC	Universal Time Coordinated

### **Definition der Triebwerksebenen**

0	Ungestörter Umgebungszustand
1	Engster Einlaufquerschnitt
2	Eintritt Verdichter
3	Austritt Hochdruckverdichter
4	Eintritt Hochdruckturbine
41	Austritt Hochdruckturbine
44	Eintritt Niederdruckturbine
5	Austritt Niederdruckturbine
8	Engster Querschnitt Düse
9	Austritt Düse

## 1. EINLEITUNG

Seit Beginn der Entwicklung von Luftfahrtgeräten stellt die Antriebstechnik eine Schlüsseltechnologie dar. Die erreichbaren Flugleistungen waren in den Anfängen nahezu ausschließlich von der Leistungsfähigkeit der Antriebsanlage dominiert. Die Einführung der Gasturbine als Flugantrieb vor mehr als 60 Jahren stellte damals einen Meilenstein besonders in Bezug auf die Flugleistungen militärischer Flugzeuge dar, der mit zeitlicher Verzögerung auch die Zivilluftfahrt erreichte.

Die erste Generation ziviler Strahltriebwerke ermöglichte Flugzeugen, wie der Boeing 707, überlegene Flugleistungen, die bald zur vollständigen Verdrängung der mit Kolbenmotor betriebenen Flugzeuge im Interkontinentalverkehr führten. Mitte der 70er Jahre konnte durch die Entwicklung von Zweistrom-Turboluftstrahltriebwerken mit immer höheren Nebenstromverhältnissen erneut eine bedeutende Leistungssteigerung erzielt werden. Die resultierenden Verbrauchs- und Lärmreduzierungen schufen die Grundlage für das Flugzeug auch als Massentransportmittel.

Die mittlerweile erzielte Reife der Technologie sowie geänderte Rahmenbedingungen bewegen die Ziele bei der Entwicklung neuer ziviler Triebwerke weg von einer rein thermodynamischen Optimierung, hin zu umweltfreundlichen und kostengünstigen Triebwerken. Neben Schadstoff- und Lärmemissionen kommt weiterhin den Wartungskosten eine immer größere Bedeutung zu [Rup00]. Die zunehmende Dominanz der Betriebskosten birgt allerdings auch Hindernisse für die Einführung bzw. Akzeptanz neuer Technologien, wie der des Fans mit Getriebe, da hiermit erhebliche Entwicklungskosten und -risiken verbunden sind [Ste99]. Bei Hubschraubern ist die Wellenleistungsgasturbine bereits ab einem Leistungsbedarf von etwa 200 kW das vorherrschende Antriebskonzept. Damit stellen Antriebe für leichte Hubschrauber, wie z.B. den Mehrzweckhubschrauber Eurocopter EC 120, leistungsmäßig den unteren Bereich der produzierten Fluggasturbinen dar. Bei allen Turbotriebwerken werden vor allem an das dynamische Betriebsverhalten dieser Triebwerke sehr hohe Anforderungen gestellt. Missionsprofile von Hubschraubern, die z.B. für Rettungseinsätze verwendet werden, erfordern deutlich häufigere und auch stärkere Leistungsänderungen als dies bei Flächenflugzeugen üblich ist. Diese Einsätze sind durch eine hohe Arbeitsbelastung der Piloten gekennzeichnet, so dass die Leistungsanpassung durch ein automatisch arbeitendes Regelsystem ohne Bedieneringriff erfolgen sollte. Die Anforderungen an die Triebwerksregelung und deren Komplexität sind daher mit denen größerer Hochleistungsstrahltriebwerke vergleichbar.

Elektronische Regelsysteme gehören deshalb für fast alle heute produzierten Turbotriebwerke zur Serienausstattung. Bei militärischen Triebwerken ist auf diesem Sektor eine zunehmende Verschmelzung der Triebwerksregelung mit der Flugsteuerung zu einer integralen Flugregelung im Gange, während bei zivilen Triebwerken



vor allem moderne Diagnosesysteme dazu dienen sollen, die Lebensdauer der Triebwerke zu überwachen und damit die Wartung planbarer gestalten zu können.

Im Rahmen dieser Arbeit steht hervorgehoben die Verbesserung der Betriebsicherheit von Hubschraubergasturbinen im Mittelpunkt. Zunächst wird versucht, bisher kaum erfasste Gefahrenquellen im Betrieb von Hubschraubern zu identifizieren. Es werden technisch darstellbare Möglichkeiten angestrebt, diese durch eine Modifikation des Regelsystems zu vermeiden.

## 1.1 Betriebsicherheit bei Hubschraubern

Einleitend erfolgt eine Betrachtung der Betriebsicherheit von Hubschraubern. Es kann hier keine detaillierte Analyse durchgeführt werden, dies ist Aufgabe von Einrichtungen wie der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung. Hier soll jedoch der Versuch unternommen werden, aus veröffentlichten Informationen Schlüsse zu ziehen und daraus Impulse für die technische Weiterentwicklung zu erzeugen.

Insbesondere der direkte Vergleich mit der zivilen Verkehrsfluffahrt legt den Schluss nahe, dass bei Hubschraubern noch Verbesserungspotential vorhanden ist. Auch ein Vergleich mit anderen Ländern liegt nahe.

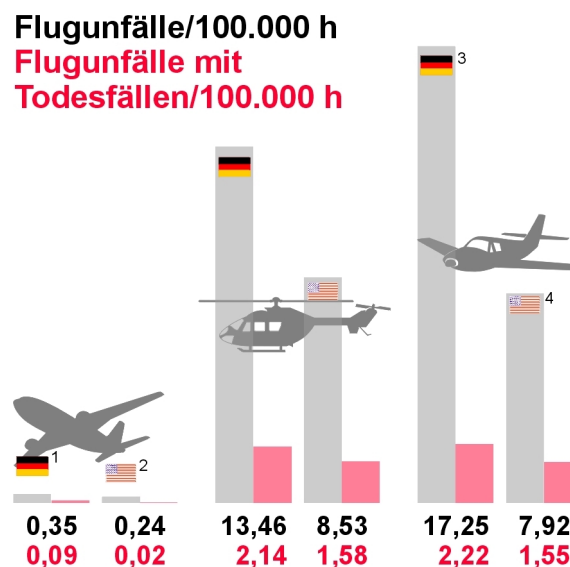


BILD 1.1: UNFALLHÄUFIGKEITEN IN DER ZIVILEN LUFTFAHRT [BEE99]

Bild 1.1 zeigt einen Vergleich der Häufigkeit von Flugunfällen für verschiedene Klassen von Luftfahrzeugen. Die Statistik beruht auf der Auswertung von veröffentlichten Daten der deutschen Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) und dem amerikanischen National Transportation Safety Board (NTSB) [Bfu01], [Nts01]. Die Einteilung der Flugzeugklassen erfolgt dabei in national verschiedenen Systemen, so dass die Werte für Verkehrsflugzeuge<sup>1,2</sup> und für die allgemeine Luftfahrt<sup>3,4</sup> nicht direkt vergleichbar,

<sup>1</sup> In Deutschland registrierte Luftfahrzeuge mit MTOW>5,7 t

<sup>2</sup> Flugzeuge mit mehr als 10 Sitzplätzen die nach FAR 14 CFR 121 betrieben werden

<sup>3</sup> In Deutschland registrierte Luftfahrzeuge mit MTOW<5,7 t, ohne Luftsportgeräte

<sup>4</sup> U.S. General Aviation, NTSB Statistik

tendenziell aber auf jeden Fall gültig sind. Die Daten beziehen sich auf einen Zeitraum von 10 Jahren, beginnend im Jahre 1990. Für Hubschrauber verwenden beide Quellen die selben Kriterien. Bei den Zahlen für Verkehrsflugzeuge kann von einem sehr hohen, in Deutschland und den USA vergleichbarem Sicherheitsniveau ausgegangen werden, bei dem bereits einzelne Unfälle Einfluss auf die Statistik haben. Demgegenüber zeigt sich für Hubschrauber ein deutlich erhöhtes, beinahe im Bereich der allgemeinen Luftfahrt liegendes Unfallrisiko, und eine deutliche Diskrepanz zu den in den USA erreichten Werten. Um dies zu erklären müssen zwei Effekte betrachtet werden:

- **Flugstundenaufkommen und Flugzeuganzahl**

Die geographischen und politischen Rahmenbedingungen in den USA sind für die Luftfahrt deutlich positiver, so dass insgesamt eine intensivere Nutzung der Luftfahrt, privat wie kommerziell, möglich ist. Aus dem daraus resultierenden höheren Flugstundenaufkommen profitieren Infrastruktur und Trainingsstand der Piloten.

- **Einsatzprofile**

Während in den USA Hubschrauber teilweise reine Passagier-Transportaufgaben übernehmen, werden Hubschrauber in Deutschland zum überwiegenden Teil für Sonderaufgaben wie Ambulanz-, Rettungs-, oder Montageflüge eingesetzt. Die Luftfahrzeuge werden hauptsächlich von staatlichen oder staatsnahen Nutzern betrieben, wie zum Beispiel der Polizei oder der ADAC-Luftrettung.

Während das geringere Aufkommen an Flugstunden in Deutschland einen Sicherheitsvorsprung für den Betrieb von Hubschraubern in den USA bedeutet, ist die Situation bei den Einsatzprofilen nicht eindeutig. Die Haltung der Hubschrauber durch staatliche Organisationen und die für diese Einsatzzwecke geltenden strengen Richtlinien lassen auf eine gute Ausbildung und einen hohen Trainingsstand der Piloten schließen. Im Allgemeinen ist auch der technische Zustand des Geräts einwandfrei. Demgegenüber wirken sich schwierige Missionsprofile, die durch bodennahe Flughöhe und Außenlandungen gekennzeichnet sind, negativ auf die Betriebssicherheit aus. Verschärfend kommt die sehr hohe Bebauungsdichte in Deutschland und der Zwang, auch bei teilweise sehr schlechtem Flugwetter operieren zu müssen, hinzu.

In einer weiteren Analyse werden die Ursachen aus vorhanden Unfallberichten gesammelt und klassifiziert [Bee99]. Die Unfälle werden 4 Kategorien zugeordnet, wobei auch Doppelzuordnungen möglich sind, da teilweise die Ursachen aus dem zur Verfügung stehenden Material nicht eindeutig identifiziert werden können. Dennoch ergibt sich auch hier eine ähnliche Verteilung wie in dem in Bild 1.2 dargestellten Ergebnis der Helicopter Association International. Deren Statistik beruht auf der Auswertung von 404 Flugunfällen von in den USA registrierten Hubschraubern während der Jahre 1999 bis 2000 [Hai00]. In der überwiegenden Anzahl der Unfälle ist die Schuld dem Piloten zugeordnet worden, dessen Handeln für den Unfall entweder allein oder zu einem großen Anteil ursächlich war. Hierin unterscheiden sich Hubschrauberunfälle nicht von denen anderer ziviler Luftfahrzeuge, wo ebenfalls Pilotenfehler die Hauptursache sind. Neben Pilotenfehlern sind Triebwerksstörungen aber bereits die zweithäufigste Unfallursache, noch vor Schadensfällen von Zelle und Rotorsystem, die hier als Mechanik zusammengefasst sind. In der Kategorie Wetter sind diejenigen Unfälle enthalten, bei denen das Wetter ursächlich, aber für den Piloten

unvermeidlich oder unvorhersehbar war, so zum Beispiel starke Böen oder das Auftreten plötzlicher Vereisung.

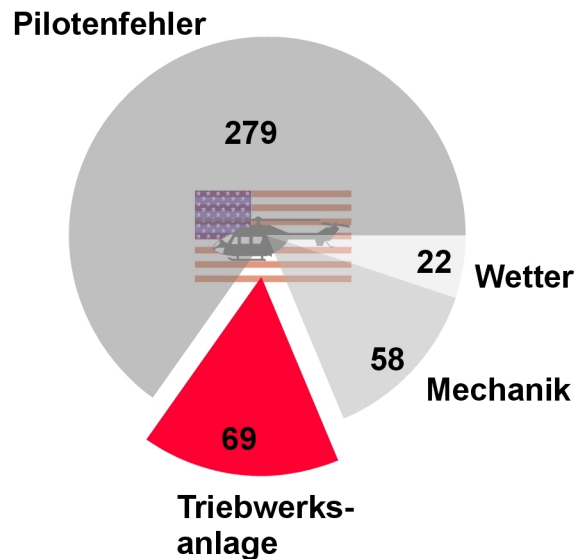


BILD 1.2: VERTEILUNG DER UNFALLURSACHEN BEI ZIVILEN HUBSCHRAUBERN IN DEN USA [HAI00]

Eine Besonderheit innerhalb der Kategorie der Pilotenfehler sind fehlgeschlagene Autorotationslandungen, die häufig mit der Zerstörung des Hubschraubers enden. Autorotationslandungen, also Landungen ohne Triebwerksunterstützung, bei denen die in dem Rotorsystem gespeicherte kinetische und potentielle Energie des Hubschraubers zu einer Gleitlandung verwendet wird, müssen stets bei Ausfall der Antriebsleistung eingeleitet werden. Je nach Flugsituation verbleibt nur noch eine sehr kurze Restflugdauer, in der auch die Wahl eines geeigneten Landegeländes zu erfolgen hat. Bei ungeeigneter Wahl kann es so in der Endphase der Landung zu einer Hindernisberührung kommen, ohne dass eine Ausweichmöglichkeit bleibt.

Dies macht die Bedeutung einer unterbrechungsfreien Rotorenergieversorgung für die Flugsicherheit des Hubschraubers deutlich. Daher erfolgte eine Analyse der Unfallinformationen, die gezielt nach Störungen am oder im Umfeld des Triebwerks forschte. Zwar reichen die vorliegenden Daten nicht aus, um eine genaue Statistik zu erstellen, dennoch können drei wesentliche Störungsklassen identifiziert werden:

#### ▪ **Wartungsfehler**

Durch unterlassene oder nicht fachgerechte Wartung der Triebwerksanlage kam es nach den vorliegenden Daten zum Versagen im Flug, was besonders bei einmotorigen Hubschraubern häufig einen Unfall nach sich zog. Typische Störungen sind Lagerschäden im Bereich des Gasgenerators und Scheibenbrüche. In den USA wird dieses Problem durch billig verfügbare ehemalige Militärhubschrauber verschärft, bei denen die anfallenden Wartungskosten den Anschaffungspreis bei weitem übersteigen.

#### ▪ **Brennstoffversorgung**

Überraschend viele Störungen traten im Bereich der Brennstoffversorgung auf, wobei diese nur teilweise wirklich technische Ursachen hatten, wie einen Defekt des Regelsystems, gebrochene Leitungen oder defekte Pumpen. Es kann hier eine relative

Nachlässigkeit beobachtet werden, was sich in häufigen Fällen von Treibstoffmangel äußert, die den Piloten durchaus bewusst waren. Dies wird auch durch die teilweise ungenauen Tankanzeigen begünstigt. Weiter kann häufig eine Kontamination des Brennstoffs festgestellt werden, insbesondere wenn während eines Arbeitseinsatzes aus Fässern getankt wird.

#### ▪ **Verschiedenes**

Weitere Störungen müssen aufgrund des geringen Datenbestands als Einzelfälle gewertet werden, sind aber dennoch interessant, da sie teilweise technische Ursachen hatten oder vermeidbar gewesen wären. Darunter sind:

- Eintrittsstörungen am Triebwerk wie angesaugtes Wasser, Eis oder Gase,
- angesaugte Fremdkörper,
- Fehlbedienung des Triebwerks,
- Missachtung von Warnanzeigen.

Abschließend sei noch eine interessante Betrachtung der Unfallhäufigkeit von ein- und zweimotorigen Turbinenhubschraubern erwähnt. Ausgehend von den Daten des National Transportation Safety Boards ergibt sich für zweimotorige Hubschrauber eine beinahe 60 % niedrigere Unfallwahrscheinlichkeit (Bild 1.3).

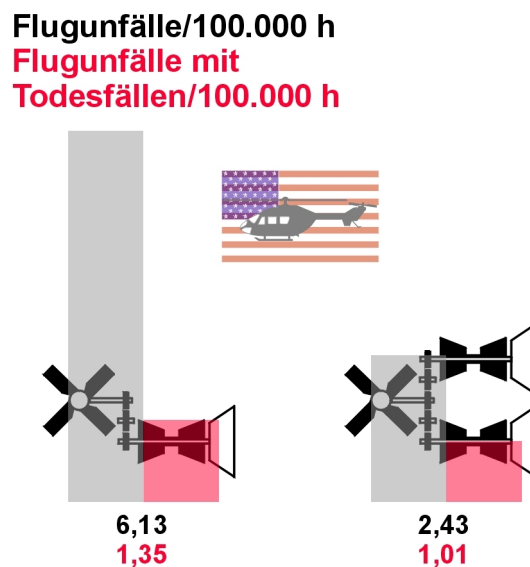


BILD 1.3: VERGLEICH DER UNFALLHÄUFIGKEIT BEI EIN- UND ZWEIMOTORIGEN ZIVILEN HUBSCHRAUBERN IN DEN USA [BEE99]

Im Gegensatz dazu ist die Anzahl tödlicher Unfälle nur um ca. 25 % geringer. Eine von der amerikanischen Flight Safety Foundation durchgeführte Studie unterstreicht diese Ergebnisse und ermittelt sogar für beide Typen die gleiche Häufigkeit tödlicher Unfälle (1,40/100.000 h) [Har99]. Eine weitere Untersuchung dieser Institution, die Unfälle mit in den USA registrierten Turbinen-Hubschraubern im Zeitraum von 1988 bis 1992 berücksichtigt, kommt zu dem Ergebnis, dass ca. 25% der tödlichen Unfälle auf mechanisches Versagen zurückzuführen sind. Davon sind über 30% Störungen der Triebwerksanlage. Sie traten allerdings alle bei einmotorigen Maschinen auf [Har95].

## 1.2 Triebwerkseintrittsstörungen

Wie in dem vorherigen Kapitel bereits betont, ist die Triebwerksanlage für Hubschrauber von großer Bedeutung. Bei der Verwendung von Wellenleistungsturbinen ist der Zustand der zuströmenden Luft wesentlich für die Funktionsfähigkeit der Gasturbine. Bei der Integration des Triebwerks in die Zelle hat die strömungsmechanische Gestaltung des Einlaufs oft zugunsten anderer Kriterien zurückzustehen. So ist es zum Beispiel wichtig, das Wellensystem des Rotorantriebs so kurz wie möglich zu halten, um ungünstige Resonanzfrequenzen zu vermeiden. Weiterhin sind in der Praxis beide Triebwerke direkt nebeneinander in unmittelbarer Nähe des Hauptgetriebes positioniert. Einerseits bietet eine solche Einbaulage gewisse operationelle Vorteile wie die geringere Gefahr zum Ansaugen von Fremdkörpern und eine minimierte Radar-Rückstrahlung durch das verdeckte Verdichterlaufrad, andererseits aber gibt es gravierende strömungsmechanische und thermodynamische Nachteile. Durch die Einbaulage entsteht ein hoher Einlaufdruckverlust und der Flugaufstauereffekt entfällt fast gänzlich. Auch die Erwärmung der Eintrittsluft beim Passieren des Getriebes mindert die Leistung. Bei der direkten Anordnung von mehreren Triebwerken nebeneinander ist die Wahrscheinlichkeit hoch, dass etwaige Störungen im Einlauf-Luftstrom beide Triebwerke beeinflussen. Außerdem sind Wechselwirkungen der Triebwerke untereinander zu berücksichtigen, wie sie beim Verdichterpumpen, einem Flammenrückschlag oder bei mechanischer Desintegration auftreten.

Die verschiedenen Arten von Einlaufstörungen, denen Fluggasturbinen ausgesetzt sind, können im wesentlichen in drei Gruppen zusammengefasst werden:

### ▪ Druckstörung

Ist die Zuströmung zum Verdichter nicht gleichförmig, ergibt sich eine gestörte Totaldruckverteilung. Je nach Ausmaß dieser Störung kann es neben einer Einbuße im Verdichtereffizienzgrad auch zu einer Verschiebung der Pumpengrenze kommen. Daraus resultiert die Gefahr eines Strömungsabrisses im Verdichter. Das dadurch verursachte Pumpen kann zur Zerstörung des Triebwerks führen. Auf jeden Fall aber tritt ein sofortiger, nahezu vollständiger Leistungsverlust auf. Auslöser für Druckstörungen kann eine ungünstig gewählte Form der Einlaufgestaltung sein, bei der es unter bestimmten Lastzuständen zu Ablösungen oder einer Wirbelbildung an Strömungshindernissen wie Streben oder Leitungen im Bereich des Einlaufkanals kommt. Weiterhin können sich lokale Störungen ausbilden, wenn die homogene Anströmung des Einlaufs durch abrupte Flugmanöver nicht mehr sichergestellt ist, oder wenn sich die Einlaufgeometrie zum Beispiel durch Eisansatz ändert.

Als Maß für die Ungleichförmigkeit der Druckverteilung wird der Totaldruckkoeffizient  $DC_\varphi$  (Distortion Coefficient) definiert [Ric95]:

$$DC_\varphi = \frac{\bar{p}_t - \bar{p}_{t,\min,\varphi}}{\bar{q}} \quad (1.1)$$

Für einen  $\varphi$ -Sektor (typischerweise  $60^\circ$ ) in der Verdichtereintrittsebene wird die Differenz des gemittelten Totaldrucks  $\bar{p}_t$  und des minimalen gemittelten Totaldrucks  $\bar{p}_{t,\min,\varphi}$  in dem gestörten Sektor auf den Staudruck  $\bar{q}$  der ungestörten Strömung bezogen.

### ▪ Temperaturstörung

Die Temperatur der Ansaugluft entspricht normalerweise der Umgebungstemperatur. Ändert sich die Temperatur durch äußere Einflüsse, so dass das Eintrittsprofil nicht mehr homogen ist, hat dies einen negativen Einfluss auf die Stabilitätsgrenze des Verdichters. Wird wärmere Luft angesaugt, reduziert sich der thermodynamische Wirkungsgrad des Verdichters deutlich, so dass die zur Verfügung stehende Nutzleistung stark abfällt, die durch die maximale Turbineneintrittstemperatur begrenzt ist. Es besteht außerdem die Gefahr, dass z.B. Kunststoffdichtungen des Verdichters im Bereich der hinteren Stufen durch die erhöhte Temperatur beschädigt werden.



BILD 1.4: HUBSCHRAUBEREINSATZ ZUR WALDBRANDBEKÄMPFUNG

Resultiert eine solche Eintrittsstörung aus einem Flug in ein größeres Gebiet mit heißer Luftströmung wie in Bild 1.4 dargestellt, hat dies auch einen negativen Einfluss auf die Aerodynamik des Fluggeräts, der zusätzliche Leistung erforderlich macht. In solchen Situationen kann es leicht zu kritischen Flugzuständen kommen, obwohl die Antriebsanlage funktionsfähig ist.

### ▪ Verunreinigung der Eintrittsluft

Eine Sonderkategorie der Eintrittsstörungen bilden die Formen von verunreinigter Eintrittsluft. Der Übersichtlichkeit halber sind hier Verunreinigungen der Umgebungsluft zusammengefasst, die für den Betrieb von Fluggasturbinen eine Gefahr darstellen. Im einzelnen sind dies:

**Angesaugte Fremdkörper** verursachen meist schwere Schäden im Verdichterbereich, die bis hin zur kompletten Zerstörung des Triebwerks führen können. Die angesaugten Objekte werden entweder aus der Umgebung aufgenommen (FOD *Foreign Object Damage*) oder stammen vom Triebwerk selbst (DOD *Domestic Object Damage*), wie beispielsweise gelöste Schrauben. Die bei den Turbostrahlantrieben dominierende Gefahr eines Vogelschlages ist bei Hubschraubern aufgrund der meist intern installierten Triebwerke relativ gering. Dafür ist die Gefahr von aufgewirbelten, kleineren

Festkörpern wie Steinen, Sand, Staub und Gras dominant. Aufgrund der meist bodennahen Flugprofile und der ausgeprägten Wirbelbildung im Schwebeflug gehört FOD zu den häufigsten Ursachen für die außerplanmäßige Wartung militärischer Hubschraubertriebwerke [Ros00]. Technisch und konstruktiv kann die FOD-Gefahr z.B. durch Zentrifugalabscheider oder Einlaufsiebe gemildert werden.

**Wasser** ist ein in der normalen Atmosphäre vorhandener Bestandteil. In Form von Dampf vorliegendes Wasser ist für Turbotriebwerke in der Regel problemlos. Auch flüssiges Wasser stellt in begrenzten Mengen normalerweise keine Einschränkung für den Betrieb dar. Das angesaugte Wasser erhöht im Gegenteil den Massendurchsatz und führt durch die benötigte Verdampfungsenthalpie zu einer abgesenkten Verdichteraustrittstemperatur und folglich zu einer höheren maximalen Nutzleistung. Die störungsfreie Aufnahme großer Mengen von Wasser, wie dies zum Beispiel beim Flug in schwerem Regen der Fall ist, muss im Rahmen der Zertifizierung neuer Triebwerke nachgewiesen werden. Eine gewisse Grenze stellt die Verdampfungsrate des Wassers im Verdichter dar. Geraten sehr große Mengen Wassers oder sehr große Tropfen in den Einlauf, ist eine unvollständige Verdampfung im Verdichter die Folge. Bei der Verdampfung des Restwassers in der Brennkammer kann es zum Verlöschen der Verbrennung kommen [Erh98], außerdem besteht wegen der starken Volumenänderung während des Phasenwechsels die Gefahr eines Strömungsabrisses im Verdichter. Liegt das Wasser in gefrorener Phase vor, so ergeben sich die selben Probleme wie bei FOD. Ein typischer Fall ist das Abplatzen von größeren Eisstücken im Bereich des Einlaufs, falls keine Enteisung vorgenommen, beziehungsweise diese zu spät aktiviert wurde.

**Sand** und grobkörniger **Staub** sind wegen der erosiven Wirkung für das Triebwerk schädlich. Zwar besteht bis zu einer gewisser Korngröße ein Reinigungseffekt für die Verdichterbeschaufelung, wobei hauptsächlich organische Ablagerungen und ausgefallener Kalk beseitigt werden. Erfolgen gehäuft Flüge unter solchen Eintrittsbedingungen, muss mit Erosion bei Gehäusebeschichtungen, Schaufeln und Lagerungen gerechnet werden. Infolge der Änderung von Spaltmaßen und der Profilgeometrie ist mit einem Leistungsverlust zu rechnen und, falls im Rahmen der Wartung nicht rechtzeitig erkannt, mit Lagerschäden und lokalen Überhitzungen durch den Abtrag von Beschichtungen im Bereich der Brennkammer und Turbinen.

**Vulkanasche** ist eine weitere, wenn auch sehr seltene, für Flugzeuge wie für Triebwerke kritische Verunreinigung. Bei Vulkanausbrüchen werden große Mengen von Asche ausgestoßen, welche sich als Wolken für längere Zeit in den mittleren bis oberen Schichten der Atmosphäre aufhalten können [Cas00]. Im Jahre 1989 geriet zum Beispiel eine Boeing 747 auf einem Linienflug von Amsterdam nach Anchorage in eine Aschewolke des in der Nähe ausgebrochenen Vulkan Mt. Redoubt. Daraufhin verlöschten alle vier Triebwerke und konnten erst in niedrigerer Höhe wiedergezündet werden. Bei einer Inspektion nach der Landung mussten alle Triebwerke ausgetauscht werden. Die besondere Gefahr von Vulkanasche, deren Hauptbestandteile  $\text{SiO}_2$ ,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ,  $\text{CaO}$  und  $\text{K}_2\text{O}$  sind [Möl00], ist, neben der erosiven Wirkung, die Ablagerung vor allem von  $\text{SiO}_2$  an den Leit- und Laufrädern der Hochdruckturbinen in Folge der lokal sehr hohen Temperaturen. Wie in Bild 1.5 zu erkennen ist, erfolgt nicht nur eine Änderung des Strömungskanals, sondern auch ein Verstopfen von Kühlluftbohrungen.

Die Vermeidung der Aufnahme von Vulkanasche ist technisch nicht möglich und muss operationell durch die Wahl von geeigneten Flugrouten erfolgen.

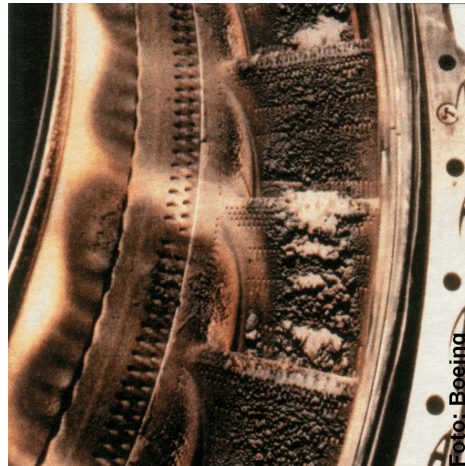


BILD 1.5: ABLAGERUNG VON VULKANASCHE AN EINEM HOCHDRUCKTURBINENLEITRAD

Der Einflug in **Abgase** von Triebwerken oder Feuerungsanlagen stellt für Hubschrauber eine nicht zu unterschätzende Gefahr dar. Die Abgase als Produkt natürlicher oder technischer Verbrennungsprozesse weisen einen reduzierten Anteil von Sauerstoff auf, wodurch die Funktion der Brennkammer erheblich beeinflusst werden kann. Anstelle des Sauerstoffs sind dann hohe Konzentrationen von  $\text{CO}_2$ ,  $\text{N}_2$  und  $\text{NO}_x$  vorhanden. Je nach Anteil des verbleibenden Sauerstoffs ist ein Leistungsabfall aufgrund der schlechteren Verbrennung möglich, bis hin zu einem Ausfall der Gasturbine. Als Quelle für diese Abgase kommt der Hubschrauberantrieb selbst in Frage, wenn im Schwebeflug bei ungünstigen Windverhältnissen die eigenen Abgase angesaugt werden. Neben den bereits erwähnten Waldbränden (siehe Bild 1.4) besteht auch bei dem Start bordeigener Flugkörper die Möglichkeit, dass deren Abgase in das Triebwerk gelangen (Bild 1.6).



BILD 1.6: ABSCHUSS VON LENKFLUGKÖRPERN BEI EINEM MILITÄRISCHEN HUBSCHRAUBER

In der Nähe industrieller Feuerungsanlagen ist generell Vorsicht geboten. So erlitt ein Turbinenhubschrauber in Deutschland beim Schwebeflug oberhalb eines Kraftwerk-kamins einen Triebwerksausfall [Bfu87]. Die geringe Flughöhe erlaubte keine Wiederstartversuche des Triebwerks. Die eingeleitete Autorotationslandung misslang



und endete für alle Insassen tödlich. Eine fast identische Wiederholung des Vorfalles veranlasste die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung eine entsprechende Sicherheitsinformation herauszugeben. Der Einflug in Abgaswolken ist für Hubschrauber wegen ihrer geringen Vorwärtsgeschwindigkeit und der längeren Aufenthaltszeit in dem kritischen Gebiet wesentlich gefährlicher als für Flächenflugzeuge. Da die Gase selbst nicht sichtbar und in der Regel für die Piloten nicht wahrnehmbar sind, ist es nicht möglich, eine unmittelbare Gefahr zu erkennen. Befindet sich die Besatzung in einer schwierigen Flugphase mit hoher Arbeitsbelastung, wie es beim Absetzen von Außenlasten der Fall ist, bleibt keine Zeit die Triebwerksüberwachungsinstrumente zu beobachten, auf denen eine Leistungsänderung registriert werden könnte.

### 1.3 Aufgabenstellung

Wie die Hinweise im vorstehenden Kapitel zeigen, stellt die Verunreinigung der Eintrittsluft für Hubschrauber eine besondere Gefahr dar. Die typischerweise niedrigen Flughöhen, verbunden mit schlechten Gleitzahlen fordern eine hohe Zuverlässigkeit der Antriebsanlage. Ziel der hier vorliegenden Arbeit ist es, die Auswirkungen instationärer Gaszusammensetzung auf den Betrieb von Hubschraubergasturbinen theoretisch und experimentell zu untersuchen. Mit einem entsprechenden Versuchsaufbau sollen potenziell die Betriebsicherheit gefährdende Umgebungsbedingungen reproduziert werden, indem der Sauerstoffgehalt der angesaugten Luft während des Versuchsbetriebs variiert wird. Die Auswirkungen auf das Betriebsverhalten sind zu untersuchen und entsprechende Erkennungsverfahren und Vorkehrungsmaßnahmen zu entwickeln.

Die experimentellen Untersuchungen sind mit Hilfe eines in einem Gasturbinenprüfstand installierten Versuchsträgers durchzuführen. Im Sinne einer integrierten Softwareumgebung ist die Messtechnik anzupassen und die Datenerfassungsprogramme neu zu entwickeln. Eine graphische Programmierumgebung für die Entwicklung der digitalen Triebwerksregelung ist einzubinden.

Als Hilfsmittel bei der Auslegung und Entwicklung von Triebwerksregelungen sind Simulationsmodelle von Gasturbine, Aktuatoren und der Messtechnik zu erarbeiten. Hierzu ist eine Simulationsmethode für die Beschreibung einer Gasturbine im Betriebsbereich unterhalb des Leerlaufpunktes zu entwickeln und zu validieren. Ziel ist es, ein durchgängiges Simulationsmodell zu erhalten, das hohen Genauigkeitsanforderungen genügt und nach Möglichkeit mit aktueller Rechnertechnologie echtzeitfähig ist.

Die dem Stand der Technik entsprechende digitale Triebwerksregelung ist grundlegend zu erweitern und im Funktionsumfang auf den Stand von zukünftigen Regelsystemen zu bringen. Hierzu muss eine vollautomatische Regelung des Startvorgangs in die Software integriert werden.

Im Schwerpunkt der Arbeit erfolgt der experimentelle Nachweis der Untersuchungen zu den Eintrittsstörungen. Mit spezieller Sensorik soll versucht werden, die Verunreinigungen in der Eintrittsluft zu erkennen. Hierbei wird die Verwendung von aus der Kraftfahrzeugtechnik bekannten Abgassensoren betrachtet. Außerdem ist die Nutzung dieser Sensorik durch das Regelsystem zu erörtern. Mit verschiedenen Erweiterungsfunktionen sollen bisherige Regelungskonzepte von Hubschraubertriebwerken verbessert werden.

## 2. EXPERIMENTELLE VERSUCHSEINRICHTUNGEN

Der Betrieb von Wellenleistungsgasturbinen in einem Prüfstand erfordert erheblichen Aufwand an Infrastruktur, um eine sichere Funktion zu gewährleisten. Beschränkt sich der Prüfstand auf eine realistische Nachbildung der Verwendung der Gasturbine in einem Hubschrauber, so ist vor allem die Brennstoff-, Schmierstoff- und Luftversorgung sicherzustellen. Zur Entnahme der Nutzleistung, die beim Hubschrauber an den Rotor oder bei der Verwendung als stationäre Gasturbine an einen elektrischen Generator abgegeben wird, muss eine Simulationsmöglichkeit geschaffen werden. Will man das Triebwerk nicht nur im normalen Betriebsbereich betreiben und sollen zusätzliche Sensoren in das Triebwerk integriert werden, so steigt der Aufwand für einen sicheren Betrieb stark an [Men89].

### 2.1 Wellenleistungs-Versuchstriebwerk Allison 250

Als Versuchstriebwerk für die geplanten Experimente stand ein modifiziertes Triebwerk Allison 250 zur Verfügung. Die Triebwerke der Serie 250 (Bild 2.1), deren Entwicklung bereits in den späten 50er Jahren unter der militärischen Bezeichnung T63 begann, befinden sich noch heute in Produktion. Die bislang über 28.000 ausgelieferten Einheiten haben Anfang des Jahres 2000 insgesamt 130 Millionen Flugstunden erreicht, hauptsächlich in leichten 1- und 2-motorigen Hubschraubern.

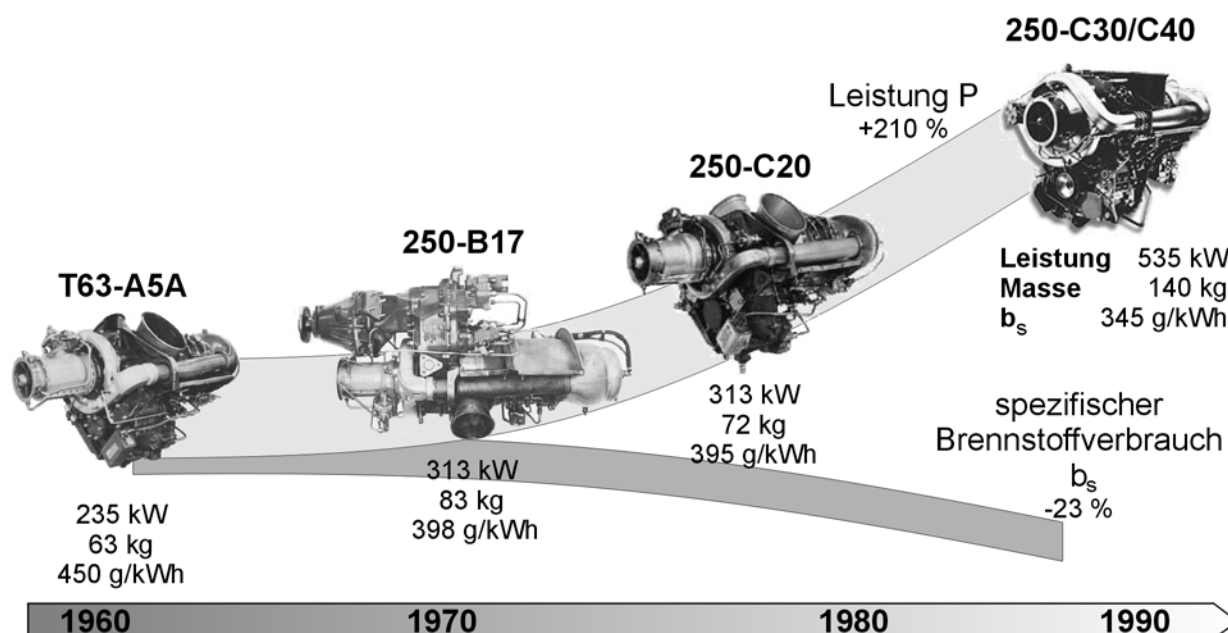


BILD 2.1: TECHNISCHE DATEN UND ENTWICKLUNG DER BAUREIHE DES TRIEBWERKS ALLISON 250

Bei dem im Rahmen der vorliegenden Arbeit betriebenen Versuchstriebwerk handelt es sich um ein Serientriebwerk der Baureihe C20B, wie es im Hubschrauber Bo105 eingebaut wurde. In dieser Version ist das Triebwerk mit einem Kombinationsverdichter, bestehend aus 6 axialen und abschließend einer radialen Stufe ausgerüstet, der ein maximales Druckverhältnis von ca. 7,2 ermöglicht. Das komprimierte Arbeitsmedium wird durch zwei seitliche Luftführungsrohre zu einer Kopf-Umkehrbrennkammer geleitet, in der die Verbrennung stattfindet. In der 2-stufigen, ungekühlten Hochdruckturbinen wird das Heißgas zum Antrieb des Verdichters und externer Aggregate teilentspannt. Die ebenfalls 2-stufige Niederdruckturbinen ist als Freifahrtturbinen ausgeführt und stellt die Nutzenergie des Arbeitsgases als Wellenleistung über ein Getriebe zur Verfügung. Über zwei Abgasrohre wird das Heißgas in die Umgebung geleitet.

Die unkonventionelle Umkehrbauform ermöglicht sehr kompakte Abmessungen mit kurzen Wellen und einer Konzentration der hoch belasteten rotierenden Bauteile im Triebwerksschwerpunkt. Durch mehrfache Strömungsumlenkungen verursachte Einbußen im Wirkungsgrad werden durch die wegen der guten Zugänglichkeit der Heißeile erreichbaren reduzierten Wartungskosten kompensiert.

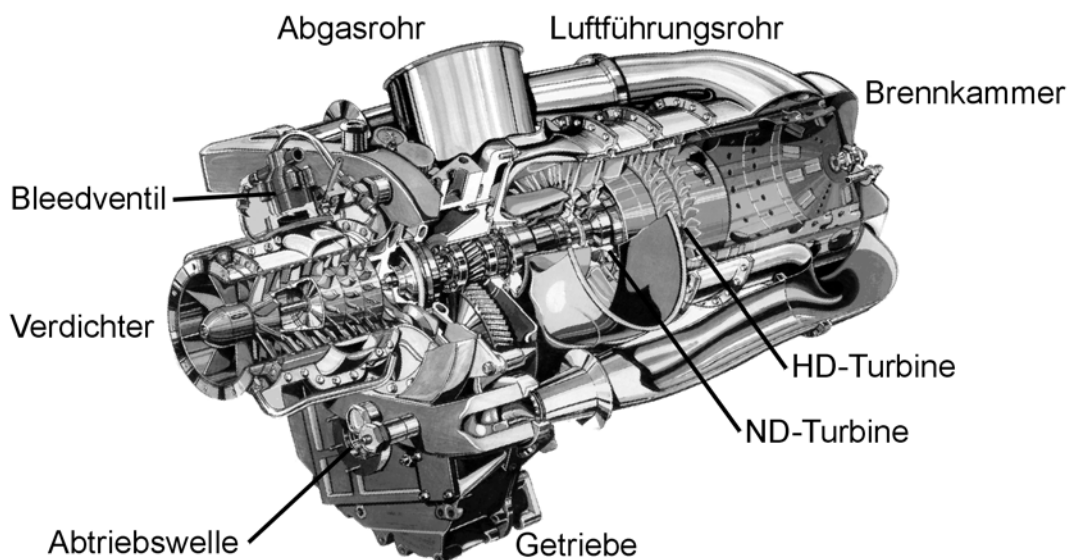


BILD 2.2: SCHNITTZEICHNUNG DES TRIEBWERKS ALLISON 250-C20B

Die Regelung des Triebwerks erfolgt über zwei getrennte hydromechanische Drehzahlregler für Hochdruck- und Niederdruckwelle. Ein pneumatisch gesteuertes Bleedluftventil, hinter der fünften Axialstufe des Verdichters, sichert einen ausreichenden Pumpgrenzenabstand zur Beschleunigung des Triebwerks aus niedrigen Drehzahlen. Überwachungsfunktionen zur Vermeidung von Übertemperaturen oder Überdrehzahlen sind mit den mechanischen Reglern nicht möglich und müssen, ebenso wie der Anlassvorgang, vom Piloten übernommen werden. Als Instrumente stehen dafür serienmäßig Drehzahlmesser für beide Wellen sowie Anzeigen für die Turbinenaustrittstemperatur TOT, das Drehmoment, den Brennstoffdruck, den Öldruck und die Öltemperatur zur Verfügung [Mbb75].

<b>Lastzustand</b>	<b>P<sub>Nutz</sub></b> [kW]	<b>m<sub>BR</sub></b> [g/s]	<b>TOT</b> [K]	<b>m<sub>Luft</sub></b> [kg/s]	<b>n<sub>HD</sub></b> [%] <sup>1</sup>	<b>b<sub>s</sub></b> [g/(kWh)]
Start (5 min)	313	34,4	1083	1,56	104,0	395,7
max. Dauerleistung	298	32,5	1052	1,55	102,5	392,6
Reiseleistung (75%)	207	24,7	920	1,45	95,7	429,6
<b>Messpunkt (75%)</b>	<b>207</b>	<b>25,1</b>	<b>963</b>	<b>1,36</b>	<b>93,1</b>	<b>436,5</b>
Leerlauf/Autorotation	13	9,0	763	0,96	70,0	2492,3

TABELLE 2.1: VERGLEICH VON SPEZIFIKATION UND EINEM MESSPUNKT DES VERSUCHSTRIEBWERKS

In Tabelle 2.1 sind die wichtigsten Leistungsdaten des Triebwerks gemäß Herstellerspezifikation für einen ISA-Standardtag dargestellt [All73]. Zum Vergleich ist ein auf ISA-Bedingungen reduzierter Messpunkt für Reiseleistung aus einem Versuchslauf eingetragen. Der im Vergleich zur Spezifikation um ca. 6 % geringere Luftmassendurchsatz und die etwa 5 % erhöhte Abgastemperatur sind auf eine Vorschädigung des Triebwerks aus dem Flugbetrieb zurückzuführen. Die maximale Wellenleistung ist wegen der geographischen Lage des Prüfstands in ca. 480 m über NN, reduziert. Durch einen aus der Abbildung der Einlaufgestaltung im Hubschrauber resultierenden relativ hohen Einlaufdruckverlust und durch zusätzliche Sicherheitsaspekte ist die maximale Nutzleistung im Versuchsbetrieb auf circa 250 kW limitiert. Dies entspricht etwa 275 kW unter ISA-Bedingungen.

## 2.2 Prüfstandssysteme

### 2.2.1 Wirbelstrombremse

Die Abgabe der Wellenleistung, die beim Hubschrauber über das Hauptgetriebe an das Rotorsystem übertragen wird, erfolgt über eine torsionssteife, biegeeweiche Welle an eine Wirbelstrombremse. In der Bremse rotiert eine Polscheibe in einem ruhenden Magnetfeld, das elektrische Wirbelströme in der Polscheibe induziert. Diese Wirbelströme erzeugen ihrerseits wiederum ein Magnetfeld, das dem Feld des Bremsenstators entgegenwirkt. Der Stator stützt sich über einen Hebelarm auf einer mechanischen Waage mit einer Messuhr ab. Die Durchbiegung des Hebelarms wird zusätzlich mit einer DMS-Messbrücke registriert und entsprechend elektrisch verstärkt. Das analoge Bremsensteuergerät stellt durch Variation des Erregerstroms für das ruhende Magnetfeld ein vorgegebenes Lastmoment ein. Um das Ansprechverhalten der Bremse bei dynamischen Versuchen zu verbessern und die stationäre Genauigkeit zu erhöhen, ist dem analogen Steuergerät eine digitale, modellbasierte P-Regelschleife überlagert. Mit der somit erreichbaren Dynamik ist es möglich, alle im Hubschrauberflugbetrieb auftretende Lastfälle zu simulieren. Die digitale Regelung erlaubt zwei verschiedene Betriebsmodi, Lastmoment- oder Drehzahlregelung, sowie die automatische Simulation von komplexen Lastprofilen und beinhaltet nicht zuletzt einen wirkungsvollen Überdrehzahlenschutz für das Triebwerk.

<sup>1</sup> 100 % = 50970 1/min

### 2.2.2 Brennstoffversorgung

Für die Brennstoffversorgung des Triebwerks steht eine Parallelversorgung zur Verfügung, die den Betrieb mit dem serienmäßigen hydromechanischen Regler und dem, zunächst als reinem Experimentalsystem ausgelegten, elektronischen Regler zulässt. Ist nach dem Anlassen ein Abgleich der beiden Zumesssysteme erfolgt, kann bei stationärem Betrieb zwischen den beiden Reglern umgeschaltet werden und bei kritischen Versuchen das Triebwerk jederzeit in einen sicheren Leerlauf gebracht werden. Die Zufuhr des Kerosins erfolgt über eine Niederdruckförderpumpe in einer Ringleitung der Haustechnik. Mit einem 4/2-Wege-Ventil kann die Betriebsart der Parallelversorgung gewählt werden. Dazu stehen zwei Möglichkeiten zur Auswahl, dies sind

- ein hydromechanischer Zweig mit serienmäßiger vom Gasgenerator angetriebener Hochdruckpumpe und Regelsystem und
- ein digitaler Zweig mit einer elektrisch betriebenen Hochdruckpumpe und einem Proportionalstromregelventil als Stellsystem des digitalen Reglers.

Der jeweils passive Zweig fördert den zugemessenen Brennstoffmassenstrom mit leichtem Überdruck über ein Proportionaldruckbegrenzungsventil in die Ringleitung der Haustechnik zurück. Mehrere elektromagnetisch betätigte Absperrventile werden von einem Überwachungssystem gesteuert. Im Falle einer Grenzwertüberschreitung oder eines Not-Aus-Befehls des Bedieners wird die Brennstoffversorgung des Triebwerks sofort unterbrochen.

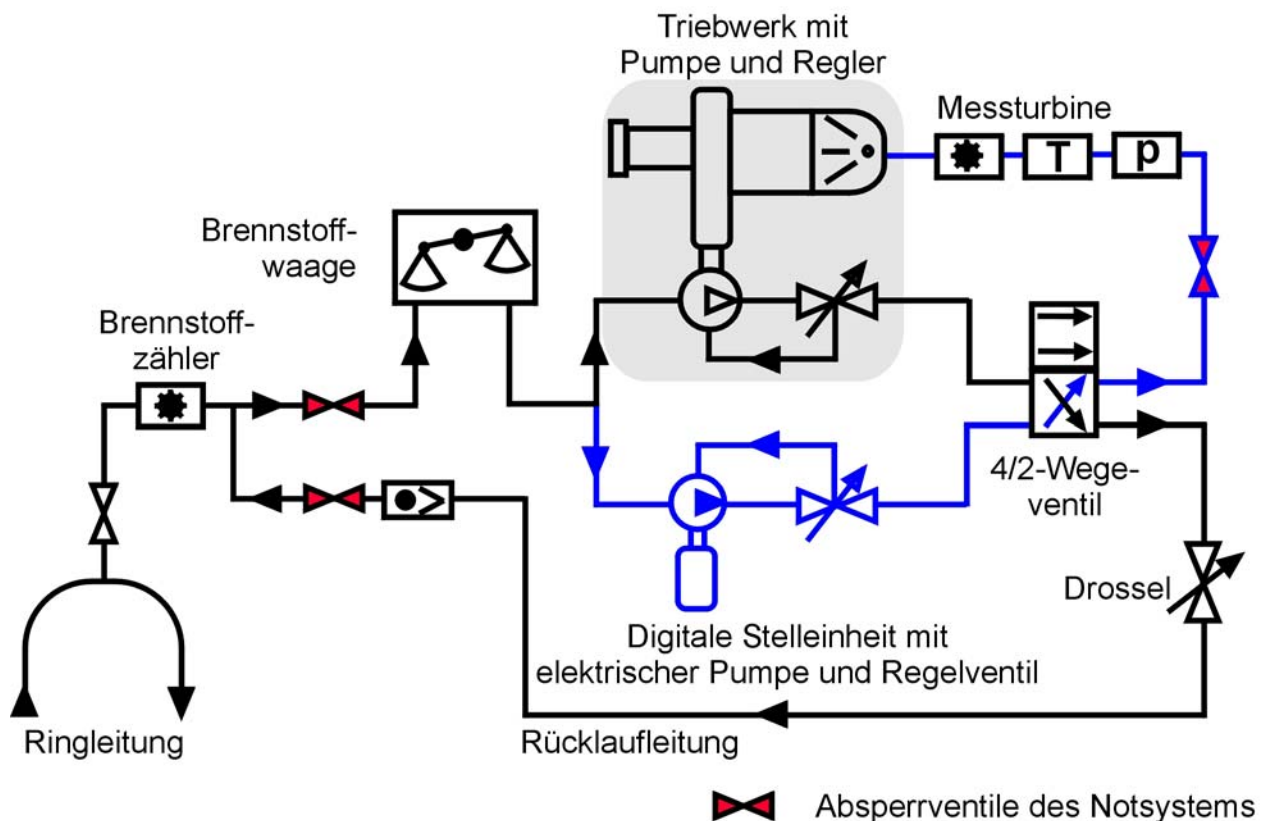


BILD 2.3: BRENNSTOFFKREISLAUF DER PARALLELVERSORGUNG DES VERSUCHSTRIEBWERKS MIT HYDRO-MECHANISCHER UND DIGITALER REGELEINHEIT

Da das digitale Regelsystem zunächst nur zum Betrieb des Triebwerks im Bereich von Leerlauf bis Vollast ausgelegt war [Aue95], wurde der hydromechanische Regler zum Start benötigt. Nachdem diese Einschränkung entfiel (siehe Kapitel 5.3.1), und der Versuchsbetrieb nur noch mit dem digitalen Regler erfolgte, wurde das Brennstoffversorgungssystem geändert, so dass ein Betrieb auch ohne die elektrisch angetriebene Hochdruckpumpe erfolgen kann. Um den Anlassvorgang digital geregelt durchführen zu können, war noch eine weitere Modifikation des Brennstoffsystems notwendig.

Da das eingesetzte Proportionalstromregelventil für Hydrauliköle mit deutlich höherer Viskosität als Kerosin ausgelegt ist, gelangt bei geschlossenem Regelventil eine geringe Leckagemenge Kerosin in die Brennkammer des Triebwerks. Um dies zu verhindern wurde das 4/2-Wegeventil, das aus einer Kombination von 4 einzelnen 2/2-Wege-Ventilen besteht [Her90], über eine elektronische Zusatzschaltung so gesteuert, dass es bei geschlossenem Stromregelventil den Leckagestrom blockiert.

Zur Messung des Verbrauchs sind insgesamt drei Messeinrichtungen vorhanden:

- Ein vor- und rücklauffähiger Zähler registriert das effektiv der Ringleitung entnommene Volumen. Er dient hauptsächlich administrativen und statistischen Zwecken.
- Für Messungen von stationären Betriebspunkten steht eine Brennstoffwaage zur Verfügung, die den exakten Massenstrom ermittelt.
- Zur Messung transienter Vorgänge wird eine Messturbine verwendet, die den Volumenstrom direkt vor der Einspritzdüse misst. Zusammen mit einer Brennstofftemperaturmessung vor der Turbine kann so der Massenstrom bestimmt werden.

### 2.2.3 Bleedluftsystem

Der Kombinationsverdichter der Allison 250-C20B verfügt über eine Entnahmeöffnung für Bleedluft nach der fünften Stufe der Axialsektion. Am Umfang des Verdichters befindet sich ein Sammelkanal, dem die Bleedluft durch eine nutförmige Öffnung oberhalb des Laufrades zugeführt wird. Auf der Außenseite dieses Kanals ist ein Flansch zur Aufnahme eines die Abblasrate steuernden Ventils angebracht. Serienmäßig ist der Verdichter mit einem pneumatisch betätigten Ventil ausgerüstet (Bild 2.4). Dabei wirkt der vom Verdichteraustrittsdruck  $p_v$  abhängige modifizierte Steuerdruck  $p_x$  über eine Membran gegen die Vorspannung einer Feder. Die Änderung der Auslenkung der Feder wird auf einen Ventilteller übertragen und führt so zu einem variablen Öffnungsquerschnitt des Ventils [All73]. Die gezielte Auslegung von Federkraft und modifiziertem Druck ergibt so eine lastzustandsabhängige Bleedluftentnahme.

Im unteren Lastbereich bis zu etwa 72 % der Gasgenerator Drehzahl bleibt das Ventil vollständig geöffnet und wird dann, bedingt durch den steigenden Verdichterdruck, langsam geschlossen, bis bei circa 94 % der Drehzahl das Ventil vollständig geschlossen ist. Bei der entnommenen Bleedluft handelt es sich um sogenannte *handling*-Bleedluft, die ausschließlich zur Entdrosselung des Verdichters und damit zur Aufrechterhaltung der Beschleunigungsfähigkeit aus niederen Lastbereichen, in

Kombination mit dem Brennstoffregler, dient. Die *handling*-Bleedluft wird in die Umgebung abgeblasen; zur Enteisung des Einlaufs und zur Versorgung von hubschrauberzellengebundenen Systemen wie der Klimaanlage, ist eine separate Zapflufföffnung nach dem Radialverdichter vorhanden.

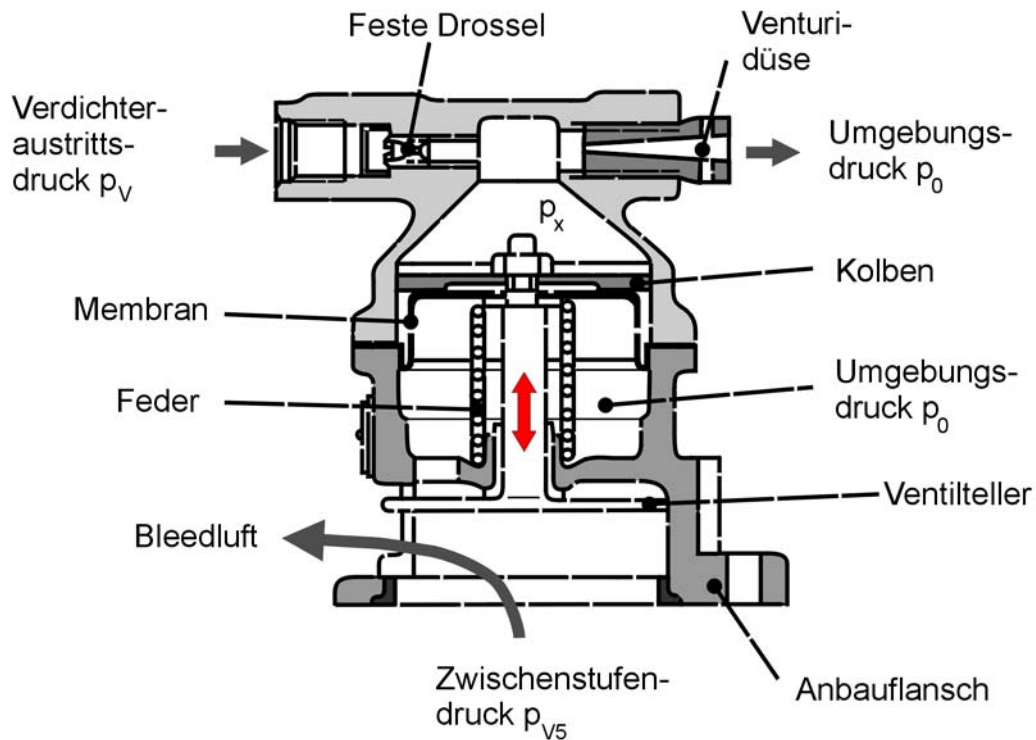


BILD 2.4: PNEUMATISCH BETÄTIGTES BLEEDVENTIL DES VERSUCHSTRÄGERS

Durch die Charakteristik des Bleedventils wird das stationäre und instationäre Betriebsverhalten des Triebwerks bereits stark festgelegt. Um hier eine Einflussmöglichkeit zu erhalten, wurde nach Wegen gesucht, die Steuerung des Bleedventils in die digitale Triebwerksregelung einbeziehen zu können. In der Folge wurde ein komplett neues Ventil entwickelt, das sich durch eine extrem kurze Ansprechzeit auszeichnet und dennoch eine stufenlose Einstellung des Massenstroms zulässt. Die realisierte Bauform besteht aus einem zylindrischen Ventilgehäuse mit einem konzentrisch gelagerten Innenkörper. Beide Bauteile verfügen über segmentweise taschenförmige Öffnungen (Bild 2.5). Durch Verdrehen der Bauteile gegeneinander kann so die effektive Ventilöffnungsfläche frei eingestellt werden. Die Kombination von feinen Umfangspassungen und abgeschrägten Kanten der Öffnungsflächen führt einerseits zu einem sehr geringen Leckagemassenstrom, wengleich auch die Dichtigkeit eines Tellerventils nicht erreicht werden kann, und andererseits zu moderaten Stellmomenten.

Diese relativ geringen Kräfte ermöglichen es, handelsübliche, aus der Miniatur- und Modellbautechnik stammende Servo-Stellsysteme zu verwenden. Ausgerüstet mit einer Interface-Elektronik kann der Stellmotor mit einer Analogspannung direkt vom A/D-Wandler des Triebwerksreglers angesteuert werden. Bei Verwendung eines extrem schnellen Servos konnte eine Totzeit von 10 ms und eine Stellrate von etwa 480 °/s erreicht werden, was einer Öffnungszeit des geschlossenen Ventils von etwa 50 ms

entspricht [Sch97]. Allerdings trat bei diesem Servo eine Hysterese kurz vor dem kompletten Schließen des Ventils auf, was die Reproduzierbarkeit von stationären Messungen im mittleren Lastbereich negativ beeinflusste. Bei den Untersuchungen zur aktiven Vermeidung von Verdichterpumpen wurde diese Hysterese durch eine geänderte Schließkennlinie des Bleedventils umgangen, da der Einbau eines drehmomentstärkeren Servos aufgrund der langsameren Dynamik nicht in Frage kam [Gab98]. Nach Abschluss dieser Versuche wurde allerdings ein geänderter, stärkerer Servo installiert. Zusätzlich wurde die Winkelstellung des Ventilkörpers, und somit die Öffnungsfläche, mittels einer Umlenkmechanik auf einen hochgenauen LVDT-Positionsaufnehmer übertragen. Die Rückführung dieses Positionssignals ermöglicht die Ausreglung von kleineren Abweichungen und erlaubt die Kontrolle der einwandfreien Funktion der Steuerung.

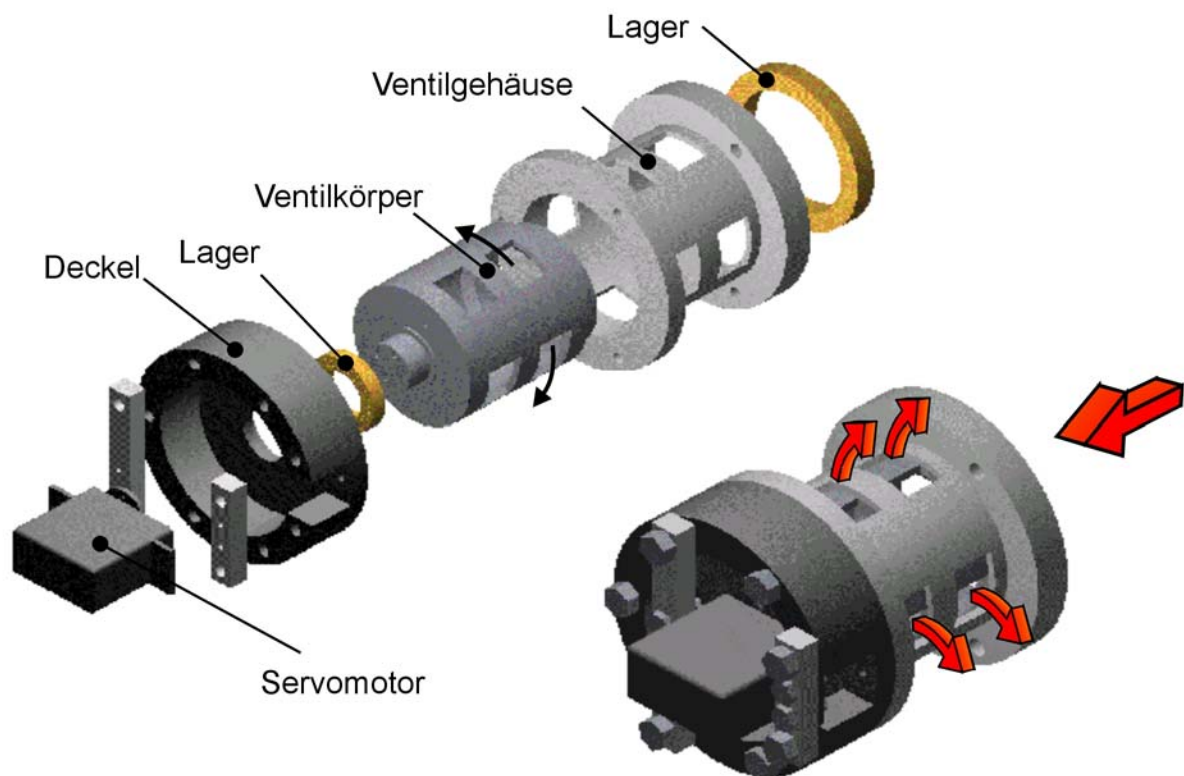


BILD 2.5: EIGENENTWICKLUNG DES ELEKTRONISCH STEUERBAREN BLEEDVENTILS [GAB98]

### 2.3 Messtechnik und integrierte Softwareumgebung

Die Messtechnik und Datenerfassung arbeitet mit analogen *single-ended*-Signalen und einem normierten 0-10 V-Spannungsbereich. Bei der Neuentwicklung der Software wurde ein Systemwechsel der Nicht-Echtzeitprozessoren von dem mittlerweile veralteten VAX-Cluster [Bra92] auf WindowsNT basierte Arbeitsplatzrechner durchgeführt. Für die Triebwerksregelung wurde ein eigenständiges Rapid Control Prototyping Entwicklungssystem der Firma dSPACE eingesetzt.



### 2.3.1 Messtechnik

Bei dem Aufbau des Prüfandes wurde die Messtechnik auf eine einheitliche Architektur eingestellt. Die verschiedenen Sensorsignale werden im Prüfraum aufbereitet und als analoge Spannungswerte der Messdatenerfassung zur Verfügung gestellt. Ziel dabei war es, die Leitungslängen der Rohsignale, die teilweise im Millivolt-Bereich liegen und damit sehr anfällig gegen äußere Störeinflüsse sind, möglichst kurz zu halten. Andererseits unterliegen so aber die Messverstärker einer erhöhten Temperatur- und Schalldruckbelastung durch die unmittelbare Nähe zum Versuchsträger. Diese Belastungen werden durch geschlossene 19"-Messschränke mit temperaturgeregelter Belüftung gering gehalten.

Den Großteil der über 100 verfügbaren Messparameter bilden Signale von Thermo-Elementen und Drucksensoren, die Informationen über den thermodynamischen Arbeitsprozess des Triebwerks liefern (vgl. Bild 2.6). Dazu kommen weitere Triebwerksgrößen, wie Drehzahl, Drehmoment und Brennstoffmassenstrom sowie Parameter zur Überwachung der Prüfstandsinfrastruktur die den Kühlwasserkreislauf und die Luftzufuhr umfassen.

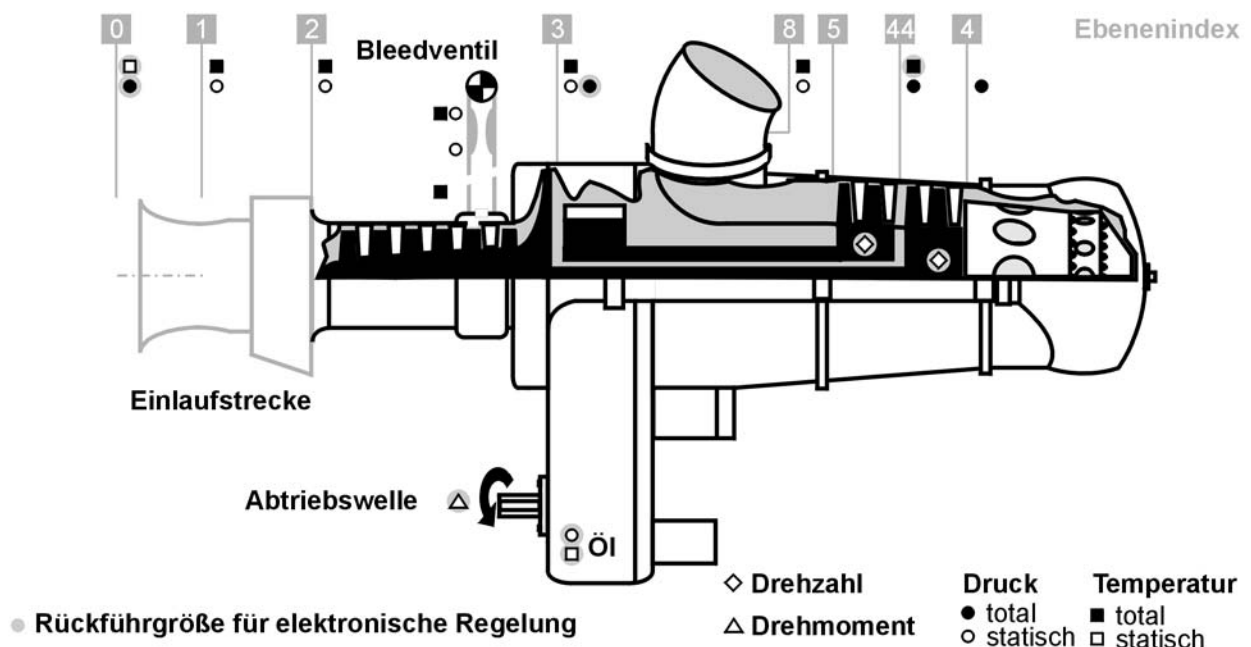


BILD 2.6: INSTRUMENTIERUNG DES VERWENDETEN VERSUCHSTRÄGERS MIT REGLERINSTRUMENTIERUNG

Die aufbereiteten und verstärkten Signale stehen in der Messwarte an Verteilerleisten zur Verfügung, wo die jeweiligen Nutzer angeschlossen werden können. Dabei handelt es sich um die fest installierte Prüfstandsüberwachung und die A/D-Wandler der verschiedenen Messsysteme.

Ein festverdrahtetes Sicherheitssystem überwacht wesentliche Triebwerksgrößen wie die Turbinen-Austrittstemperatur, das Lastmoment oder die Wellerdrehzahlen und löst im Falle des Überschreitens der Grenzwerte eine Notabschaltung des Brennstoffsystems aus (siehe Kapitel 2.2.2), was zu einem sofortigen Abstellen des Triebwerks führt. Als Grenzwerte sind hierzu die vom Triebwerkshersteller angegebenen Limits für den transienten Betrieb eingestellt [All73].

Das Mesdatenerfassungssystem basiert auf einem VME-Bus-Echtzeitsystem mit entsprechenden A/D-Wandler- und Multiplexerkarten. Insgesamt sind drei Messsysteme mit separater Hardware vorhanden:

- Ein kontinuierliches Messsystem zur Überwachung und Messung stationärer Betriebspunkte mit hoher Genauigkeit und geringer zeitlicher Auflösung (*CDAS - Continuous Data Acquisition System* und *SDAS - Steady state Data Acquisition System*).
- Ein Schnellmesssystem mit bis zu 200 kHz Summenabtastrate zur Messung transienter Vorgänge (*DDAS - Dynamic Data Acquisition System*).
- Das Messsystem des digitalen Triebwerksreglers mit separater Hardware, das in Kapitel 2.3.3 beschrieben ist.

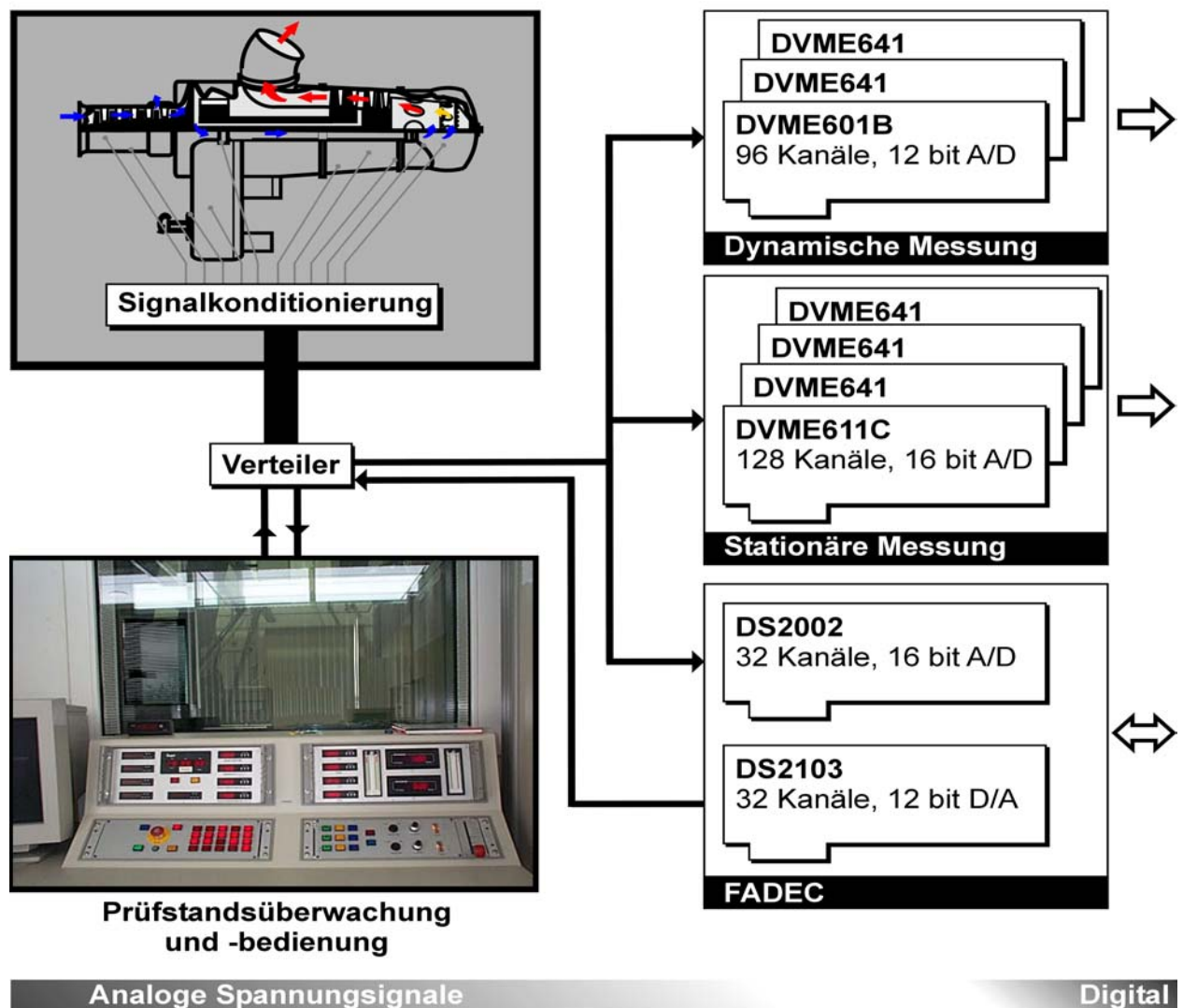


BILD 2.7: ÜBERSICHT DER VERWENDETEN MESSTECHNIK AM PRÜFSTAND MIT FAHRPULT UND HARDWARE DER VERSCHIEDENEN DATENERFASSUNGSSYSTEME

Zur Ansteuerung und Verwaltung sind neben den erwähnten Messkarten noch eine VME 2486-PC-Karte sowie drei Motorola Karten der 68000-Reihe (MVME 133, 147, 165) vorhanden, die über gemeinsam genutzte Speicherbereiche, als *DPR - Dual Ported RAM* bezeichnet, kommunizieren können.

### 2.3.2 Softwareumgebung

Ziel der Softwareentwicklung bei dem Prüfstands Aufbau war es, eine integrierte Software- und Hardware-Umgebung zu schaffen, die eine effiziente Erfassung, Verwaltung, Darstellung und Analyse der Versuchsdaten ermöglicht. Um dieses Ziel zu erreichen, wurden folgende Komponenten festgelegt, die ausschließlich Verwendung finden sollten:

- WindowsNT wurde als Betriebssystem gewählt, um das existierende Netzwerk nutzen zu können.
- MATLAB dient als Standardsoftware zur Datenauswertung und für die Reglerentwicklung [Mat99].
- LabVIEW kommt für die echtzeitnahe Darstellung von Messdaten während des Versuchs zum Einsatz.

Kernstück der Messdatenerfassung ist ein Serverprogramm, das auf einem VME 2486-Einschub-PC läuft. Die Aufgabe dieses Programms ist es, die einzelnen Messsysteme zu verwalten, die Messdaten in physikalische Daten umzuwandeln und eine TCP/IP-Verbindung für Clients bereit zu stellen. Dazu wurde ein Protokoll entwickelt, mit dem alle Messfunktionen von jedem über Netzwerk verbundenen Arbeitsplatzrechner aus gesteuert werden können. Zur Benutzung dieses Protokolls wurden Interfaces für MATLAB, LabVIEW und C/C++ entwickelt. Das vorhandene Netzwerk mit einer Bandbreite von 100 Mbit/s ermöglicht eine störungsfreie Übertragung der Daten in nahezu Echtzeit bei relativ geringer Rechenzeitbeanspruchung der Server und Client-Prozessoren.

Die kontinuierliche und die stationäre Messdatenerfassung benutzen eine gemeinsame Hardware. Die A/D-Wandler- und Multiplexerkarten (VME 611 bzw. VME 641) werden von einem C-Programm auf der MVME-165 CPU angesteuert. Die gesammelten Daten werden in einem *swinging*-Buffer im DPR-Speicher des VME-Bus abgelegt und dort von dem Serverprogramm auf Festplatte gespeichert.

Das dynamische Messsystem verfügt über eine VME 601-Wandlerkarten, die als intelligentes System mit einer eigenen CPU ausgerüstet ist. Die Programmierung der Karte erfolgt durch das Serverprogramm und stellt umfangreiche Messfunktionen wie verschiedene Trigger- und Pretrigger-Modi zur Verfügung.

Sämtliche Kalibrierinformationen und Kanaluordnungen sind in einer zentralen Datenbank gespeichert und werden automatisch bei Versuchsbeginn von dem Serverprogramm verwendet. Eine Aktualisierung der Daten ist auch bei laufendem Versuch möglich.

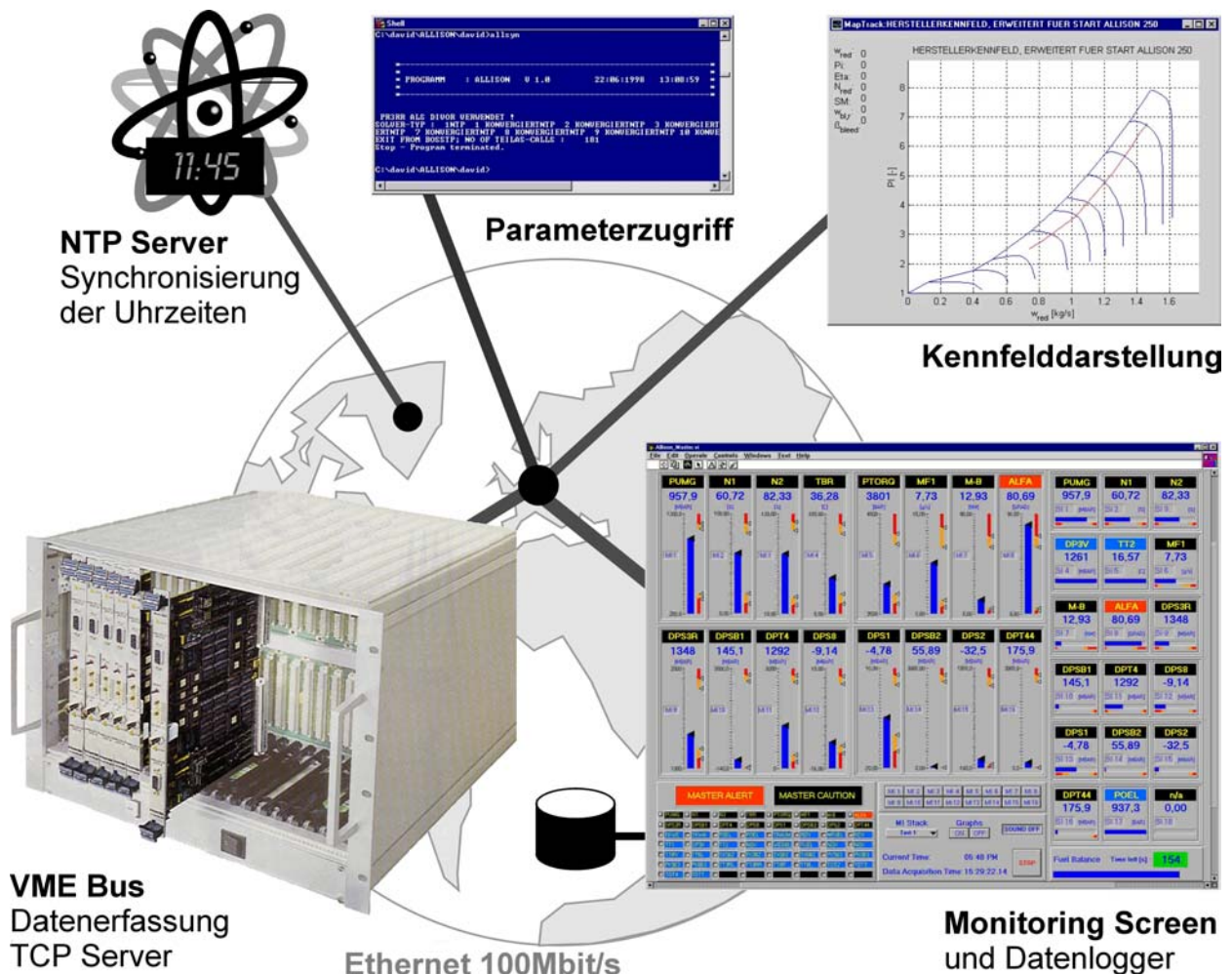


BILD 2.8: ÜBERSICHT DER TCP/IP-BASIEREN SOFTWAREUMGEBUNG ZUR ÜBERWACHUNG DES VERSUCHSTRÄGERS UND ZUR DATENERFASSUNG

Durch die TCP/IP-Schnittstelle des Serverprogramms ist es möglich, verschiedene Darstellungsprogramme echtzeitnah zu betreiben. Da die verschiedenen Anwendungen, welche aktuelle Messdaten verwenden, teilweise auch Dateien erzeugen, ist es wichtig, dass alle Uhrzeiten der eingesetzten Rechner untereinander synchronisiert sind. Dies wird durch einen Abgleich der Uhrzeit mit der genauen UTC-Zeit eines NTP-Servers (*Network Time Protocol*) vor Versuchsbeginn erreicht [Mil93].

Weitere zentrale Bestandteile der Umgebung sind Anwendungen, die bei jedem Versuchslauf zum Einsatz kommen:

- Ein Online-Monitoring-Screen, der eine Auswahl von Messgrößen grafisch kontinuierlich in Form von Skalendiagrammen oder Verlaufskurven darstellen kann [Hin97]. Die in LabVIEW realisierte Anwendung erreicht eine Darstellungsrate von ca. 5 Hz. Sämtliche Messgrößen sind mit Warn- und Alarmgrenzen versehen, die bei Unter- oder Überschreiten der Schwellwerte optische und akustische Warnungen auslösen. Dadurch ist es möglich alle Messgrößen zu überwachen und z.B. den Ausfall einzelner Systeme sofort zu registrieren. Durch die Wahl geeigneter Grenzwerte für sicherheitsrelevante Messparameter kann so eine rechtzeitige Warnung erfolgen, bevor die Sicherheitslogik eine Notabschaltung des Triebwerks

vornimmt. Zusätzlich integriert ist ein Daten-Logger, der sämtliche Messwerte mit einer Rate von 1 Hz in eine Datei protokolliert. Die Protokolldatei liegt als tabellarische Textdatei und im MATLAB-Datenformat vor und wird zur statistischen Aufbereitung und Dokumentation der Versuchsläufe verwendet. Von besonderem Interesse sind dabei die Triebwerkslaufzeit, die Spitzenwerte der Prozesstemperaturen und die während des Versuchs aufgetretenen Maximaldrehzahlen und Spitzendrücke.

- Eine MATLAB-Anwendung führt kontinuierlich eine vereinfachte thermodynamische Kreisprozessrechnung durch und stellt die Ergebnisse graphisch dar. Besonders die Darstellung des aktuellen Arbeitspunktes im Verdichterkennfeld und die Anzeige der aktuellen Komponentenwirkungsgrade ermöglicht eine schnelle Beurteilung des Triebwerkszustandes.
- Der Zugriff auf einzelne Messgrößen ist jederzeit von allen Arbeitsplatzrechnern mit Netzwerkanschluss in nahezu Echtzeit möglich.

### 2.3.3 Entwicklungsumgebung für den digitalen Regler

Der Beginn der Entwicklung des digitalen Reglers [Aue95] wurde mit zusätzlicher, in das VME-Bussystem integrierter Hardware durchgeführt. Die Regelalgorithmen wurden unter dem Echtzeit-Betriebssystem OS9 V2.3 in C entwickelt und mit einem auf einem separaten Simulationsrechner betriebenen Prüfstandssimulator validiert. Die Bedienung des Reglers während eines Versuchs erfolgte über eine alphanumerische Benutzeroberfläche, die zwar eine Änderung von Sollwerten im Versuchslauf ermöglichte, dafür aber eine zusätzliche CPU-Karte benötigte. Damit war der Grundstein für ein Experimental-FADEC-System gelegt. Allerdings zeigte sich, dass die laufende Funktionserweiterung der Triebwerksregelung eine deutliche Komplexitätszunahme in der Entwicklungsphase bedingte und außerdem die Leistungsgrenze der Hardware erreicht war. Durch die Aufrüstung auf leistungsfähigere CPUs hätte hier zwar kurzfristig Abhilfe geschaffen werden können, jedoch erschien das einst gewählte Konzept nicht mehr zeitgemäß; insbesondere die fehlenden Möglichkeiten zur Aufzeichnung und Änderung interner Reglerparameter während des Versuchslaufs und die aufwendige Programmierung in C, und damit die implizite Gefahr von Programmierfehlern, verlängerten die Entwicklungszyklen auf ein nicht mehr annehmbares Maß.

#### ***Rapid Control Prototyping (RCP)***

Rapid Prototyping bezeichnet im weiteren Sinne alle Strategien, die es ermöglichen Entwicklungsprozesse von Produkten zu beschleunigen [Geb96]. In der Produktionstechnik verbindet man Rapid Prototyping hauptsächlich mit Verfahren, die auf Basis von digitalen Zeichnungsdaten dreidimensionale, physikalische Modelle erzeugen können. In der Softwareentwicklung angewandt, beinhaltet Rapid Prototyping primär die systematische Anwendung von Entwicklungswerkzeugen und -strategien.

Die Prinzipien des Rapid Prototyping übertragen auf den Entwicklungsprozess von elektronischen Steuer- und Regelsystemen bilden das sog. Rapid Control Prototyping. Dabei gilt es die einzelnen Entwicklungsschritte (Bild 2.9) selbst effizient zu gestalten. Durch die Verwendung von leistungsfähigen Analyse-Tools ist es möglich den Aufwand

für die Transition zwischen den verschiedenen Entwicklungsphasen, die in Entwurf, Offline-Test und Portierung auf Zielhardware unterteilt sind, so gering wie möglich zu halten. Ein wesentlicher Aspekt dabei ist der Verzicht auf die manuelle Erstellung von systemspezifischen Computercodes durch den Einsatz von automatischen Codegeneratoren, dem sog. Autocoding [Rei99].

Für die Entwicklung sicherheitsrelevanter Steuerungen, zu denen Triebwerksregler auf jeden Fall gezählt werden müssen, gelten dabei strengere Maßstäbe als zum Beispiel in manchen Bereichen der Automobiltechnik, in der Rapid Control Prototyping teilweise schon standardmäßig eingesetzt wird. Vorschriften für Softwareentwicklung in der Luftfahrt sind in dem DO-178B-Standard zusammengefasst [Rtc92]. In letzter Zeit kommen zunehmend Codegeneratoren auf den Markt, die einen Code erzeugen, der mit diesem Standard konform ist und damit nach FAA-Standard zertifizierbar ist [Aws99]. Unterstützt wird dieser Trend durch die nach wie vor zunehmende Leistungsfähigkeit der elektronischen Bauteile aus der zivilen Computer- und Kommunikationsbranche, die verstärkt in der Luft- und Raumfahrt eingesetzt werden [Con00].

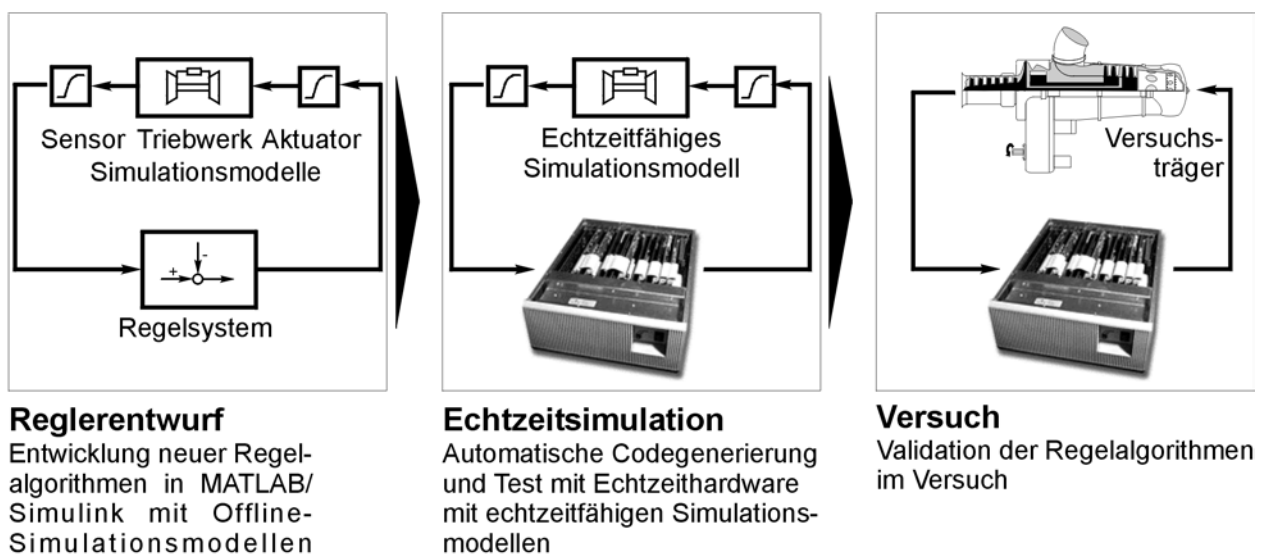


BILD 2.9: ENTWICKLUNGSSCHRITTE IN DER AUSLEGUNG VON TRIEBWERKSREGLERN BEI VERWENDUNG EINER RAPID CONTROL PROTOTYPING UMGEBUNG [KRE00]

Ziel der hier betriebenen Reglerentwicklung ist dabei weniger eine zertifizierbare, flugtaugliche Software für den Triebwerksregler zu erstellen, sondern primär die möglichst schnelle Realisierbarkeit neuer Regelkonzepte und -funktionen auf einem Prüfstand. Auch hier können durch den Einsatz von Rapid Control Prototyping wesentliche Reduzierungen in der Entwicklungszeit realisiert werden. Im Vordergrund stehen dabei die an das *Hardware-In-the-Loop*-Konzept (HIL) angelehnten Echtzeit-Simulationsmöglichkeiten, so dass ein wesentliches Kriterium für die Auswahl eines RCP-Systems die Rechenleistung der Echtzeithardware darstellt, welche die tatsächlich für ein Serienteil benötigte Rechenleistung um ein Vielfaches übersteigen sollte.

Bei der RCP-Umgebung fiel die Wahl auf das *TDE - Total Development Environment* Konzept der Firma dSPACE [Han95], [Sch98]. Das System vereint eine leistungsstarke Echtzeit-Hardware und Software, die auf MATLAB/Simulink aufbaut. Die Echtzeit-

Hardware besteht im wesentlichen aus einem Doppel-Prozessor-System und I/O-Funktionskarten. Bei den Prozessoren handelt es sich um ein autarkes System, das mit dem Host-PC, einem Standard-PC der Pentium-Klasse, verbunden ist. Technisch sind sowohl die Prozessor- als auch die I/O-Karten als ISA-Steckkarten ausgeführt. Sie sind in einem extra Gehäuse mit separater Kühlung und Spannungsversorgung untergebracht, das über einen Bus-Extender mit dem Host-PC verbunden ist. Die Kommunikation zwischen den Prozessorkarten und dem Host-PC erfolgt über einen reservierten und als DPR freigegebenen Teil des Hauptspeichers des Host-PCs. Die Komponenten der Echtzeit-Hardware kommunizieren über einen separaten, firmenspezifischen *PHS-Bus (Peripheral High Speed-Bus)* untereinander und belasten so den Host-PC nicht. Insgesamt sind folgende Komponenten des Echtzeitsystems installiert:

- DS1003: Prozessorkarte, bestückt mit einem Texas Instruments TMS320C40-DSP, deren Systemarchitektur hauptsächlich für den schnellen Datenaustausch per DPR und das Ansprechen der A/D- und D/A-Wandler ausgelegt ist.
- DS1004: Prozessorkarte, ausgerüstet mit einer Alpha AXP21164 RISC-CPU von DEC. Diese CPU verfügt über eine sehr hohe numerische Rechenleistung und ist zur Abarbeitung der Regelalgorithmen vorgesehen.
- DS2002: 32-kanalige A/D-Wandlerkarte mit 16 Bit Auflösung und einer Summenabtastrate von 200 kHz zur Rückführung der Informationen für den Regler.
- DS2103: 32-kanalige DA-Wandlerkarte mit 12 Bit Auflösung zum Ansprechen der Triebwerksstellglieder.
- DS811/812: Bus-Extender zur Verbindung mit Host-PC.

Im Bereich der Software wurde die Rapid Prototyping Philosophie konsequent umgesetzt. Insbesondere die graphische Reglerentwicklung in Simulink bietet das Potenzial für erheblich verkürzte Entwicklungszeiten. Durch die automatische Codegenerierung mittels *Real-Time-Workshop* und den darauf aufbauenden dSPACE-Routinen entfällt jeglicher manueller Programmieraufwand [Rtw99].

Zur Erzeugung einer echtzeitfähigen Anwendung müssen gegenüber dem Offline-Simulationsmodell lediglich Funktionsblöcke für A/D- bzw. D/A-Wandler gegen die Simulationsmodelle ausgetauscht werden. Die Zuordnung der Algorithmen zu den einzelnen CPUs erfolgt durch Platzieren der Funktionsblöcke in den Teilmodellen der jeweiligen CPUs.

Die Codegenerierung wird auf Tastendruck durch Start eines Makros ausgelöst und geschieht ohne jeglichen Eingriff des Bedieners. Das *Real-Time Interface RTI* von dSPACE teilt das Simulink-Modell zunächst in Teilmodelle auf, die den jeweiligen CPUs zugeordnet werden und stellt die externen Verbindungen zwischen den Modellen her. Der *Real-Time Workshop*, eine Toolbox-Erweiterung von MATLAB, beginnt dann, für jedes Teilmodell getrennt, aus den graphischen Teilmodellen ANSI kompatiblen C-Code zu generieren.

Der erzeugte Quellcode wird von einem Postprozessor des *RTI* weiterbearbeitet, im wesentlichen werden Hardware-spezifische Routinen integriert und eine Optimierung in Bezug auf Rechenzeit vorgenommen. Mit Hilfe von Crosscompilern werden auf dem Host-PC die Binärcodes für die jeweiligen Zielplattformen gebildet. Abschließend übernimmt ein *loader*-Programm den Transfer der Codes in den Speicher der Echtzeithardware, startet die Anwendung und führt einen Funktionstest durch, der hauptsächlich das Einhalten der spezifizierten Taktraten überprüft und illegale Fließkommaoperationen, wie eine Division durch Null, aufspürt.

Zur Überwachung und Steuerung der Echtzeitanwendung sind zwei Anwendungen Teil der RCP-Umgebung:

- Die grafische Bedienoberfläche *COCKPIT* dient mit Ausgabeelementen zur Anzeige reglerinterner Parameter und als Eingabemöglichkeit zur Steuerung des Versuchsablaufs. Allerdings sind nur reine I/O-Funktionen mit *COCKPIT* möglich, so dass komplexere Eingaben, wie die gleichzeitige oder zeitabhängige Änderung mehrerer Parameter, durch entsprechende Funktionen in der Software berücksichtigt werden müssen. Um dadurch nicht die Flexibilität und Struktur der eigentlichen Regelgesetze zu beeinflussen, werden solche Funktionen grundsätzlich auf der für I/O-Operationen vorgesehenen C40-DSP-CPU platziert.
- Zur Datenaufzeichnung steht das Erfassungsprogramm *TRACE* zur Verfügung. Damit kann jeder beliebige Ausgang indem der Echtzeitanwendung zugrunde liegenden Blockschaltbild aufgezeichnet und angezeigt werden. Durch die relativ geringe Bandbreite des ISA-Busses des Host-PC sind kontinuierliche Aufzeichnungen (*streaming*) nur bei geringen Abtastraten möglich. In der Regel wird nur eine Aufzeichnung für eine kürzere Zeitspanne gefordert, so dass die Daten in dem lokalen Speicher der Echtzeitprozessoren zwischengespeichert werden können.

Bei der Umstellung auf das RCP-System wurde zunächst der komplette C-Code in ein graphisches Simulink Modell umgesetzt und mit Daten aus vergangenen Versuchen offline validiert. Danach wurden die zur Versuchssteuerung notwendigen Funktionen, wie variable Sollwertvorgaben und Umschaltlogiken für verschiedene Reglermodi integriert und eine graphische Bedienoberfläche erstellt. Die einsatzbereite Echtzeitanwendung wurde während eines Versuchs parallel zu der bisherigen Regelung im offenen Kreis betrieben und die Stellspannungen verglichen. Nachdem dabei keine signifikanten Abweichungen festgestellt wurden, erfolgte die Inbetriebnahme des Experimental-FADEC-Systems [Pre97].



### 3. SIMULATIONSTECHNIKEN

Eine Simulation des Betriebs von Gasturbinen wird von verschiedenen Seiten gefordert. Triebwerkshersteller nutzen bereits in der Vorauslegungsphase der Entwicklung neuer Triebwerkstypen sehr komplexe, meist iterative Leistungsrechnungsprogramme, mit denen die thermodynamischen Eckdaten des Arbeitsprozesses festgelegt werden. Die Ergebnisse dieser Leistungsrechnung, bei der die verschiedenen Triebwerkskomponenten pauschal durch wesentliche Parameter erfasst werden, bilden die Grundlage für die folgende Detailkonstruktion der verschiedenen Baugruppen.

Um den kompletten Betriebsbereich der Triebwerke zu erfassen und auch das dynamische Verhalten abbilden zu können, werden instationäre Effekte wie Wärmeübergänge und Gasaufstau innerhalb der Triebwerkskomponenten berücksichtigt. Für diesen Grad von Simulationsrechnungen stand erst ab Anfang der siebziger Jahre ausreichend Rechenleistung, damals noch in der Form von Analogrechnern, zur Verfügung [Tho75]. Das Aufkommen von Digitalrechnern und die sich steigernde Rechenleistung neuerer Computer ermöglichten erheblich höhere Detailgrade in der Simulation, so zum Beispiel die Berücksichtigung äußerer Störeinflüsse wie Einlaufstörungen oder Installationseffekte [Ric82]. Die Güte der Simulationsergebnisse hängt zu einem großen Teil von der genauen Kenntnis der Komponentenparameter ab. Diese wiederum stammen aus Versuchsdaten der Triebwerkshersteller und sind in der Regel nicht frei verfügbar. Allerdings sind auch mit kommerziell verfügbaren Programmpaketen, wie beispielsweise *Gasturb* [Kur98], die auf Basis skaliertem Ähnlichkeitskennfelder arbeiten, relativ gute Ergebnisse erzielbar.

Auch für die Auslegung der Triebwerksregelanlage werden Leistungsrechnungsprogramme herangezogen um das dynamische Betriebsverhalten in Form von mathematischen Übertragungsfunktionen abbilden zu können.

Während bei den obengenannten Anwendungsfällen die möglichst exakte numerische Wiedergabe des Betriebsverhaltens gefordert wird, ist für andere Anwendungen vor allem die Echtzeitfähigkeit der Simulationsmodelle entscheidend. Typische Anwendungsbereiche hierzu sind Entwicklungs- und Trainingsflugsimulatoren [Faa94]. Für Diagnose- und Überwachungsalgorithmen innerhalb der Triebwerkselektronik sind Simulationsmodelle unverzichtbare Bestandteile, um nicht, oder nur mit hohem technischem Aufwand, messbare Prozessgrößen identifizieren zu können. Solche Anwendungen sind mit den oben erwähnten Leistungsrechnungsprogrammen allerdings nach heutigem Stand der Technik noch nicht realisierbar, so dass auf vereinfachte Modelle in Form von Funktionsgeneratoren oder Zustandsraummodellen zurückgegriffen werden muss [Hol97]. Die weitere Entwicklung von Rechenleistung und Speicherkapazität, aber auch die Anwendung verbesserter mathematischer Verfahren

wie iterationslose Interpolationsverfahren, lassen den Einsatz von nichtlinearen Leistungsrechnungsprogrammen für *onboard*-Anwendungen in der nahen Zukunft in greifbare Nähe rücken [Kop00]. Ein weiterer Entwicklungstrend ist die Einbettung der Leistungsrechnung in komplexe Simulationsumgebungen als Teil des CAE (*Computer Aided Engineering*), wie zum Beispiel in [Fad00] beschrieben.

Im folgenden wird das Konzept eines auf einem Leistungsrechnungsprogramm aufbauenden echtzeitfähigen Simulationsmodells vorgestellt.

### 3.1 Theoretische Modellbildung

Bei der Leistungssyntheserechnung wird der gasdynamische Prozess der Gasturbinen durch eine eindimensionale Modellierung des Arbeitsmediums und des Kreisprozesses dargestellt. Das stationäre und instationäre Betriebsverhalten wird weitestgehend durch die Wechselwirkung der einzelnen Baugruppen untereinander festgelegt. Für die Modellierung der Komponenten werden je nach Komplexität Ansätze in Form von Kennlinien, Übertragungsfunktionen oder mehrdimensionalen Kennfeldern gemacht, welche die jeweiligen Komponenten charakterisieren. Das Zusammenwirken wird beschrieben durch

- thermodynamische Erhaltungssätze,
- die Anordnung der Bauteile (mechanische Kopplungsbedingungen),
- Stationäre und instationäre thermodynamische Zustandsänderungen in den einzelnen Komponenten und
- Randbedingungen und Betriebsgrenzen.

Das daraus resultierende Simulationssystem ist zu einem hohen Grade nichtlinear und zeitvariant und erfordert iterative Lösungsverfahren.

#### 3.1.1 Beschreibung des Arbeitsmediums

Bei der hier beschriebenen Simulation einer Wellenleistungsgasturbine mit relativ niedrigen Temperatur- und Druckverhältnissen wird ein halbideales Gasmodell verwendet, bei dem das Gas als thermisch ideal und kalorisch real betrachtet wird. Über Polynomansätze wird der Temperaturabhängigkeit der Stoffwerte  $c_p$ ,  $h$  und der Entropiefunktion  $\Psi$  für die einzelnen Bestandteile des Gases Rechnung getragen [Mün77]. Das Arbeitsmedium wird als homogene Mischung von Luft mit anderen Gasen modelliert, im wesentlichen den Produkten der stöchiometrischen Verbrennung und Fremdgasen, die bereits am Verdichtereinlauf vorhanden sind. Bei den Fremdgasen wird davon ausgegangen, dass sie die Verbrennung nicht beeinflussen, so dass für die Stoffwerte des Arbeitsmediums folgender Mischansatz gemacht werden kann:

$$X(T) = \frac{X_L(T) + \sum_i \beta_i \cdot X_i(T)}{1 + \sum_i \beta_i} \quad (3.1)$$

Dabei beschreibt  $X_L(T)$  die temperaturabhängige Stoffgröße für Luft in Normalzusammensetzung und  $X_i(T)$  die für die übrigen Gasarten. Der Parameter  $\beta_i$  gibt den auf Luft bezogenen Massenanteil des Fremdgases an. Weiterhin wird die Feuchtigkeit

der Luft berücksichtigt, wobei allerdings davon ausgegangen wird, dass am Austritt des Hochdruckverdichters der komplette Wasseranteil verdampft ist. Die benötigte Verdampfungsenthalpie wird in der Energiebilanz des Verdichters berücksichtigt [Thi96].

### 3.1.2 Modellierung der Komponenten

Das Verhalten der einzelnen strömungsmechanischen Baugruppen wird durch Kennwerte erfasst, die entlang einer eindimensionalen, mittleren Stromlinie durch das Triebwerk gelten. Soweit möglich wurden die Kennlinien aus experimentell ermittelten Daten gewonnen. Generell werden die Kenndaten in einer machzahlreduzierten Ähnlichkeitsdarstellung aufbereitet.

#### ▪ Einlauf

Die Einlaufstrecke wird als adiabate Kanalströmung mit Totaldruckverlust modelliert. Als Bezugsgrößen dienen der Umgebungsdruck und der Totaldruck unmittelbar vor dem Verdichtereintritt:

$$\Pi_E = \frac{p_{t2}}{p_{t0}}. \quad (3.2)$$

Der Verlauf dieses Koeffizienten ist durch eine vom Eintrittsmassenstrom abhängige Kennlinie wiedergegeben. Durch die Massenstrombestimmung mittels Venturidüse und die lange Einlaufstrecke im Prüfraum ergibt sich bei Vollast ein ungewöhnlich hoher Druckverlust von annähernd 6 %. Eventuelle Gasspeicher-Effekte innerhalb der Einlaufstrecke sind in der dynamischen Simulation nicht berücksichtigt.

#### ▪ Verdichter

Der Verdichter wird durch ein Ähnlichkeitskennfeld dargestellt. Dabei sind für verschiedene Linien konstanter, korrigierter Drehzahl  $n_{HD,k}$  der Verlauf des reduzierten Massendurchsatzes  $m_{V,k}$ , das Totaldruckverhältnis  $\Pi_V$  und der isentrope Verdichtereffizienzgrad  $\eta_V$  aufgetragen. Das Kennfeld und die genaue Lage der Pumpgrenze wurden im installierten Zustand unter Verwendung von zusätzlichen Drosselventilen vermessen [Gab98].

Die Berechnung des Zustands der Zapfluft erfolgt durch die Rückrechnung des Zustandes nach der Entnahmeöffnung. Das Kennfeld gilt allerdings nur für eine Bleedluftmassenstromentnahme gemäß der drehzahlabhängigen Kennlinie, da die Bleedluft innerhalb des Verdichters entnommen wird. Für starke Abweichungen von dieser Charakteristik muss der Verdichter ersatzweise durch die Reihenschaltung von zwei Verdichtern oder sogar durch stufenweise Kennfelder modelliert werden [Sch97].

Das dynamische Verhalten des Verdichters wird im wesentlichen durch die Wärmeströme von dem Fluid in das Bauteil oder umgekehrt bestimmt. Dazu können drei separate Wärmeübergangszonen definiert werden (Bild 3.1):

- Nabenbereich mit Scheibe,
- Kanalbereich mit Schaufelung und
- Randbereich mit Gehäuse.

Für jede dieser Zonen können folgende Parameter unabhängig festgelegt werden:

- Materialart,
- Effektive Oberfläche  $A$ ,
- Wärmeübergangskoeffizient  $\alpha$ ,
- Bauteilmasse  $m$  zur Bestimmung der Wärmekapazität und
- Nusselt-Analogie zur Anpassung des Lastbereichs.

Die Berechnung der Wärmeübergänge erfolgt nach dem thermodynamischen Modell der längs angeströmten, ungekühlten Platte, wobei die Strahlungswärme vernachlässigt wird [Fio93].

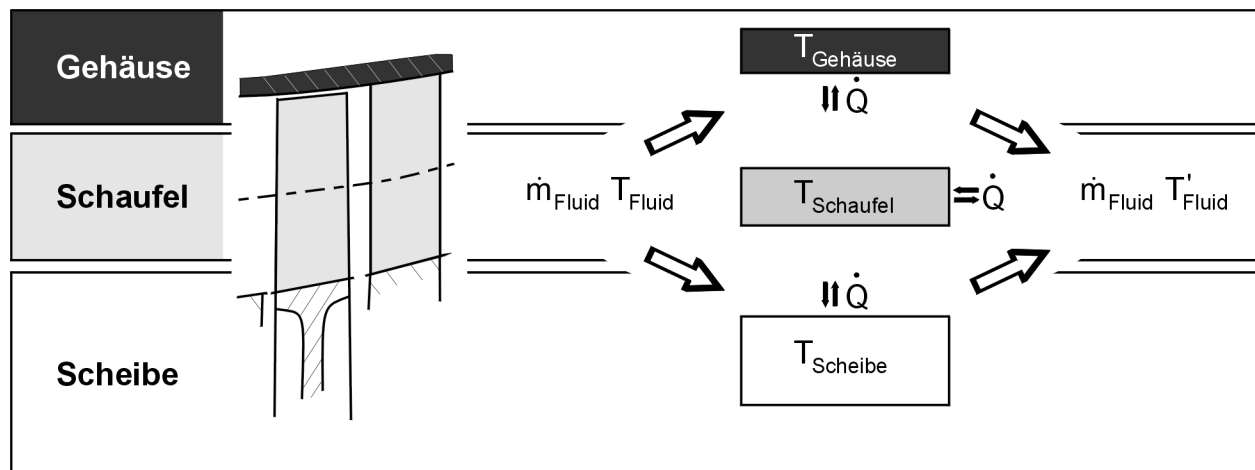


BILD 3.1: MODELLIERUNG DER WÄRMEÜBERGÄNGE AM BEISPIEL EINER VERDICHTERSTUFE MIT EINEM 3-ZONEN-MODELL

#### ▪ Interne Luftführung

Sämtliche internen Luftführungen, wie auch die Luftführungsrohre vom Verdichter zu der Brennkammer und das Abgasgehäuse sind als adiabate Kanalströmungen mit entsprechenden Totaldruckverlusten modelliert.

### ▪ Brennkammer

Die Brennkammer wird durch einen Druckverlust und den Grad der Brennstoffnutzung charakterisiert. Während der Totaldruckverlust vom Lastzustand relativ unabhängig mit

$$\Pi_{\text{BK}} = \frac{p_{t4}}{p_{t31}} = 0,98 \quad (3.3)$$

angenommen werden kann, variiert der Ausbrenngrad wesentlich stärker. Über eine experimentelle Abgasanalyse konnte die Abhängigkeit ermittelt [Men89] und in Form einer halbempirischen Beziehung dargestellt werden:

$$\eta_{\text{BK}} = f \left( \frac{p_{t3}^{1,8} \cdot e^{\frac{T_{t3}}{300}}}{\dot{m}_3} \right). \quad (3.4)$$

Zur Modellierung der Wärmeübergänge wird ein 2-Zonen-Modell ähnlich wie bei dem Verdichter verwendet.

### ▪ Turbinen

Analog dem Verdichter können auch die Turbinen in Ähnlichkeitskennfeldern dargestellt werden. Anstelle des Druckverhältnisses wird die reduzierte spezifische Enthalpie  $\Delta h_{t,\text{red}}$  aufgetragen. Während das Kennfeld für die Niederdruckturbine experimentell vermessen wurde [Sch92], wird für die Hochdruckturbine ein Kennfeld des Herstellers verwendet. Die Wärmeübergänge zur Beschreibung der dynamischen Abläufe werden analog dem Verdichter abgebildet.

### ▪ Wellen

Die Wellen des Triebwerks werden als starre Verbindungen der Turbokomponenten modelliert. In dem mechanischen Wellenwirkungsgrad werden alle auftretenden nicht-thermodynamischen Verluste wie die Lagerreibung, zusammengefasst. Der Wirkungsgrad ist als Verhältnis der von der Turbine abgegebenen und der vom Verdichter aufgenommenen Leistung definiert. Die Leistung  $P_{\text{Ext}}$  beschreibt Leistungsentnahmen direkt an der Welle, die durch Generator, Schmier- und Brennstoffpumpen erfolgen:

$$\eta_{\text{Welle}} = \frac{P_V + P_{\text{ext}}}{P_T}. \quad (3.5)$$

Für die dynamische Simulation des Betriebsverhaltens werden die polaren Trägheitsmomente der mit der Welle starr verbundenen Turbokomponenten und der Welle selbst pauschal erfasst.

### 3.1.3 Modellierung der Aktuatoren und Störgrößen

Das dynamische Triebwerksverhalten wird neben den Wärmeübergängen und den Rotorträgheiten auch durch das Übertragungsverhalten der Stellglieder am Prüfstands Aufbau bestimmt. Zur numerischen Simulation müssen auch Modelle der Stellglieder integriert werden um eine ausreichende dynamische Genauigkeit zu erzielen. Folgende Systeme werden abgebildet:

#### ▪ Brennstoffzumessventil

Das Stromregelventil der Brennstoffversorgung ist mit einer analogen PID-Regelung versehen um Ansprechverhalten und stationäre Genauigkeit zu verbessern. Das Übertragungsverhalten lässt sich durch ein Modell 1. Ordnung mit Totzeit annähern [Aue95]

$$F(s) = \frac{1}{(1 + T_s)} e^{-T_t s}, \text{ mit } T=19.7 \text{ ms und } T_t=6.0 \text{ ms.} \quad (3.6)$$

#### ▪ Bleedluftventil

Das Bleedventil verfügt über eine sehr hohe Stelldynamik und hat weitreichenden Einfluss auf das Triebwerksverhalten. Da eine instationäre Modellierung der Effekte der Luftabbläsung sehr komplex ist, wird hier lediglich das stationäre Kennfeld des elektronischen Bleedventils in Form des Zusammenhangs von Ventilöffnungsfläche und korrigierter Verdichterdrehzahl berücksichtigt [Sch97].

#### ▪ Wirbelstrombremse

Die Entnahme der Nutzleistung erfolgt, wie in Kapitel 2.2.1 beschrieben, mittels einer Wirbelstrombremse. Das Verhalten der Bremse bestimmt die Drehzahl der Abtriebswelle, und hat somit auch Rückwirkung auf das Triebwerksverhalten. Das Übertragungsverhalten der Wirbelstrombremse lässt sich mit einem Modell 2. Ordnung mit entsprechender Totzeit erfassen. Die identifizierten Zeitkonstanten variieren aber stark über den Einsatzbereich der Bremse, so dass eine Parameternachführung in Abhängigkeit des Lastmomentes notwendig wird [Aue95]:

$$F(s) = \frac{1 + T_d s}{(1 + T_1 s) \cdot (1 + T_2 s)} e^{-T_t s}, \text{ mit } T_t, T_d, T_1 \text{ und } T_2=f(F). \quad (3.7)$$

Die Drehzahl der Abtriebskomponenten wird durch die Integration der Bilanz von der Bremse aufgenommenem und vom Triebwerk gelieferten Wellenmoment bestimmt:

$$\omega_{ND}(t) = \int_{\tau=0}^t \frac{M_{TW} - M_{BR}}{\Theta_{BR}} d\tau \quad (3.8)$$

Die Drehzahl der Abtriebswelle wird für das Triebwerk als externe Störgröße betrachtet.

### 3.2 Simulations- und Auslegungsverfahren PSSD

Zur Leistungsrechnung wird das Synthesemodul des Vorauslegungskonzeptes PSSD - *Propulsion System Simulation and Design* (Bild 3.2) [Kop00]. Dieses wurde für die speziellen Anforderungen bei einer Verwendung zur Nachrechnung von Messergebnissen angepasst. Das Programmsystem wurde um folgende Module erweitert:

- Eine Graphische Oberfläche zur einfachen Bedienung des Programms [Wei99],
- die Berücksichtigung der Messtechnik, so zum Beispiel die Berechnung von Messtemperaturen mittels inverser Recovery-Korrektur,
- eine Datenausgabe in MATLAB-kompatiblem Format,
- eine TCP/IP-Schnittstelle mit Verwendung des in Kapitel 2.3.2 beschriebenen Protokolls und
- durch Anpassung des Iterationsverfahrens für möglichst schnelles und stabiles Konvergenzverhalten.

Für die Echtzeitsimulation des Triebwerksverhaltens finden lineare Zustandsraummodelle Verwendung, deren Systemmatrizen durch eine integrierte Linearisierungsfunktion von PSSD generiert werden.

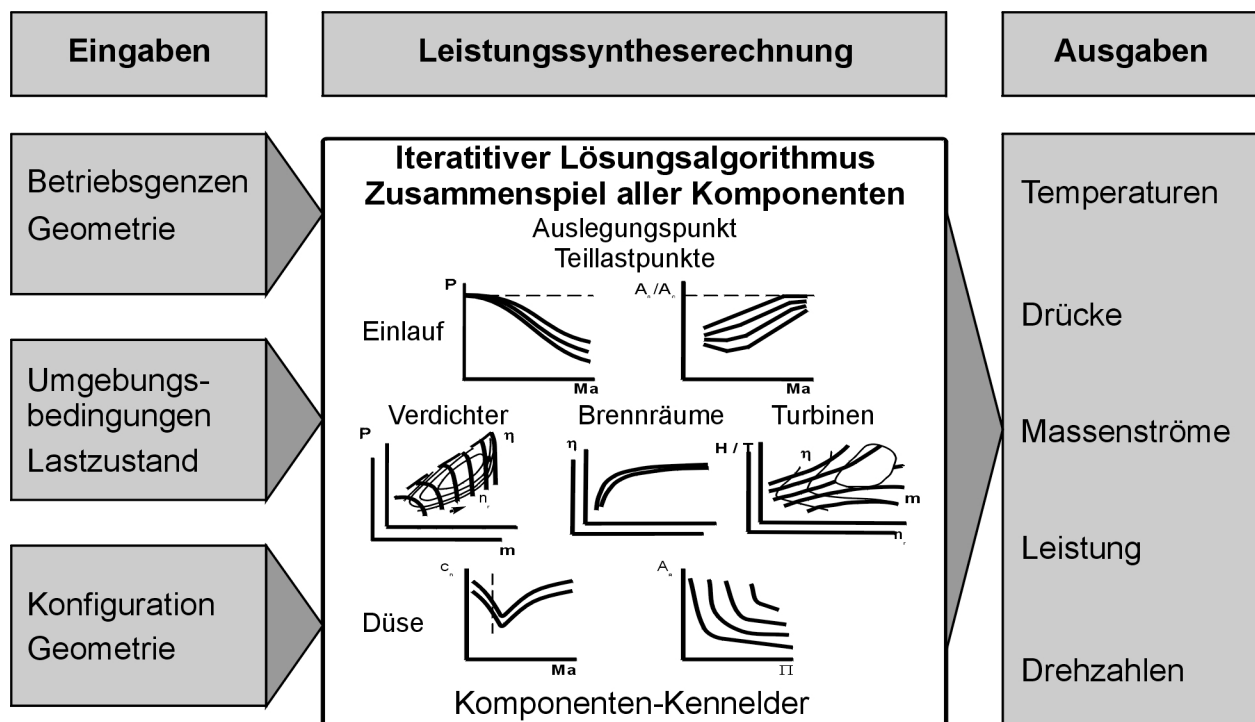


BILD 3.2: SCHEMATISCHER AUFBAU DES LEISTUNGSSYNTHESEPROGRAMMS VON PSSD [Hol97]

### 3.3 Lineare Zustandsraummodelle

Bei der Zustandsraummodellierung wird versucht für komplexe nichtlineare Systeme den Zusammenhang zwischen Systemein- und -ausgängen mittels linearer Differentialgleichungen darzustellen [Föl82].

#### 3.3.1 Systemtheoretische Darstellung

Das Systemverhalten wird durch folgendes nichtlineares, zeitinvariantes Differentialgleichungssystem beschrieben:

$$\dot{X} = f(X,U), \quad (3.9)$$

$$Y = g(X,U). \quad (3.10)$$

Der Zustandsvektor  $X$  beinhaltet als Zustandsgrößen die modellierten Energiespeicher des Systems. In dem Eingangsvektor  $U$  sind alle auf das System wirkenden Stör- und Stellgrößen zusammengefasst. Der Ergebnisvektor  $Y$  enthält diejenigen Triebwerksparameter, die mittels der Simulation dargestellt werden sollen und kann weitestgehend frei gewählt werden. Modelliert man den Versuchsträger genau, so würde dies zu einem Zustandsraummodell 22. Ordnung führen. Bei diesem Umfang des Modells kommt man allerdings schon in die Nähe des Rechenzeit- und Speicherkapazitätsbedarfs eines Leistungssynthesemodells, so dass im Sinne der Anwendung eine Modellreduktion angebracht erscheint. Betrachtet man die verschiedenen Energiespeicher des Systems, so erkennt man, dass eine sehr große Differenz zwischen den Zeitkonstanten für Bauteiltemperaturen und Wellendrehzahlen einerseits und Gasspeichereffekten andererseits existiert. Durch Vernachlässigung der Gasspeichereffekte kann das Modell also wesentlich vereinfacht werden, ohne bei den insbesondere für die Regelung geforderten Zeitschrittweiten größere Einbußen in der Simulationsgenauigkeit in Kauf nehmen zu müssen. Entsprechend dieser Überlegungen wurde ein Zustandsraummodell 5. Ordnung gebildet, bei dem als Zustände die Wellendrehzahlen und ausgewählte Bauteiltemperaturen berücksichtigt werden. Tabelle 3.1 stellt die verschiedenen Vektoren für das ausgeführte Modell dar, bei den Ausgangsgrößen  $Y$  wird die serienmäßige Instrumentierung nachgebildet.

Zustände X	Eingänge U	Ausgänge Y
Wellendrehzahl $n_{HD}$	Brennstoffmassenstrom $m_{Br}$	Wellendrehzahl $n_{HD}$
Materialtemperatur $T_{Verdicher}$	Wellendrehzahl $n_{ND}$	Wellendrehzahl $n_{ND}$
Materialtemperatur $T_{Brennkammer}$	Customer Bleed $m_{bleed,customer}$	Nutzleistung $P$
Materialtemperatur $T_{Turbine, HD}$		Verdichteraustrittsdruck $p_v$
Materialtemperatur $T_{Turbine, ND}$		Turbinenaustrittstemperatur $T_{44}$

TABELLE 3.1: GRÖßEN DES ZUSTANDSRAUMMODELLS 5. ORDNUNG



Eine explizite Darstellung des mit den Gleichungen (3.9) und (3.10) beschriebenen Systems ist in analytischer Form in der Praxis nicht durchführbar. Betrachtet man das Verhalten des Systems lediglich in der Nähe eines stationären Betriebspunkts, auch als Ruhepunkt  $X_R$ ,  $Y_R$  und  $U_R$  bezeichnet, so kann das Gleichungssystem linearisiert werden. Das Systemverhalten wird dann mit den linearisierten Systemgleichungen

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}, \quad (3.11)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \quad (3.12)$$

beschrieben, wobei  $\mathbf{x}$ ,  $\mathbf{y}$  und  $\mathbf{u}$  jeweils die Abweichung aus der Ruhelage  $R$  bezeichnen:

$$\mathbf{x} = \mathbf{X} - \mathbf{X}_R,$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Y} - \mathbf{Y}_R, \quad (3.12)$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{U} - \mathbf{U}_R.$$

Die Systemmatrizen  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$ ,  $\mathbf{C}$  und  $\mathbf{D}$  ergeben sich formal durch Differenziation der Systemgleichungen (3.9) und (3.10) und werden bezeichnet als

$$\text{Systemmatrix} \quad \mathbf{A} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_R, \quad (3.13)$$

$$\text{Eingangsmatrix} \quad \mathbf{B} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{u}} \right|_R, \quad (3.14)$$

$$\text{Ausgangsmatrix} \quad \mathbf{C} = \left. \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \mathbf{x}} \right|_R, \quad (3.15)$$

$$\text{Durchgangsmatrix} \quad \mathbf{D} = \left. \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \mathbf{u}} \right|_R. \quad (3.16)$$

Für die Ermittlung der Koeffizienten der Systemmatrizen stehen grundsätzlich zwei Alternativen zur Wahl:

#### ▪ Experimentelle Ermittlung

Durch Analyse der Ein- und Ausgangsdaten mit Parameterschätzfiltern können die einzelnen Koeffizienten bestimmt werden. Der hierfür erforderliche Aufwand ist allerdings beträchtlich und selbst die umfangreiche Instrumentierung des Versuchstriebwerks reicht noch nicht aus um ein Modell 5. Ordnung komplett identifizieren zu können [Aue95].

#### ▪ Theoretische Ermittlung

Eine analytische Differenziation der Systemgleichungen scheitert in der Regel daran, dass diese aufgrund ihrer Komplexität nicht explizit dargestellt werden können. Eine Lösungsmöglichkeit ist die numerische Linearisierung des nicht linearen Triebwerkmodells. Dazu ist in dem Leistungssyntheseprogramm von PSSD ein entsprechendes Modul integriert, das die benötigten Systemmatrizen für das simulierte Triebwerk automatisch erstellt. Die Funktionsweise der Linearisierungsroutinen und die Integration in das Leistungsrechnungsprogramm ist in [Arb96] ausführlich beschrieben. Die Systemmatrizen des Zustandsraummodells können zum Beispiel in MATLAB

diskretisiert werden, um in einem zeitdiskreten, digitalen Simulationsprogramm Verwendung zu finden.

### 3.3.2 Quasinichtlineare Zustandsraummodelle

Wie in Kapitel 3.3.1 beschrieben wird das Zustandsraummodell durch Linearisierung um einen Ruhepunkt  $R$  erhalten. Damit ist die Gültigkeit des Modells auf einen Bereich beschränkt, in dem das Systemverhalten linear ist. Je weiter man sich von dem Linearisierungspunkt entfernt, umso ungenauer wird die Simulation. Da Fluggasturbinen ein stark nichtlineares Verhalten über ihren Arbeitsbereich aufweisen, ist die Erstellung eines gültigen, und im Vergleich mit einer nichtlinearen Simulation wie der Leistungssyntheserechnung, übereinstimmenden Zustandsraummodells nur abschnittsweise möglich. Verschärft wird dieses Problem noch dadurch, dass nicht nur das stationäre Leistungsverhalten nichtlinear ist, sondern auch die Triebwerksdynamik stark vom Lastbereich abhängig ist, wobei Fluggasturbinen generell mit wachsendem Lastniveau auch über ein schnelleres Ansprechverhalten verfügen.

Um ein für den Einsatzbereich von Leerlauf bis Volllast hinreichend genaues Model verwenden zu können, bieten sich sogenannte quasinichtlineare Zustandsraummodelle an. Hierbei handelt es sich um die Aneinanderreihung linearer Zustandsraummodelle, bei denen die Linearisierung an verschiedenen Ruhepunkten erfolgt. Wie in Bild 3.3 gezeigt, ergibt sich durch die geschickte Wahl der Linearisierungspunkte über den gesamten Simulationsbereich eine relativ gute Genauigkeit. Im Vergleich zu nichtlinearen Simulationsmodellen ist die Rechenzeitersparnis dabei immer noch beträchtlich.

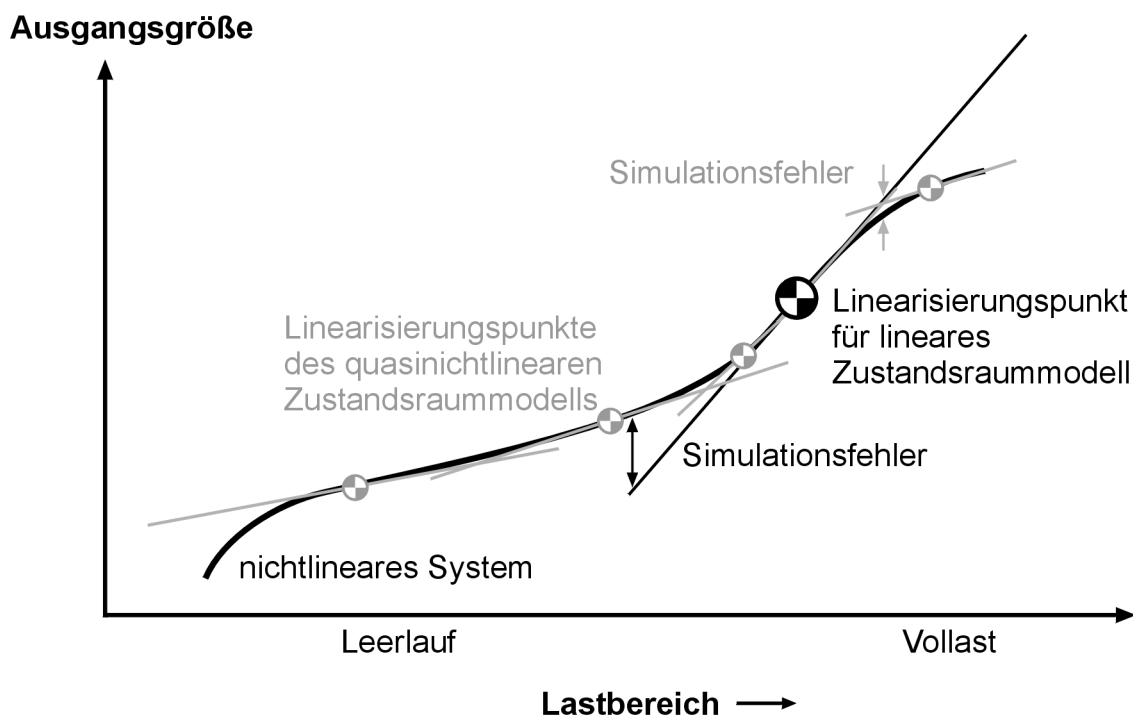


BILD 3.3: PRINZIP DER QUASINICHTLINEAREN ZUSTANDSRAUMMODELLE ZUR MINIMIERUNG DER SIMULATIONSFEHLER DURCH VERWENDUNG VERSCHIEDENER LINEARISIERUNGSPUNKTE

Für das so erweiterte Zustandsraummodell sind die Systemmatrizen **A**, **B**, **C** und **D** somit nicht konstant, sondern bedürfen einer Nachführung über den Lastbereich. Ebenso ist die Nachführung des Ruhezustandes  $R$  in den Auslenkungen  $x$ ,  $y$  und  $u$  zu gewährleisten.

Bei dem hier vorliegenden Triebwerk lässt sich die Abhängigkeit der Parameter vom Lastzustand im wesentlichen auf eine Abhängigkeit von der Gasgeneratordrehzahl  $n_{HD}$  reduzieren, da die Niederdruckturbine aufgrund ihrer Konstruktion als Freifahrtturbine nur geringe Rückwirkungen auf das Kerntriebwerk hat. Unterstützend kommt noch hinzu, dass die Abtriebsdrehzahl im realen Anwendungsfall bei Hubschraubern idealerweise konstant ist und auch im normalen Flugbetrieb nur geringfügig variiert.

Als Linearisierungspunkte wurden folglich Betriebspunkte auf der stationären Arbeitslinie gewählt. Die Adaption der Parameter erfolgt mittels linearer Interpolation in Abhängigkeit der Hochdruckwellendrehzahl  $n_{HD}$ , die auch als Zustand modelliert ist. Die Systemgleichungen für das quasilinearisierte Zustandsraummodell ergeben sich damit zu

$$\dot{x} = \mathbf{A}(X_0)x + \mathbf{B}(X_0)u, \quad (3.17)$$

$$y = \mathbf{C}(X_0)x + \mathbf{D}(X_0)u, \quad (3.18)$$

worin die Auslenkungen  $x$ ,  $y$  und  $u$  sich nun nicht mehr auf den Ruhezustand  $R$  bei der Linearisierung beziehen, sondern ebenfalls Funktionen des Zustandes  $X_0$  sind:

$$\begin{aligned} x &= X - X_0, \\ y &= Y - Y_0, \\ u &= U - U_0. \end{aligned} \quad (3.19)$$

Der Zustand  $X_0$  und die dazugehörigen Eingangsgrößen  $U_0$  und Ausgangsgrößen  $Y_0$  werden dabei ebenso wie die Systemmatrizen durch lineare Interpolation der stationären Daten der Linearisierungspunkte gebildet. Als Referenzgröße dient dabei die jeweils aktuelle Drehzahl  $n_{HD}$  der Hochdruckwelle.

Um die wechselnden Umgebungsbedingungen zu berücksichtigen, die im Sinne eines möglichst einfachen Systems nicht in den Zustandsgleichungen beinhaltet sind, erfolgt eine Mach-Ähnlichkeitskorrektur der Ein- und Ausgangsgrößen auf normierte ISA-Bedingungen [Iso75].

Ersetzt man die stationären Daten der Linearisierungspunkte durch ebenfalls auf ISA reduzierte Messwerte aus einem Triebwerksversuch, so erhält man ein Triebwerksmodell, welches das Betriebsverhalten im Lastbereich von Leerlauf bis Vollast mit einer stationären Abweichung von weniger als 1 % sehr genau wiedergibt, und trotzdem echtzeitfähig ist [Dav98]. Solche Modelle finden auch als *onboard*-Modelle für Regel- und Monitoringsysteme Einsatz [Gab95].

### 3.4 Erweitertes Zustandsraummodell

Die Anwendung der bislang beschriebenen Triebwerksmodelle beschränkt sich auf die Simulation des Leistungsbereichs oberhalb des Leerlaufniveaus. Will man auch den Betriebsbereich unterhalb des Leerlaufs simulieren, so stoßen die obigen Verfahren bald an ihre Grenzen. In der Regel lassen sich Turbotriebwerke unterhalb vom Leerlauf nicht mehr stationär betreiben und das Auslaufen (*spooldown*) nach Beendigung der Verbrennung und vor allem der Startvorgang sind komplexe instationäre Vorgänge. Die Forderung zur Simulation und genaueren Untersuchung solcher Vorgänge ist für zwei Gebiete wichtig. Dies sind:

- Trainings-Flugsimulatoren und
- strömungsmechanische Untersuchung des abgestellten Triebwerks.

Flugsimulatoren die zu Ausbildungs- und Trainingszwecken eingesetzt werden, müssen das reale Triebwerksverhalten wiedergeben können. Dazu gehört auch der Anlass- und Abstellvorgang sowie verschiedene Fehlerszenarien, wie Leistungsverlust oder Feuer. Dabei ist die von Seiten der Zulassungsbehörden geforderte Genauigkeit sehr hoch, so ist bei stationärem Betrieb eine um maximal +/- 30 K von einem realen Triebwerk abweichende Turbinen-Austrittstemperatur erlaubt [Faa94]. In der Regel können Anlassvorgänge daher nicht analytisch simuliert werden, so dass in Flugsimulatoren einfachere Methoden Anwendung finden. Hauptsächlich kommt die Wiedergabe von aufgezeichneten Messdaten zur Anwendung [Mar98].

Verlöscht die Verbrennung in einem Turbostrahltriebwerk, so stellt im Flug die Stirnfläche des Triebwerks einen erheblichen Strömungswiderstand dar. Durch die freie Anströmung werden der Verdichter, und damit auch die verbundenen Turbinenstufen, durchströmt und in Bewegung versetzt. Dieser Vorgang, das sog. *windmilling*, war schon früh Gegenstand von Untersuchungen [Vin52], die Ergebnisse wurden jedoch meist separat betrachtet und dienten dazu, die Auswirkungen auf die Flugmechanik einerseits und die Bedingungen zum Wiederanlassen der Triebwerke andererseits zu identifizieren. Insbesondere für die Planung und Durchführung von Flugversuchen, bei denen die Gefahr des Verlöschens der Brennkammer besteht, sind Simulationsmodelle des Abstell- und Wiederanlassverhaltens der Triebwerke hilfreich, um eine Risikoabwägung durchzuführen, ob zum Beispiel die verbleibende Flugzeit noch zum sicheren Wiederanlassen der Triebwerke ausreicht. In [Caf98] ist hierzu ein auf Funktionsgeneratoren basierendes Simulationsmodell für ein militärisches Turbofan-Triebwerk beschrieben, das jedoch nicht die Genauigkeitsanforderungen für einen Einsatz in Flugsimulatoren erfüllt.

Bei der Simulation von komplexen Antriebssystemen die bis in Hyperschall-Geschwindigkeitsbereiche vorstoßen sollen, wie sie im Rahmen des DFG Sonderforschungsbereichs 255 untersucht werden [Sfb98], spielt die Simulation des Anlass- und Abstellvorganges eine zentrale Rolle. Die Konzeption des Antriebssystems, bestehend aus einem Turboluftstrahltriebwerk und einem Staustrahltriebwerk, sieht bei dem Übergang zum Betrieb als Staustrahltriebwerk, der erst ab Flugmachzahlen von ca.  $Ma=2,5$  möglich ist, das Abschalten des Turboteils vor. Neben der Simulation der komplexen Integration des Antriebes in die Zelle ist auch eine Modellierung der instationären Transition notwendig [The92].

Im hier vorliegenden Fall soll zur Weiterentwicklung der Startfunktion des digitalen Reglers einer Wellenleistungsgasturbine ein möglichst echtzeitfähiges Simulationsmodell des Triebwerks erstellt werden. Um ein durchgängiges Modell des gesamten Prüfstandes zu erhalten, wurde nach Möglichkeiten gesucht, das verwendete Zustandsraummodell zu erweitern.

Um den instationären Betrieb unterhalb des Leerlaufs (*sub-idle*) beschreiben zu können, reicht die in Kapitel 3.1.2 eingeführte Modellierung der Triebwerkskomponenten nicht mehr aus. Ein Hauptproblem besteht darin, dass die Kennfelder von Verdichtern und Turbinen für den Bereich unterhalb des Leerlaufs nur selten vorhanden und teilweise nicht aussagekräftig sind. Insbesondere beim Start verursachen die thermisch noch nicht ausgeglichenen Gehäuse- und Rotortemperaturen Wärmeströme in die Bauteile und folglich Spalte zwischen Rotor und Gehäuse, die zu Abweichungen von der in den Kennfeldern modellierten Komponentencharakteristik führen. Ursache hierfür ist hauptsächlich die unterschiedlich schnelle Erwärmung der Bauteile. So erwärmt sich das relativ dünnwandige Gehäuse schneller als die massiven rotierenden Bauteile wie Scheiben und Beschaufelung, was zu vergrößerten Spalten führt, die insbesondere beim Verdichter zu beträchtlichen Einbußen im Wirkungsgrad führen. Die Leiträder der ersten Turbinenstufen arbeiten in diesem Bereich unterkritisch, was bei einer Extrapolation der Kennfelder zu Fehlern führt. Eine Modellierung dieses Verhaltens ist aber notwendig, wenn das unterschiedliche Startverhalten eines kalten Triebwerks von dem eines warmen Triebwerks dargestellt werden soll.

Der Ausbrenngrad der Brennkammer liegt deutlich unter den Werten, die normalerweise im Betrieb auftreten. Auch der Betriebsbereich, in dem überhaupt ein zündfähiges Gemisch vorliegt, ist eingeschränkt.

Das mechanische System der Wellen und Lager weist in Folge der schlechteren Ölversorgung aufgrund des geringeren Öldrucks der Förderpumpe und geänderter Schmiereigenschaften wegen der höheren Viskosität des kalten Öls, ein geändertes dynamisches Verhalten auf. Die auftretenden Reibungsmomente und auch das Losbrechmoment um die Haftreibung zu überwinden hängen stark von der Temperatur des Triebwerks, und somit von der Öltemperatur ab.

Mit der Kenntnis des genauen Komponentenverhaltens ist es möglich instationäre An- und Auslaufvorgänge mittels nichtlinearer Simulationsprogramme nachzurechnen. Der dazu erforderliche Aufwand ist aber beträchtlich und die Übertragbarkeit der Ergebnisse eines validierten Simulationsmodells auf andere Typen ist nur eingeschränkt möglich. Das in Kapitel 3.3 beschriebene Verfahren zur Linearisierung der Leistungssyntheserechnung mit dem die Systemmatrizen eines linearen Zustandsraummodells gebildet werden, lässt sich allerdings auch mit einem so erweiterten Syntheseprogramm nicht anwenden, da kein stationärer Linearisierungspunkt im Leistungsbereich unterhalb des Leerlaufs existiert. Das Leistungsrechnungsmodul von PSSD (Kapitel 3.2) wurde demzufolge nicht für den *sub-idle*-Bereich erweitert. Es wurden andere Möglichkeiten gesucht, mit denen zusätzliche Systemmatrizen für das quasilinear Zustandsraummodell erstellt werden können.

Ein erster Ansatz wurde mit einem auf Funktionsgeneratoren basierenden *sub-idle*-Modell gemacht, das mit dem in Kapitel 3.3 beschriebenen quasilinear Zustandsraummodell gekoppelt wurde [Fin98]. Dabei ist aber aufgrund der Funktions-

generatoren nur der normale, der Modellierung zugrunde liegende Startverlauf abbildbar. Schon geringe Abweichungen von diesen Bedingungen, wie sie zum Beispiel bei einem Warmstart vorliegen, führen zu hohen Ungenauigkeiten. Des weiteren verursacht auch das harte Umschalten zwischen den beiden Teilmodellen zu Unstetigkeiten in den Simulationsergebnissen, so dass diese für eine Rückführung in die Regelung nicht verwendet werden können [Dav98].

Als nächster Ansatz wurde versucht, das Zustandsraummodell mittels zusätzlicher Systemmatrizen auf den *sub-idle*-Bereich zu erweitern.

### 3.4.1 Kennwerte im *sub-idle*-Bereich

Das quasilinear Zustandsraummodell wurde um einen Linearisierungspunkt unterhalb des Leerlaufs erweitert. Da in diesem Bereich generell außer dem Triebwerksstillstand kein weiterer stationärer Betriebspunkt existiert, wurde der Stillstand, also 0 % Gasgenerator Drehzahl, als erster Stützpunkt für die zusätzlichen Systemmatrizen gewählt. Wie erwähnt, steht keine numerische Methode zur Gewinnung der Koeffizienten für diesen Betriebspunkt zur Verfügung, so dass versucht wurde, die entsprechenden Koeffizienten aus Messdaten zu gewinnen.

#### ▪ Systemmatrix **A**

Für das Systemverhalten wurde angenommen, dass die einzelnen Zustände  $X$  des Systems im wesentlichen voneinander entkoppelt sind. Betrachtet man die Eigenbewegungen des Systems, so ergibt sich die **A**-Matrix (Gl. 3.11) als reine Diagonalmatrix, bei der die Pivot-Elemente aus den Ersatzzeitkonstanten der Eigenbewegungen der Zustände gebildet werden.

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \frac{1}{T_{E,1}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{T_{E,2}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{T_{E,3}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{T_{E,4}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{T_{E,5}} \end{pmatrix}. \quad (3.20)$$

Die Ersatzzeitkonstanten  $T_{E,j}$  sind den Zuständen  $X_j$  zugeordnet und wurden anhand von Messdaten ermittelt. Dazu wurde das Triebwerk aus einem stationären Betrieb bei Leerlauf abgestellt und das Auslaufen sowie das Abkühlen des Triebwerks aufgezeichnet. Während die Zustände  $X_1$  (Hochdruckwellendrehzahl) und  $X_2$  (Verdichtertemperatur) explizit bzw. indirekt die über gemessene Verdichtergehäusetemperatur, beobachtbar sind, müssen für die Verläufe der restlichen Zustände Annahmen getroffen werden, die sich hauptsächlich an den Massen und Oberflächen der Baugruppen orientieren.

### ▪ Eingangsmatrix **B**

Die Eingangsmatrix **B**, welche die Wirkung der Eingangsgrößen auf die Zustände beschreibt, wurde zu

$$\mathbf{B} = (\mathbf{0}) \quad (3.21)$$

gesetzt. Bei stehendem Triebwerk haben die Eingangsgrößen keine oder vernachlässigbare Auswirkungen, wie zum Beispiel der Brennstoffmassenstrom vor der Zündung oder die Niederdruckwellendrehzahl.

### ▪ Ausgangsmatrix **C**

Die Koeffizienten der Ausgangsmatrix **C** wurden von dem Linearisierungspunkt bei Leerlaufdrehzahl übernommen, da die wesentlichen Zusammenhänge zwischen Zuständen  $X$  und Ausgängen  $Y$  auch im untersten Betriebsbereich bis hin zum Stillstand des Triebwerks gelten.

### ▪ Durchgangsmatrix **D**

Die Wirkung der Eingangsgrößen auf die Ausgänge  $Y$  des Systems ist analog zur Wirkung auf die Zustände mit

$$\mathbf{D} = (\mathbf{0}) \quad (3.22)$$

angesetzt.

Für die Referenzzustände  $X_0$ , die Ausgänge  $Y_0$  und die Eingänge  $U_0$  werden die Werte für das stehende Triebwerk angenommen, d.h. die Umgebungsbedingungen bzw. Nullwerte für die Drehzahlen und die abgegebene Leistung.

Ein so gebildetes Modell kann das Abstellen des Triebwerks bereits simulieren. Allerdings treten im Bereich kurz vor dem Stillstand größere Abweichungen auf, die aus der Generierung der relativen Auslenkungen  $x$  und  $u$  aus Gl. 3.12 herrühren. Die Nachführung des Ruhezustandes  $X_R$  über lineare Interpolationsalgorithmen ist in diesem Bereich nicht mehr zulässig, da durch die weite Spreizung der beiden für diesen Bereich verwendeten Linearisierungspunkte das stark nichtlineare Systemverhalten nicht mehr korrekt wiedergegeben wird. Dieses Problem lässt sich beheben, indem zusätzliche Stützpunkte für die Zustände  $X_0$ , die Ausgänge  $Y_0$  und die Eingänge  $U_0$  über den Drehzahlbereich von Null bis Leerlaufdrehzahl eingeführt werden. Mit dieser Modellverbesserung ist es möglich das Auslauf- und Abkühlverhalten der Gasturbine hinreichend genau zu beschreiben.

Betrachtet man die Aufzeichnung der Messdaten, so erkennt man, dass die abgegebene Wellenleistung unmittelbar mit Verlöschen der Verbrennung auf Null zurückgeht, was auch in Bild 3.6 zu sehen ist. Diese abrupte Änderung kann von dem Zustandsraummodell nicht wiedergegeben werden, da sich die Wellenleistung als lineare Kombination aus verschiedenen Zuständen und Eingängen darstellt und insbesondere die Zustände eine nur relativ geringe Dynamik besitzen. Der exakte Wert des abgegebenen Drehmoments ist aber von immenser Bedeutung für die Genauigkeit der Triebwerkssimulation nachgeschalteter Systeme, wie dem Rotorsystem im Hubschrauber respektive der Leistungsbremse am Prüfstand, so dass die Ausgangsgröße  $Y_3$  (Nutzleistung, vgl. Tabelle 3.1) in Abhängigkeit von dem gestellten Brennstoffmassenstrom  $U_1$  in Form von

$$Y_{3,\text{mod}} = Y_3 \cdot H(U_1 - U_{f_0}) \quad (3.23)$$

modifiziert wird. Der Parameter  $U_{f_0}$  beschreibt dabei den minimalen, zur Erhaltung der Verbrennung benötigten Brennstoffmassenstrom. Wird dieser unterschritten, so wird die Ausgangsgröße  $Y_{3,\text{mod}}$  zu Null gesetzt.

Mit den so getroffenen Annahmen und eingeführten Anpassungen ist es nun möglich das Abstellen eines sich im stationären Betrieb befindlichen Triebwerks von beliebigen Drehzahlniveaus aus zu simulieren (Bilder 3.4 bis 3.7). Die dabei erreichte Genauigkeit genügt den Forderungen der FAA für einen Einsatz als Ausbildungs- und Trainingssimulator [Faa94].

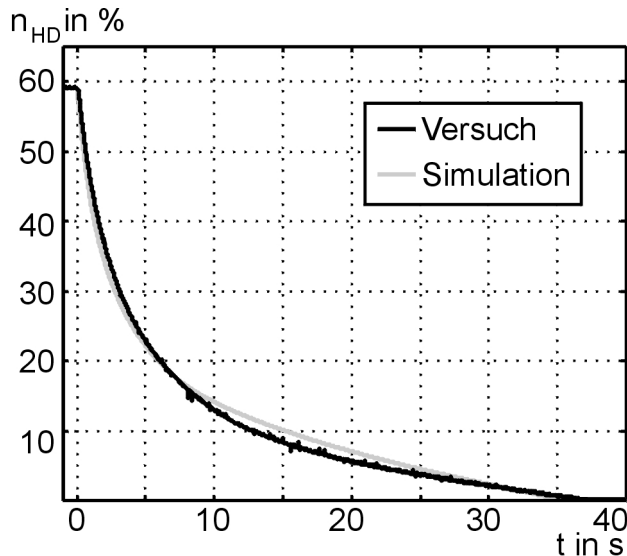


BILD 3.4: VERLAUF DER GASGENERATOR-DREHZAHL BEI EINEM ABSTELLVORGANG

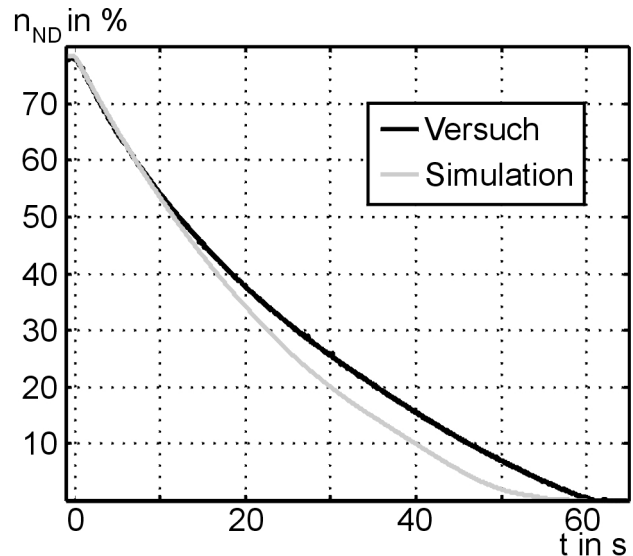


BILD 3.5: AUSLAUFEN DER ABTRIEBSWELLE NACH ABSTELLEN DES VERSUCHSTRIEBWERKS

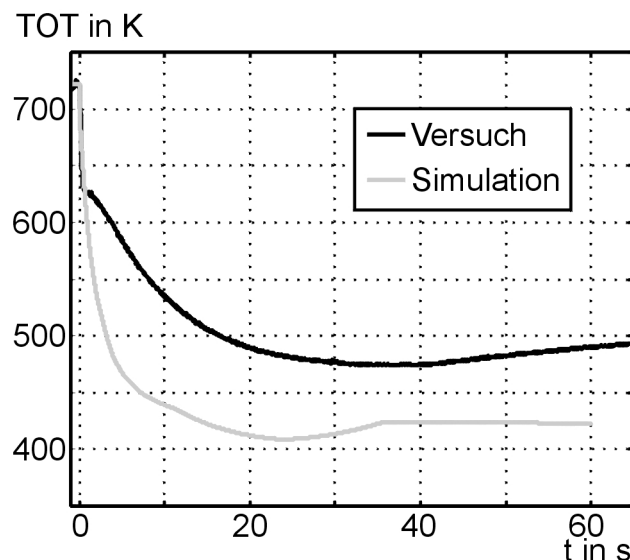


BILD 3.6: TURBINENAUSTRITTS-TEMPERATUR NACH ENDE DER VERBRENNUNG

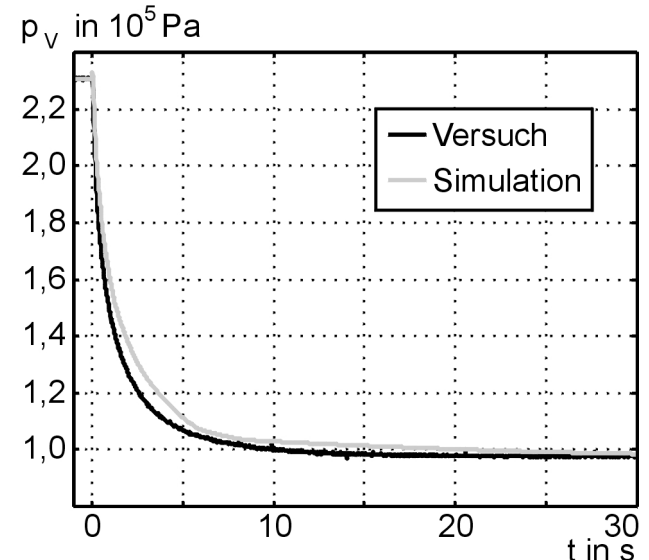


BILD 3.7: DRUCK AM VERDICHTERAUSTRITT



### 3.4.2 Integration des Startermotors

Die nächste Stufe zu einer detaillierten Simulation des Anlassvorgangs stellt die Integration des Startermotors dar. Der hier verwendete Anlasser ist als kombinierter Starter/Generator für eine 28 V Gleichstromversorgung ausgelegt und über ein Untersetzungsgetriebe starr mit der Hochdruckwelle des Triebwerks verbunden. Wird der Startermotor aktiviert, beginnt dieser zu drehen und versetzt somit auch den Gasgenerator des Triebwerks in Rotation. Herrschen zündfähige Bedingungen in der Brennkammer, dann setzt bei Zufuhr externer Aktivierungsenergie die Verbrennung ein und das Triebwerk beschleunigt vom Startermotor unterstützt weiter bis zum Leerlauf. Unmittelbar vor Erreichen der Leerlaufdrehzahl wird der Starter von der Stromversorgung getrennt. Danach wird der Elektromotor als Generator betrieben und liefert so bis zu 4,5 kW elektrische Leistung an das Bordnetz des Flugzeuges bzw. Hubschraubers. Die Modellierung des Starters erfolgt durch eine vom Hersteller gegebene Leistungskennlinie in der Form

$$M_S = f(n_S, U_S), \quad (3.24)$$

mit der das vom Startermotor abgegebene Drehmoment  $M_S$  in Abhängigkeit der Wellendrehzahl und der Versorgungsspannung wiedergegeben wird [Lsi84]. Aufgrund der starren Kopplung des Anlassers mit der Welle des Gasgenerators über das Getriebe gilt für die vom Starter resultierende Beschleunigung der Welle im unteren Drehzahlbereich näherungsweise:

$$\dot{\omega} = \Theta_{GG} \cdot M_S \cdot u_S. \quad (3.25)$$

Da der Anlasser in jedem Betriebspunkt starr mit dem Gasgenerator verbunden ist, ist auch sein auf die Drehzahl der Hochdruckwelle  $n_{HD}$  bezogenes Massenträgheitsmoment in dem Gesamtträgheitsmoment  $\Theta_{GG}$  des Gasgenerators enthalten. Das Verhältnis  $u_S$  trägt der Untersetzung der Starterwelle im Getriebe des Triebwerks Rechnung. Die Wellendrehzahl  $n_{HD}$  ist in dem verwendeten Zustandsraummodell als Zustand  $X_1$  in der Einheit 1/min definiert. Somit ergibt sich der Zusammenhang (vgl. Gl. 3.9)

$$\dot{X}_1 = \frac{30}{\pi} \dot{\omega}_S \quad (3.26)$$

und damit auch

$$\dot{X}_S = \dot{X}_1 = \frac{30}{\pi} \dot{\omega}_S. \quad (3.27)$$

Insgesamt kann dann ein von den Gleichungen 3.17 und 3.18 ausgehendes erweitertes lineares Zustandsraummodell der Form

$$\dot{x} = \mathbf{A}(X_0)x + \mathbf{B}(X_0)u + \dot{x}_S(X, U_S), \quad (3.28)$$

$$y = \mathbf{C}(X_0)x + \mathbf{D}(X_0)u \quad (3.29)$$

gebildet werden, das auch in einer quasilineareren Ausführung keine Änderung der Systemmatrizen erfordert.

Mit dieser Modellierung des Anlassers kann die erste Phase eines Triebwerksstarts und auch das Durchdrehen des Triebwerks ohne Brennstoffzufuhr zur Abkühlung der Bauteile, auch Ventilieren genannt, wiedergegeben werden. Die Bilder 3.8 und 3.9 zeigen die Verläufe von Gasgenerator-Wellendrehzahl  $n_{HD}$  und dem Verdichteraustrittsdruck  $p_V$  bei einer ca. 8 s dauernden Betätigung des Anlassers.

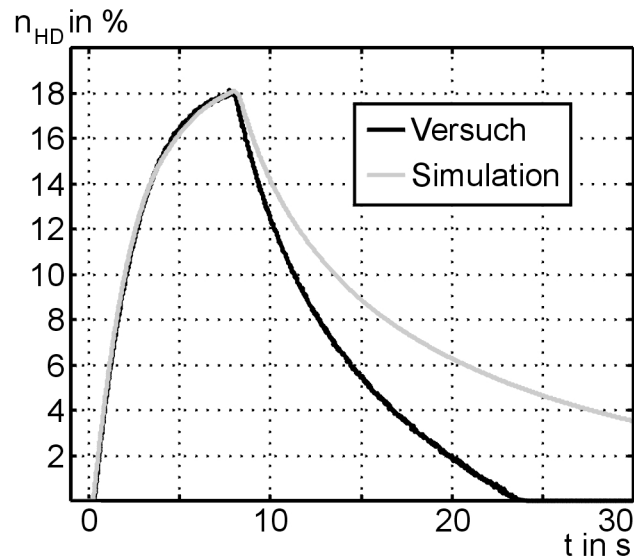


BILD 3.8: GASGENERATORWELLENDEHZAHL WÄHREND DES VENTILIERENS IN VERSUCH UND SIMULATION

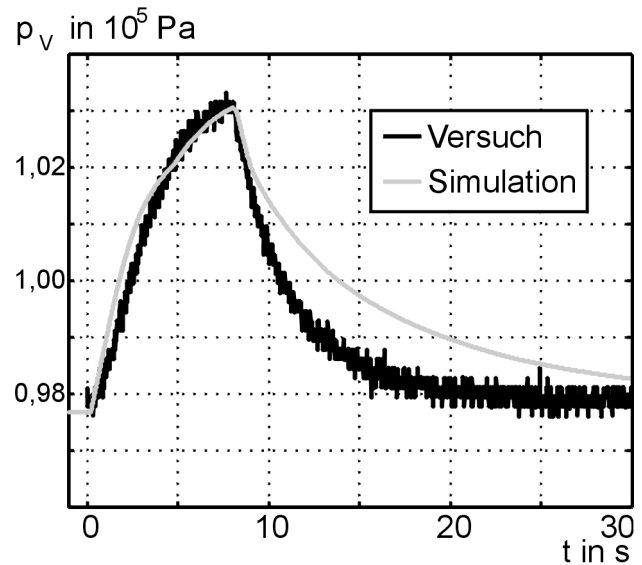


BILD 3.9: VERDICHTERAUSTRITTSDRUCK

### 3.4.3 Simulation des Startvorgangs

Die Startsequenz des Versuchsträgers wird von dem hier entwickelten FADEC-System gesteuert und läuft vollautomatisch ab. Nach Betätigung der Start-Taste werden Anlasser und Zündung betätigt und nach Erreichen von zündfähigen Bedingungen in der Brennkammer der Brennstoffmassenstrom aktiviert. Nachdem das Einsetzen der Verbrennung registriert wurde, wird der Gasgenerator mit einer rampenförmigen Sollwertvorgabe auf die Bodenleerlaufdrehzahl beschleunigt und dort stabilisiert. Ist das Triebwerk thermisch ausgeglichen und das Öl auf Betriebstemperatur erwärmt, kann eine Umschaltung auf die Regelung der Abtriebswellendrehzahl erfolgen.

Eine Simulation des Startverhaltens wird zum Beispiel zur Definition und Auslegung der Regelalgorithmen der Anlassregelung des FADEC benötigt. Das in Kapitel 3.4.1 und 3.4.2 beschriebene erweiterte Zustandsraummodell ist prinzipiell hierzu in der Lage, allerdings muss insbesondere dem Einsetzen der Verbrennung und den sich damit sehr schnell ändernden thermischen Zuständen des Triebwerks noch Rechnung getragen werden.

Vereinfachend sei angenommen, dass bei Einsetzen des Brennstoffmassenstroms auch eine sofortige Zündung in der Brennkammer erfolgt. Die kurz nach der Zündung auftretenden starken Änderungen der Fluidtemperatur werden durch eine empirische Anpassung der Matrixelemente in der **B**- und **D**-Matrix für den ersten Linearisierungspunkt ( $n_{HD}=0\%$ ) erreicht. Von den Matrixelementen, die in Kapitel 3.4.1 alle zu Null

gesetzt wurden, ist lediglich bei Elementen eine Anpassung erforderlich, die die Wirkung des Brennstoffmassenstroms wiedergeben. Der Einfluss der anderen Eingänge des Systems kann vernachlässigt werden ohne die Simulationsqualität zu erniedrigen, da die betreffenden Größen auch physikalisch beim Start kaum Rückwirkung auf das Triebwerk haben (Tabelle 3.1).

Die Festlegung der Koeffizienten der **B**-Matrix erfolgte, wie schon erwähnt, rein empirisch mittels einer Anpassung der Simulationsergebnisse an die Messwerte unter Vorgabe der Stellgrößen aus dem Versuch. Dies ist ohne größere Probleme möglich und der erhaltene Datensatz ergab auch gute Ergebnisse bei Variationen in den Eingabegrößen. Analog wurde auch bei den Koeffizienten der **D**-Matrix verfahren, wobei bei den gewählten Ausgangsgrößen lediglich für die Turbinenausstrittstemperatur und die Nutzleistung eine Adaption erforderlich war.

Die Bilder 3.10 bis 3.13 zeigen die wesentlichen Triebwerksparameter eines simulierten Startvorganges im Vergleich zu den Messdaten die mit dem Versuchsträger ermittelt wurden. Das erweiterte Simulationsmodell des Triebwerks ist dazu mit der im Versuch verwendeten Version der Regelsoftware und Simulationsmodellen der am Prüfstand vorhandenen Stellglieder und Sensoren kombiniert.

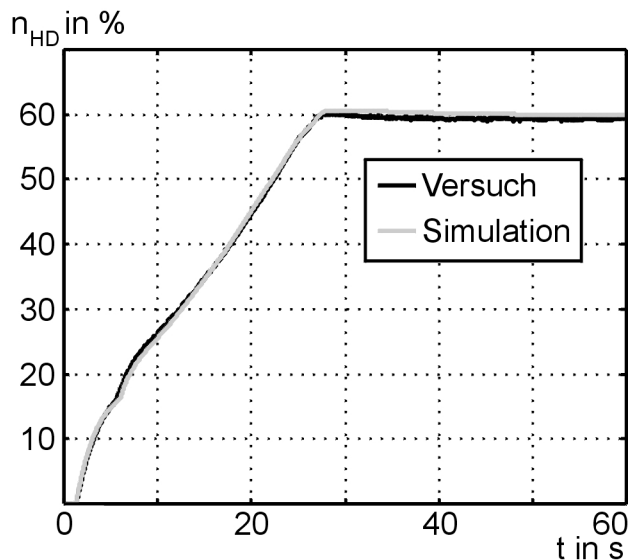


BILD 3.10: GASGENERATOR DREHZAHLE BEI EINEM NORMALEN STARTVORGANG

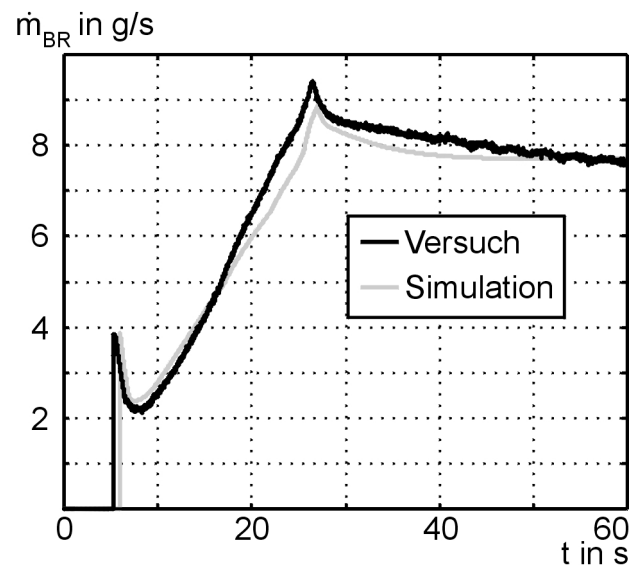


BILD 3.11: BRENNSTOFFMASSENSTROM WÄHREND DES TRIEBWERKSSTARTS

Bild 3.11 zeigt den Verlauf des von der Regelung gestellten Brennstoffmassenstroms (graue Kurve) der mit der Gasgenerator Drehzahl  $n_{HD}$  und dem Verdichteraustrittsdruck  $p_V$  als Rückführgrößen bestimmt wurde und somit auch als Maßstab für die Genauigkeit der Simulation gelten kann.

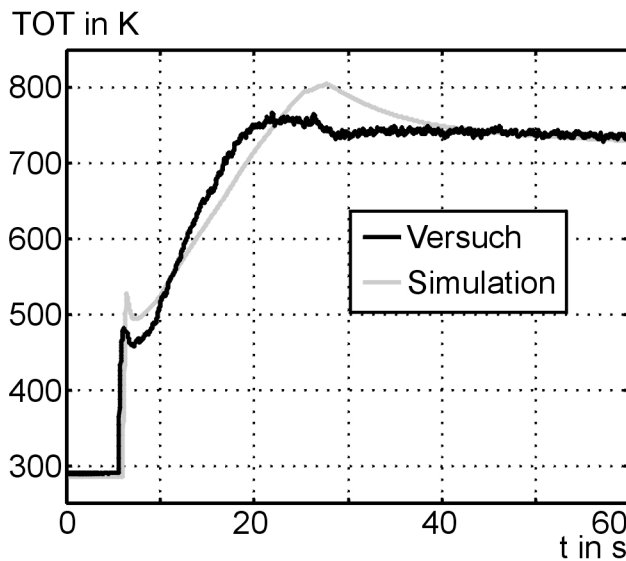


BILD 3.12: VERGLEICH DER TURBINENAUSSTRITTS-TEMPERATUR BEI EINEM TRIEBWERKSSTART

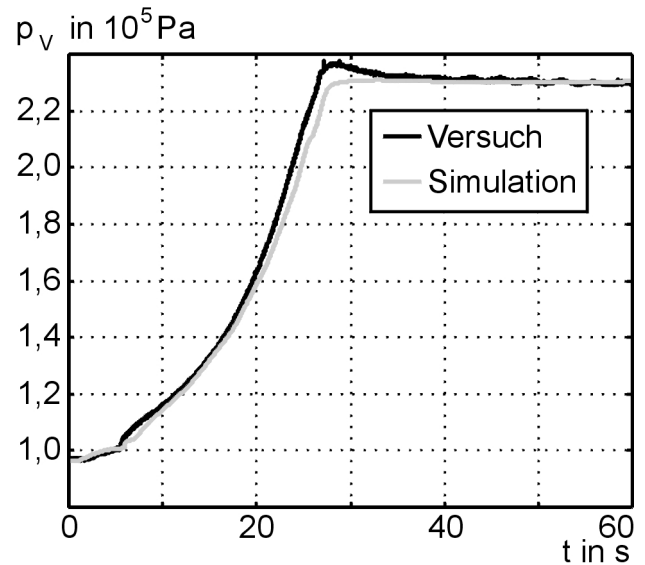


BILD 3.13: VERDICHTERAUSSTRITTSDRUCK WÄHREND DES STARTS

Mit dem in Gleichung 3.8 gemachten Ansatz zur Berechnung der Drehzahl der Abtriebswelle treten große Abweichungen auf. Die Ursache hierfür liegt in der im Standfall nicht vernachlässigbaren Lagerreibung  $M_R$ :

$$\omega_{BR}(t) = \int_{\tau=0}^t \frac{M_{TW} - M_{BR} - M_R}{\Theta_{BR}} d\tau. \quad (3.30)$$

In dem im Vergleich zu Gl. 8 eingeführten Reibmoment  $M_R$  sind Haftreibung und Lagerreibung aller Lagerungen von Niederdruckwelle und Wirbelstrombremse als Funktion der Drehzahl  $\omega_{BR}$  zusammengefasst. Bild 3.15 zeigt den Verlauf der Niederdruckwellendrehzahl während eines Starts, Bild 3.14 die abgegebene Leistung.

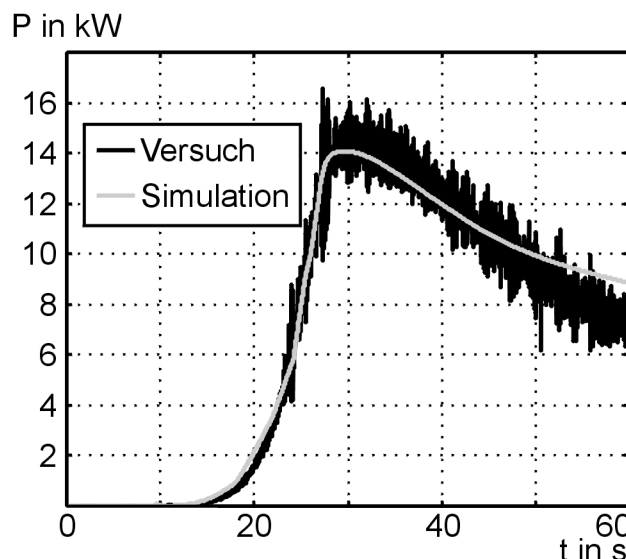


BILD 3.14: ABGABE DER NUTZLEISTUNG NACH ZÜNDUNG DES TRIEBWERKS

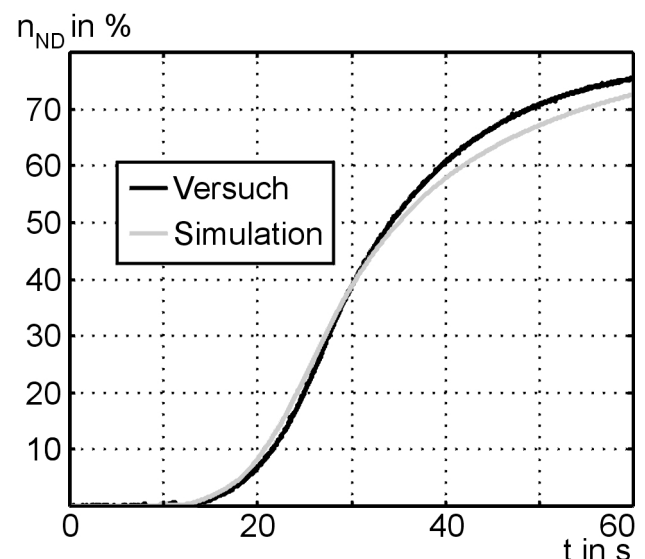


BILD 3.15: BESCHLEUNIGUNG DER ABTRIEBSWELLE BIS ZUM ERREICHEN DES LEERLAUFS

Abschließend ist in Bild 3.16 die Struktur des erweiterten Zustandsraummodells dargestellt. Die schraffierten Bereiche kennzeichnen die Modifikationen gegenüber dem Ausgangszustand. Im einzelnen waren dies:

- Modellierung des Starters,
- Ergänzung der Systemmatrizen **A**, **B**, **C** und **D**,
- Erweiterung der stationären Daten auf den *sub-idle*-Bereich und
- Modellierung der Verlöschgrenze.

Mit diesen Ergänzungen erhält man ein Simulationsmodell, das in der Lage ist, den kompletten Betrieb des Versuchsträgers abzubilden. Bei der Weiterentwicklung der Anlassfunktionen der Regelsoftware bildet dieses Modell die Grundlage und hilft so den Versuchsaufwand zu minimieren (Kapitel 4.3.1 und Kapitel 6).

Die erreichte Simulationsgenauigkeit liegt in einem Bereich, der das Simulationsmodell auch für einen Einsatz in Flugsimulatoren qualifizieren würde.

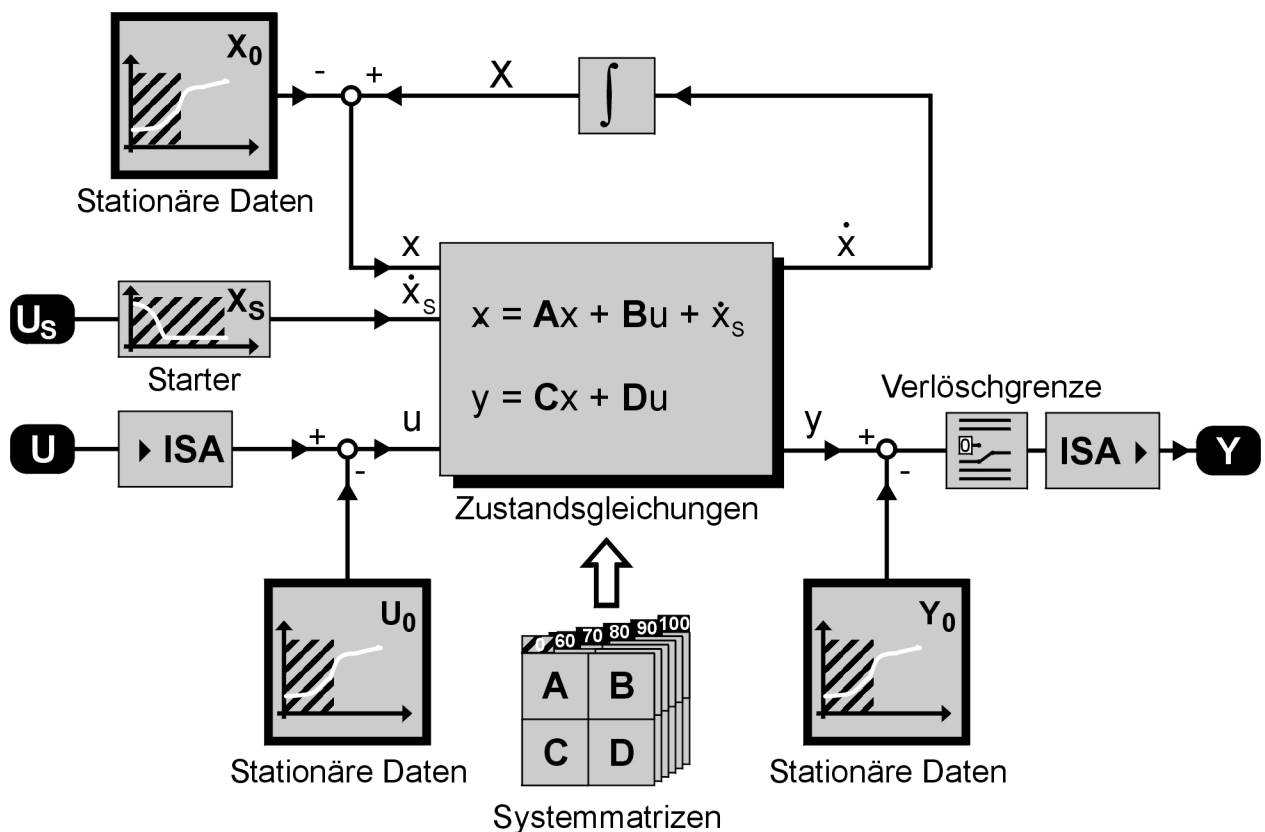


BILD 3.16: BLOCKSCHALTBIKD DES ERWEITERTEN ZUSTANDSRAUMMODELLS ZUR SIMULATION VON START- UND ABSTELLVORGANG

## 4. TRIEBWERKSREGELUNG BEI FLUGGASTURBINEN

Seit der Einführung der ersten elektronischen Regelsysteme für Turbostrahltriebwerke militärischer Hochleistungsflugzeuge Mitte der 70er Jahre haben sich vollelektronische Regelsysteme weitgehend durchgesetzt. Während die ersten Regelungen noch in Analogtechnik ausgeführt waren und die Funktionalität der bis dahin verwendeten hydromechanischen oder pneumatischen Regler umsetzten, begann in einer zweiten Phase ab ca. 1985 die Einführung digitaler Regelsysteme mit hoher Autorität. Zunächst wieder in militärischen Anwendungen, dann übernahmen FADEC-Einheiten (*Full Authority Digital Engine Control*) auch in schubstarken zivilen Turbofan-Triebwerken die komplette Regelung und Überwachung des Triebwerks in allen Betriebsbereichen vom Anlassen bis zum Abstellen. Heute sind FADEC-Systeme in der Regel bei allen neueren Fluggasturbinen Standardausrüstung oder zumindest optional erhältlich [Aws01].

### 4.1 Hydromechanische Regelung

Hydromechanische Regelanlagen, mit der auch der hier vorliegende Versuchsträger ursprünglich ausgerüstet war, wurden seit den 40er Jahren entwickelt und befinden sich heute noch vielfach im Einsatz. Mit Hilfe von Fliehkraftpendeln, gekoppelt mit Anordnungen von Druckdosen und –dämpfern konnten auch relativ umfangreiche Regelungsaufgaben zuverlässig durchgeführt werden. Allerdings entwickelten sich diese Anlagen zu komplexen feinmechanischen Apparaten, die eines erheblichen Wartungs- und Einstellaufwands bedurften. Die vielfältigen Anforderungen an moderne Triebwerksregelsysteme können aber mittlerweile nur noch mit elektronischen Systemen effizient gelöst werden, so dass hydromechanische Regelungen heute hauptsächlich als Reserve mit reduziertem Funktionsumfang für einkanalig ausgeführte FADEC-Systeme hergestellt werden.

### 4.2 Triebwerksregelung bei Hubschraubern

Die Regelung der Antriebsanlage ist bei Hubschraubern eine besonders wichtige Funktion. Sie ist in Bezug auf die Sicherheit des Gesamtsystems von entscheidender Bedeutung. Die Flugmechanik des Hubschraubers ist instabil und erfordert im Vergleich zu Flächenflugzeugen einen deutlich erhöhten Kontroll- und Steueraufwand von den Piloten, so dass eine Überwachung und Regelung der Triebwerksanlage nach Möglichkeit automatisiert werden sollte. Verschärft wird dies noch durch die typischerweise relativ geringen Flughöhen, die im Falle eines Leistungsverlusts innerhalb kürzester Zeit eine Autorotationslandung erzwingen. Regelziel ist immer die Einhaltung einer konstanten Hauptrotordrehzahl. Durch Steuereingaben des Piloten in Form von Änderungen des kollektiven und/oder zyklischen Anstellwinkels der Hauptrotorblätter ergibt sich ein geändertes aerodynamisches Lastmoment, das bei unveränderter Triebwerksleistung eine Drehzahländerung des Rotorsystems zur Folge

hat. Diese Drehzahländerung muss durch die Triebwerksregelung mittels einer Leistungsanpassung ausgeglichen werden. Dabei ist es wichtig, dass die Rotordrehzahl nur in einem geringen Bereich um die Nenndrehzahl variiert um

- eine stabile Rotor aerodynamik durch konstante Umfangsgeschwindigkeiten,
- eine Vermeidung des Rotorresonanzbereichs und
- eine Vermeidung des Resonanzbereichs der Freifahrturbine

sicherzustellen [Ger92]. Zusätzlich zu dieser Basisregelung wird von modernen Regelanlagen die Überwachung und Einhaltung wichtiger Betriebsparameter verlangt. Insbesondere zweimotorige Turbinenhubschrauber sind mit teilweise erheblichen Leistungsreserven für den Fall eines einzelnen Triebwerksausfalls ausgestattet. Diese zusätzliche Notleistung steht allerdings nur für kurze Zeit zur Verfügung. Sie kann bis zu 40 % der Nennleistung betragen und ist meist in zwei Stufen für je 30 und 150 Sekunden verfügbar. Die Verwendung der Notleistung bedingt eine Inspektion der Heißeile des Triebwerks nach der Landung.

Diese Leistungsreserven, insbesondere die 30 s-Notleistung, stellen die äußerste Belastbarkeit des Triebwerks dar ohne dass die mechanische Integrität des Triebwerks verletzt wird. Das Einhalten dieser Grenze ist daher wichtig und kann nur von einem elektronischen Regelsystem dargestellt werden. Dies äußert sich auch darin, dass heute mit FADEC ausgerüstete Triebwerke in der Regel eine deutlich höhere Notleistung zur Verfügung stellen, als dies bei hydromechanisch geregelten Triebwerken noch der Fall war [Bau99].

#### 4.2.1 Regelstrecke Wellenleistungsgasturbine

Die Wellenleistungsgasturbine als Regelstrecke wird charakterisiert durch das stabile Systemverhalten der Gasturbine (Bild 4.1). Bei der Führungsgröße  $w$  handelt es sich um die Drehzahl des Hauptrotors, die auch der Aufgabengröße  $x_a$  entspricht. Die auf die Strecke wirkenden Störgrößen  $z$  bestehen im wesentlichen aus dem an der Abtriebswelle angreifenden Lastmoment und den Umgebungsbedingungen. Die dem Regler zugeführte Regeldifferenz  $x_d$  wird aus der Führungsgröße und der rückgeführten Regelgröße  $x$  gebildet. Das vom Regler ausgegebene Stellsignal  $y_R$  wird den Aktuatoren zugeführt und wirkt als Stellgröße  $y$  auf die Strecke. Die dem Regler zugeführte Regelgröße  $x$  wird durch die Sensoren gemessen.

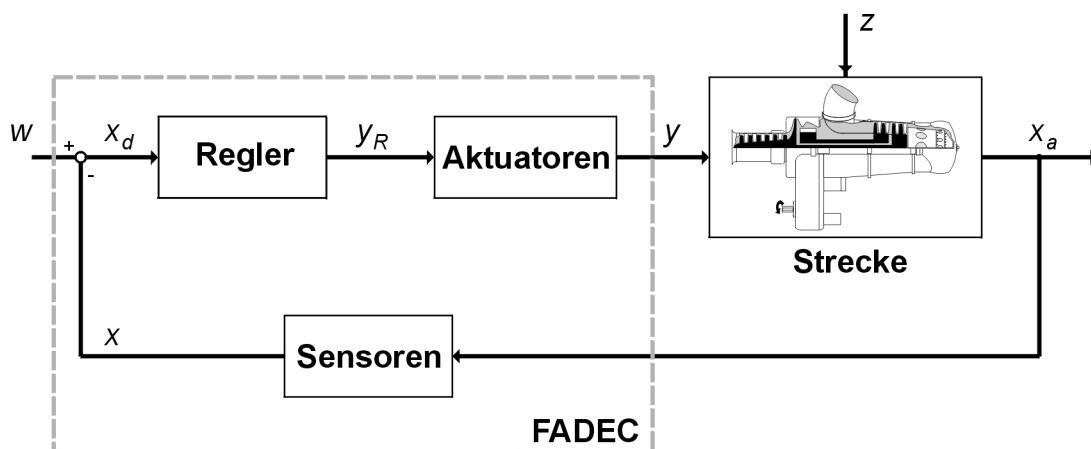


BILD 4.1: REGELSTRECKE WELLENLEISTUNGSGASTURBINE MIT EINEM FADEC-REGELSYSTEM

### 4.3 Regelung von Wellenleistungsgasturbinen

Die primäre Regelung, die der Auslegung eines FADEC-Systems für Hubschrauberanwendungen entspricht, stellt den Betrieb des Triebwerks unter allen Anwendungssituationen sicher. Der Funktionsumfang (Bild 4.2) beinhaltet den Anlassvorgang des Triebwerks und die Rotordrehzahlregelung im Flug. Verschiedene Überwachungseinrichtungen sichern stets die mechanische Integrität des Antriebssystems und spezielle Sonderfunktionen sorgen für einen sicheren Betrieb auch in Notsituation.

Strukturell ist die Regelung als Kaskadenregelung des Gasgenerators ausgeführt, was auch der mechanischen Anordnung entspricht, bei der die Nutzleistungsturbine nur gasdynamisch an den Gasgenerator gekoppelt ist. Bei der Gasgeneratorregelung handelt es sich um eine PI-Regelung der Hochdruckwellendrehzahl. Der Vorgabewert für diese Regelung wird von vorgeschalteten Reglern für den Anlassvorgang, den Leerlauf oder die Rotordrehzahlregelung generiert. Durch eine Selektionslogik wird sichergestellt, dass die Transition zwischen den verschiedenen Betriebsarten stetig und sprunghaft erfolgt und Fehlbedienungen weitgehend vermieden werden. So ist zum Beispiel das versehentliche Abschalten des Triebwerks aus dem Modus der Rotordrehzahlregelung abgefangen durch eine automatische Anwahl des Leerlaufs. Dem Gasgeneratorregler nachgeschaltet ist eine Limitierungseinheit, die den vom Gasgeneratorregler ermittelten Brennstoffmassenstrom so abregelt, dass die Betriebsgrenzen des Triebwerks nicht verletzt werden.

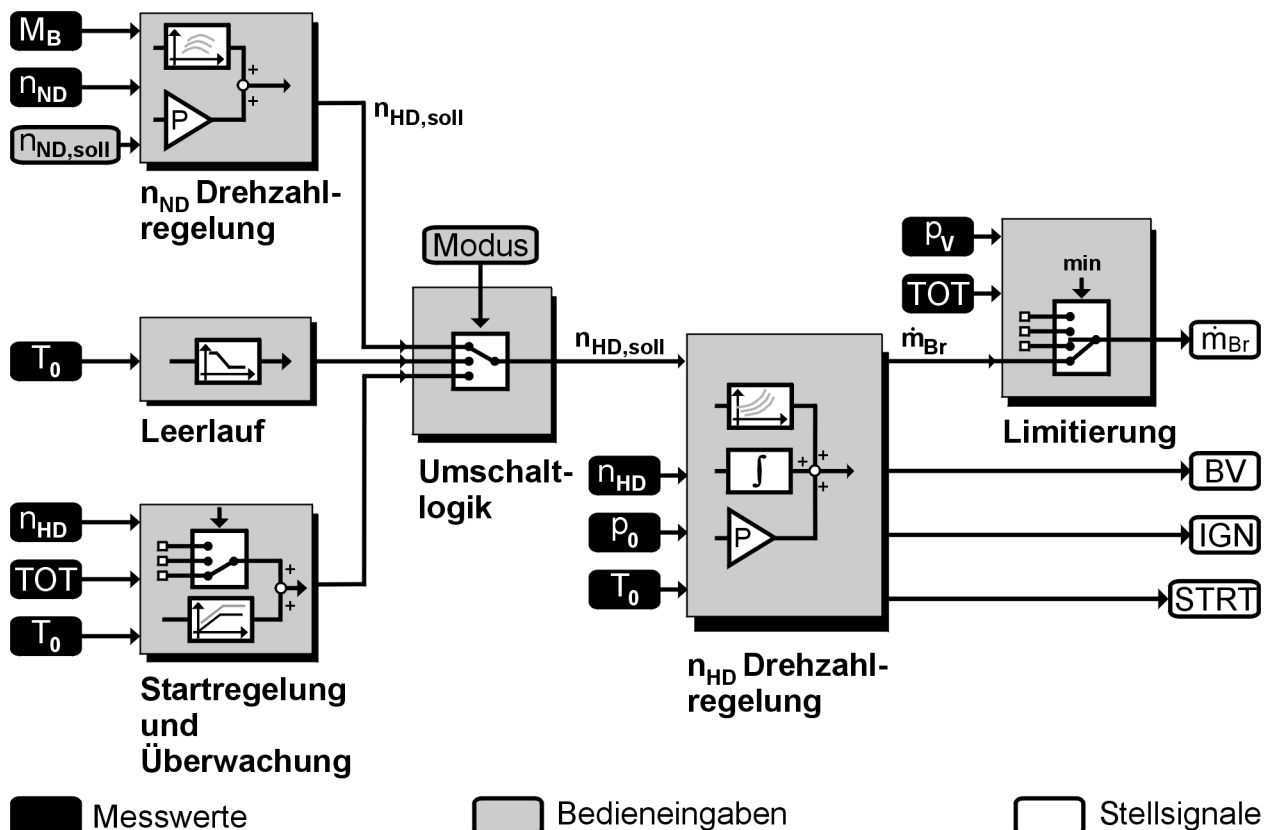


BILD 4.2: BLOCKSCHALTBIKD DER DIGITALEN REGELUNG DES VERSUCHSTRÄGERS MIT EINER KASKADEN-REGELUNG FÜR DIE NIEDERDRUCKWELLENDREHZAHL



### 4.3.1 Anlassregelung

Die Anlassregelung (vgl. Bild 4.2) übernimmt die Steuerung und Überwachung des Anlassvorgangs, während das eigentliche Starten des Triebwerks von dem Gasgeneratorregler übernommen wird. Generell stehen zwei Startmöglichkeiten zur Verfügung:

- Normalstart bis Leerlaufdrehzahl,
- Schnellstart bis zur Übergabe an Drehzahlregelung.

Die Normalstartfunktion beschleunigt den Gasgenerator bis zum Erreichen der Leerlaufdrehzahl und übergibt dann an den Leerlaufregler, mit dem das Triebwerk stationär betrieben wird, bis die für den sicheren Betrieb notwendige Öltemperatur erreicht ist. In der Schnellstartfunktion, die nur bei bereits betriebswarmem Triebwerk durchgeführt werden sollte, wird der Gasgenerator rampenförmig über die Leerlaufdrehzahl hinaus beschleunigt, bis eine Umschaltung auf den Abtriebsdrehzahlregler erfolgt.

Die Startüberwachung sorgt dafür, dass Fehlbedienungen nicht möglich sind und eventuelle Störungen während des Anlassvorganges erkannt werden. Voraussetzung für das Einleiten des Startvorganges (im Normalbetrieb) ist eine Gasgenerator-drehzahl  $n_{HD}$  von kleiner als 5 % der Nenndrehzahl und eine maximale TOT von ca. 480 K. Höhere Werte könnten sonst zur Schädigung der Turbinensektionen bei Einsetzen der Verbrennung führen. Während des Anlassens überwachte Größen und Ereignisse sind

- die maximale Betätigungsdauer des Starters,
- die sofortige Zündung nach Brennstoffzugabe,
- die maximale Turbineneintrittstemperatur TOT und
- der Aufbau des Öldrucks.

Sobald eine Verletzung der Grenzwerte dieser Ereignisse auftritt, die eine unmittelbare Beschädigung des Triebwerks nach sich ziehen kann, erfolgt ein Startabbruch.

Der Beginn der Anlasssequenz wird dem Gasgeneratorregler durch Änderung des Sollwertes von Null auf  $n_{HD,soll}=20\%$  signalisiert. Ist die Verbrennung sichergestellt und der Gasgenerator beginnt zu beschleunigen, wird die Vorgabedrehzahl rampenförmig erhöht. Die Beschleunigungsrate beträgt dabei je nach Umgebungstemperatur zwischen 2 und 3 %  $n_{HD,soll}$  pro Sekunde, so dass ein normaler Anlassvorgang ca. 26 s dauert (Bild 3.11). Ein Schnellstart bis zum Erreichen von  $n_{ND}=100\%$ , die zur Herstellung der Abflugbereitschaft des Hubschraubers notwendig sind, dauert ca. 40 Sekunden.

### 4.3.2 Leerlaufregelung

Bei der Regelung des Leerlaufs handelt es sich um eine Steuerung der Gasgenerator-solldrehzahl, welche, angepasst an die Umgebungsbedingungen, ca. 60 % der Nenndrehzahl des Gasgenerators beträgt. Das Leerlaufniveau ist so gewählt, dass einerseits keine nennenswerte Nutzleistung an der Niederdruckwelle abgegeben wird, andererseits aber insbesondere die internen Kühlluftmassenströme bereits voll ausgebildet sind und ein Überhitzen der Brennkammer und Turbinen vermieden wird. Die Leerlaufregelung wird verwendet, um das gerade gestartete Triebwerk, das

thermisch noch nicht ausgeglichen ist, auf Betriebstemperatur zu bringen. Analog wird der Versuchsträger vor dem Abstellen ca. 180 s im Leerlauf betrieben, um eine Schockkühlung der Bauteile zu vermeiden.

### 4.3.3 Drehzahlregelung der Abtriebswelle

Die Regelung der Drehzahl der Abtriebswelle erfolgt mit einem vorgesteuerten P-Regler. Aus der Regeldifferenz von gemessener Niederdruckrotordrehzahl  $n_{ND}$  und dem eingestellten Sollwert, der normalerweise während des Betriebes konstant ist, die Änderung der Gasgeneratordrehzahl  $n_{HD}$  bestimmt. Der Verstärkungsfaktor ist in Abhängigkeit der gemessenen Drehzahl  $n_{HD}$ , und somit auch von der Triebwerksleistung, nachgeführt und ermöglicht die Anpassung der Regelcharakteristik an die über den Lastbereich variable Triebwerksdynamik. Um ein schnelleres Ansprechen des Reglers auf Lastwechsel zu erreichen, wird häufig die Position des Kollektivsteuerhebels, die relativ direkt dem aerodynamischen Rotorlastmoment entspricht, dem Regler aufgeschaltet. Bei neueren und besonders leistungsstarken Hubschraubern, wie der Boeing AH-64D, ist auch die Position der Heckrotorpedale in die Vorsteuerung miteinbezogen. Da bei dem Versuchsträger eine Kollektivwinkelposition nicht zur Verfügung steht, erfolgt eine Rückführung des von der Leistungsbremse gemessenen Lastmoments. Mittels eines auf Normbedingungen korrigierten Kennfeldes und dem P-Anteil wird so eine Gasgeneratorsolldrehzahl  $n_{HD,soll}$  gebildet, die dem Gasgeneratorregler als Führungsgröße dient.

### 4.3.4 Regelung des Gasgenerators

Der eigentliche Kern der Regelung ist die Drehzahlregelung des Gasgenerators (Bild 4.3). Die Einstellung der von vorgeschalteten Modulen vorgegebenen Gasgeneratorsolldrehzahl  $n_{HD,soll}$  wird durch eine PI-Regelung mit Vorsteuerung vollzogen, die auf dem bereits entwickelten „Reglertyp 4“ basiert [Aue95]. Die Führungsgröße  $n_{HD,soll}$  und die Rückführgröße  $n_{HD}$  werden zunächst mittels der aktuellen Umgebungsbedingungen korrigiert. Diese korrigierte Solldrehzahl dient als Grundlage für die Interpolation des Vorsteuerungsanteils  $\dot{m}_{Br,V}$  aus einem Kennfeld, der in etwa dem Brennstoffmassenstrom bei stationärem Betrieb entspricht. Das Kennfeld beinhaltet auch Informationen für den zu stellenden Brennstoffmassenstrom beim Anlassvorgang und für Drehzahlen unterhalb des Leerlaufs.

Der Proportional-Zweig bestimmt aus der Regelabweichung den zuzumessenden Brennstoffanteil  $\dot{m}_{Br,P}$ . Die angewandten, über den Lastbereich variablen Verstärkungsfaktoren wurden nach der klassischen *Deadbeat*-Reglerauslegung ermittelt und experimentell verifiziert [Ise88].

Der Integral-Zweig wurde gegenüber dem bestehenden Konzept hinzugefügt, um das Führungsverhalten des Reglers während des Startvorgangs und im niederen Lastbereich zu verbessern. Zusätzlich wird so eine Kompensation etwaiger Abweichungen des stationären Kennfeldes erleichtert. Die ebenfalls variablen Verstärkungskoeffizienten  $k_I$  sind so ausgelegt, dass ab etwa 70 % der Gasgeneratornenndrehzahl der Integralanteil deaktiviert wird. Unterhalb von etwa 30 %  $n_{HD}$ -Drehzahl verhindert eine Abschaltung und Rücksetzung das Überlaufen des Integrators (sog. *integrator-wind-up*).

Die Summe der Brennstoffmassenströme aus Vorsteuerung, Proportional- und Integralzweig wird mittels einer inversen ISA-Korrektur auf die tatsächlichen Umgebungsbedingungen angepasst und als Stellsignal an die Limitierungseinheit weitergegeben.

Die Steuerung des elektronischen Bleedventils erfolgt über eine Kennlinie, die von der Gasgeneratorrehzahl  $n_{HD,k}$  abhängig ist. Die implementierte Charakteristik entspricht dem Verhalten des serienmäßigen Abblaseventils (Kap 2.2.3).

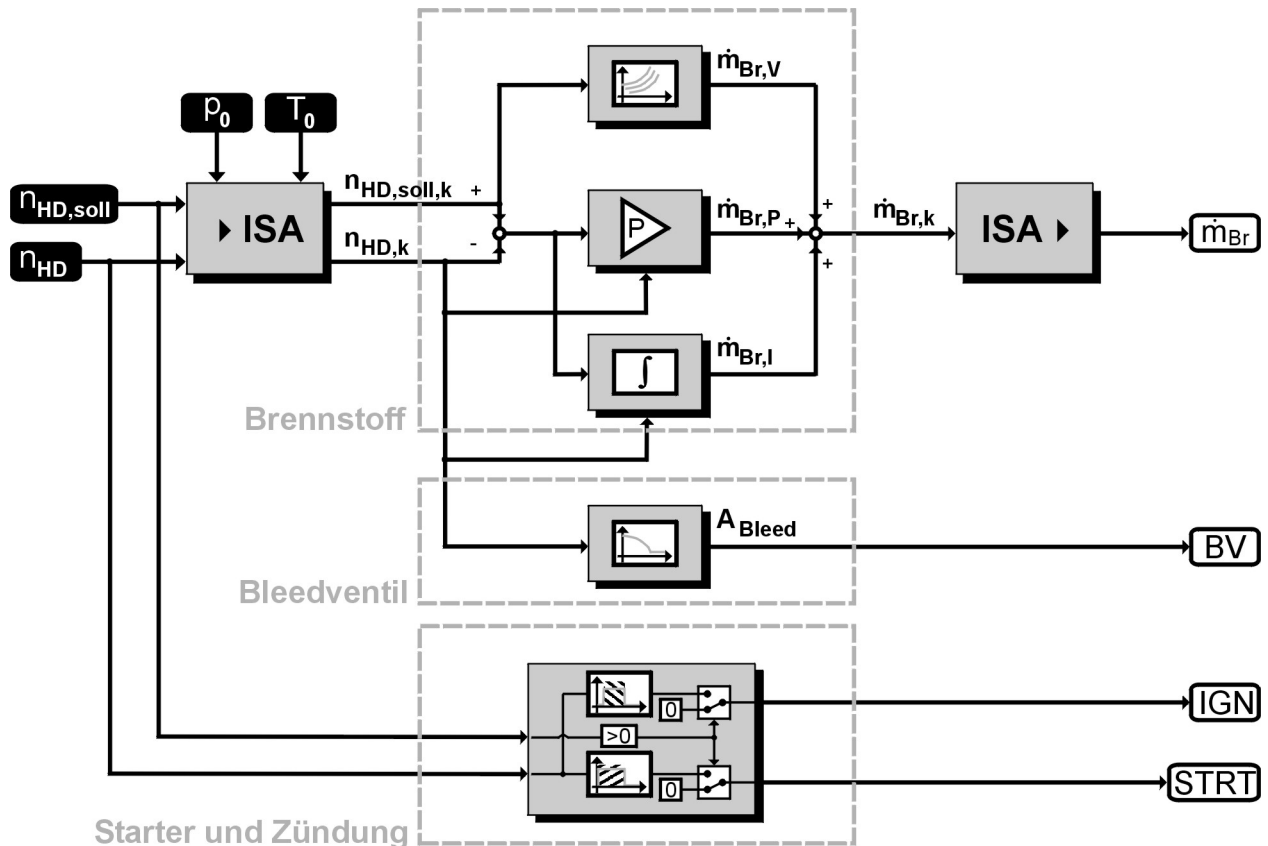


BILD 4.3: SIGNALFLUSSPLAN DES GASGENERATORREGLERS ZUR REGELUNG DER HOCHDRUCKWELLENDREHZAHL

Die Betätigung von Starter und Zündung wird ebenfalls durch den Gasgeneratorregler gesteuert. Der Startermotor wird bei einer Drehzahl  $n_{HD}$  unter 30 % aktiviert und bei ca. 58 % wieder deaktiviert. Die Steuerung der Zündung erfolgt analog. Im Abschaltmodus des Triebwerks, der mit einer Soll-Drehzahl  $n_{HD,soll}=0\%$  signalisiert wird, sind beide Systeme blockiert.

#### 4.3.5 Limitierungen

Für den sicheren Betrieb des Triebwerks sind drei Limitierungsfunktionen vorgesehen, welche die mechanische und thermodynamische Integrität des Versuchsträgers gewährleisten. Der Stelleingriff erfolgt jeweils durch Reduzierung des Brennstoffs der vom Gasgeneratorregler berechnet wird. Die Auswahl des effektiv zu stellenden Wertes erfolgt über eine Minimalauswahl, was eine stufenlose und sprungfreie Aktivierung der Limiter ermöglicht. Die Grenzwertregler sind im einzelnen:

#### ▪ Beschleunigungslimitierung

Um Beschädigungen des Triebwerks bei starken Beschleunigungen, insbesondere durch die inhärente Gefahr des Verdichterpumpens, zu vermeiden, wird die maximale Beschleunigungsfähigkeit des Triebwerks begrenzt. Dies wird über eine Einschränkung des Brennstoff-Luft-Verhältnisses erreicht, das näherungsweise über den Verdichteraustrittsdruck  $p_V$  und den Stellbrennstoffmassenstrom  $\dot{m}_{Br}$  bestimmt wird. Aus einer auf  $p_V$  bezogenen Kennlinie über  $n_{HD}$  wird so der augenblicklich maximal erlaubte Brennstoffmassenstrom gebildet.

#### ▪ Maximale Hochdruckwellendrehzahl

Die maximale Drehzahl der Hochdruckwelle stellt durch die auftretenden hohen Fliehkräfte eine unbedingt einzuhaltende Größe dar. Die Darstellung des Grenzwertreglers erfolgt als vorgesteuerter P-Regler. Dabei wird ein sehr gutes Führungsverhalten gefordert. Einerseits kann bereits ein geringes Überschießen des Grenzwertes zu Schäden am Triebwerk führen, andererseits bedeutet eine bleibende Regelabweichung nach unten oder auch ein nur langsam asymptotisches Erreichen des Grenzwertes bereits einen erheblichen Verlust an Nutzleistung. Der Grenzwert des Triebwerkherstellers ist dabei in der Regel in drei Stufen vorgegeben, um die bereits erwähnte Reserveleistung für Notsituationen zur Verfügung zu stellen. Das Regelsystem sieht insgesamt drei Leistungsstufen vor:

- Nominalleistung, die kontinuierlich abgegeben werden kann,
- 150 s Notleistung,
- 10 s Notleistung.

Die Notleistungsstufen sind jeweils durch eine prozentuale Steigerung gegenüber dem Nominalwert definiert. Die von dem Hersteller des Versuchsträgers Allison 250-C20B vorgegebenen Grenzwerte sind an den serienmäßigen hydromechanischen Regler angepasst und werden von diesem nicht abgeregelt. Die Einhaltung der Grenzwerte obliegt dem Piloten, daher ist auch die zur Verfügung gestellte Notleistung deutlich konservativer als bei modernen Triebwerken. Die Notleistung ist allerdings bei dem hier vorliegendem reinen Prüfstandsbetrieb ohne Bedeutung, so dass die Grenzwerte so gewählt wurden, dass ein Auslösen der Notabschaltung durch die Prüfstandsüberwachung vermieden wird und gleichzeitig ein deutlicher Abstand zu den Betriebsgrenzen gewährleistet ist.

Bild 4.4 zeigt die Abregelung der Gasgenerator-drehzahl bei einem Lastsprung. Zur Demonstration wurden die Limitierungen wie folgt gewählt:

- Nominalleistung auf  $n_{HD}=90\%$  begrenzt,
- 30 s-Notleistung nominal + 5 %,
- 10 s-Notleistung nominal + 8 %.

Der Verlauf zeigt, dass die 10 s-Notleistung nicht voll ausgeschöpft wird. Die zulässige Nominalleistung wird aber deutlich, und die 30 s-Notleistung leicht überschritten. Nach Ablauf von 10 s seit dem erstmaligen Überschreiten der Nominalleistung (❶) reduziert der Regler die maximale –nach wie vor geforderte- Drehzahl auf den 30 Sekunden-Grenzwert (❷) und nach weiteren 20 Sekunden auf den für Dauerbetrieb zulässigen Wert (❸). Die hier verwendeten Grenzwerte dienen lediglich der Demonstration und

sind frei gewählt. Bei flugfähigen Ausführungen würden hier entsprechend höhere und länger einsetzbare Leistungsreserven freigegeben. Insbesondere die zweite Stufe der Limitierung (die in der Regel für 150 Sekunden abrufbar ist) wird oftmals nur „weich“ limitiert, d.h. es erfolgt lediglich eine Indikation auf den Triebwerksüberwachungsinstrumenten. Sollte die Notlage nach Ablauf der ersten 30 Sekunden noch nicht bereinigt sein, steht dem Piloten so weiterhin die maximal mögliche Triebwerksleistung zur Verfügung. Eine Beschädigung des Triebwerks kann dann aber nicht mehr ausgeschlossen werden.

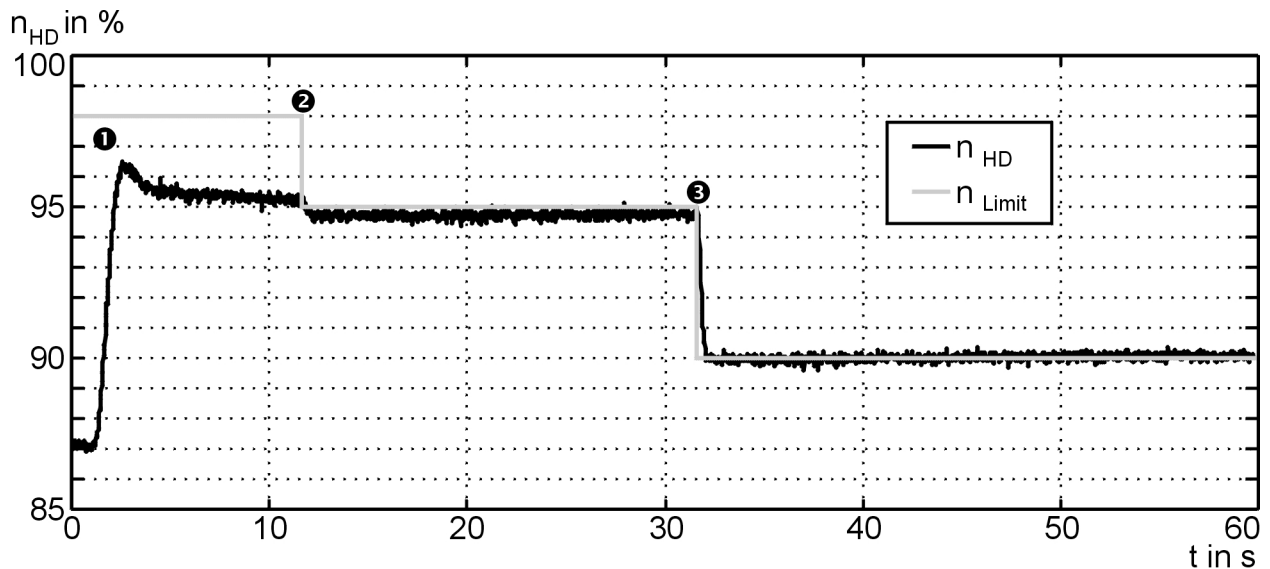


BIld 4.4: BEISPIEL FÜR DIE ZEITLICHEN LIMITIERUNGSSTUFEN DER  $n_{HD}$ -DREHZAHl MIT 10 s-NOTLEISTUNG (1), 30 s-NOTLEISTUNG (2) UND NOMINALLEISTUNG FÜR DAUERBETRIEB (3).

#### ▪ Maximale Turbinenaustrittstemperatur

Die Hochdruckturbinen ist das thermisch am stärksten belastete Bauteil des Triebwerks. Die Überwachung der Material- bzw. Gaseintrittstemperatur ist an dieser Stelle allerdings aufgrund der sehr hohen Temperaturen technisch nur aufwändig möglich, weshalb als Referenztemperatur für die Überwachung die Austrittstemperatur des Fluids nach der Hochdruckturbinen gemessen wird. Dies ist aufgrund des abgesenkten Temperaturniveaus mit über den Umfang verteilten handelsüblichen Thermoelementen möglich. Der Hersteller gibt als stationären Grenzwert 1083 K an. Während des Anlassenvorganges dürfen für 10 Sekunden maximal 1200 K erreicht werden. Im transienten Betrieb ist für höchstens 6 Sekunden eine TOT von 1116 K zulässig [All73]. Je nach Umgebungsbedingungen wird die Triebwerksleistung also von der Turbinenaustrittstemperatur oder der Gasgenerator Drehzahl bestimmt. Für die TOT sind allerdings keine zeitlich begrenzten Reserveleistungen vorgesehen. Die Realisierung des Grenzwertreglers erfolgt ebenfalls als vorgesteuerter P-Regler, wobei für das Führungsverhalten ähnliche Anforderungen gelten wie bei der Drehzahlregelung. In der hier ausgeführten Version der Regelsoftware sind keine zeitlichen Limitierungen vorgesehen und als Grenzwert werden 1050 K eingestellt, um eine Sicherheitsreserve gegenüber der Prüfstandsüberwachung zu integrieren. Die transienten Limitierungen, insbesondere während des Starts, werden im Versuchsbetrieb in der Regel nicht erreicht.

### 4.3.6 Pumperkennung

Ein Strömungsabriss im Verdichter und ein daraus resultierendes Pumpen des ganzen Triebwerks stellt eine große Gefahr für die mechanische Integrität des Triebwerks dar. Insbesondere der sofortige, nahezu komplette Leistungsverlust macht das Pumpen zu einer flugmechanisch bedrohlichen Situation. Ein fortschrittliches Regelsystem muss daher in der Lage sein, ein Pumpen im Idealfall zu verhindern, zumindest aber das Pumpen sicher zu erkennen, zu beenden und umgehend die Triebwerksleistung wiederherzustellen. Die Vermeidung des Verdichterpumpens bei dem Versuchsträger durch eine aktive Regelung ist nur mit einem hohen Aufwand an Sensorik möglich [Gab98]. Daher wurde in die Software eine Pumperkennung integriert, die auf einer Wavelet-Analyse aufbaut und die serienmäßige Instrumentierung verwendet. Die Detektion des Pumpens erfolgt mittels einer Analyse des Drucksignals  $p_v$  am Verdichteraustritt [Uhl99]. Die Korrelation der Level 1- und Level 2-Signale einer *Wavelet*-Transformation des Drucksignals mittels eines Haar-Wavelets wird auf die Überschreitung des Grenzwertes überprüft. Ein Überschreiten gilt dabei als Indikation für einen Pumpvorgang (graues Signal in Bild 4.5). Die Logik spricht, je nach Ausprägung der Druckschwankungen, nach spätestens 1 bis 2 Perioden an. Bild 4.5 zeigt ein relativ schwaches Pumpen bei einer Beschleunigung aus einem sehr niederen Lastbereich heraus.

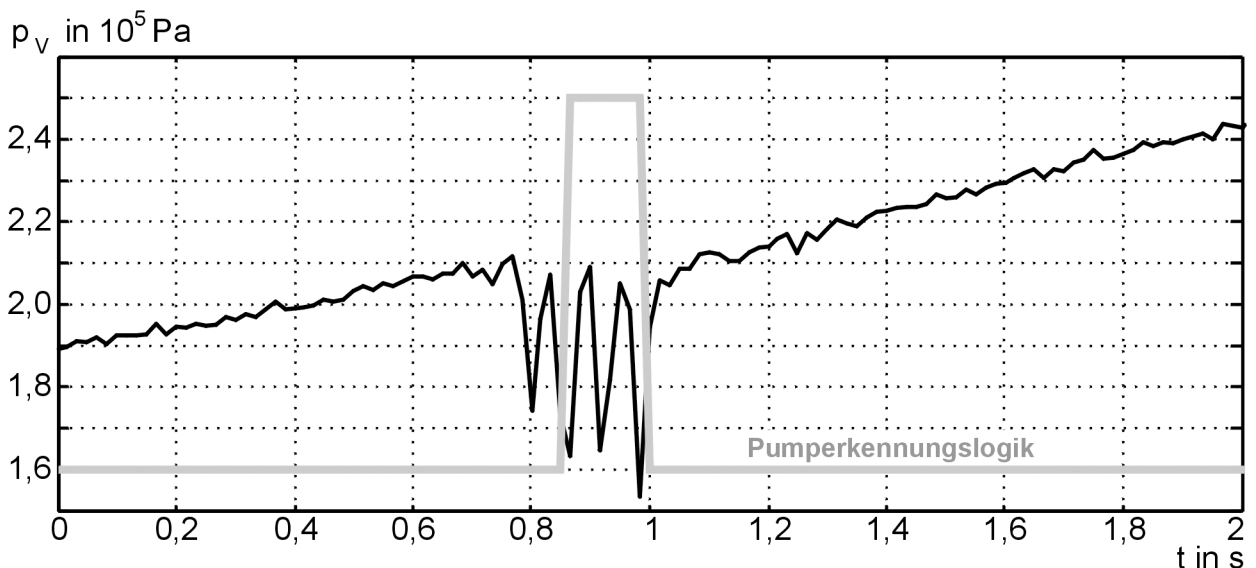


BILD 4.5: ANSPRECHEN DER PUMPERKENNUNG BEI EINEM PUMPVORGANG WÄHREND EINER BESCHLEUNIGUNG

Beim Erkennen eines Pumpstoßes leitet die Regelung sofortige Maßnahmen zum Beenden des Pumpens ein. Als erste und wichtigste Maßnahme wird das elektronisch betätigte Bleedventil voll geöffnet, um eine Entdrosselung des Axialverdichters zu erzielen. Je nach Ursache der Verdichterinstabilität reicht die Entdrosselung alleine nicht aus um das Pumpen zu beenden. Durch die einbrechende Nutzleistung und die damit abfallende Niederdruckwellendrehzahl wird eine verstärkte Beschleunigung des Gasgenerators gefordert, was, je nach Auslöser des Pumpens zum erneuten Überschreiten der Pumpgrenze führen würde. Daher wird der Brennstoffmassenstrom zunächst reduziert und es wird versucht das Triebwerk bei geringer Last zu stabilisieren. Danach folgt eine moderate Wiederbeschleunigung des Gasgenerators bis

zu einer Übergabe der Brennstoffsteuerung an den Drehzahlregler der Niederdruckwelle mittels einer Minimalauswahl der Stellsignale.

Alternativ, und im Prüfstandsbetrieb hier angewandt, erfolgt eine Stabilisierung des Triebwerks im Leerlauf, die manuell wieder aufgehoben werden muss.

## 4.4 Prüfstandsmodi der Regelung

Die in Kapitel 4.3 beschriebene Funktionalität der Regelsoftware bildet die Grundlage eines FADEC Systems für Hubschrauber. Für Untersuchungen am Prüfstand sind noch weitere Betriebsmodi vorhanden, mit denen der Versuchsträger betrieben werden kann. In den Modi, die das Triebwerk direkt beeinflussen, stehen die obigen Limitierungs- und Schutzfunktionen mit konservativen Grenzwerten zur Verfügung. Sie sind für Versuche am Rande der Betriebsgrenzen deaktivierbar. Die Transition zwischen den einzelnen Betriebsarten erfolgt jeweils im Leerlauf, wobei durch eine entsprechende Anpassungslogik ein sprunghafter Übergang möglich ist.

### 4.4.1 Gasgenerator Drehzahlregelung

Für stationäre Untersuchungen, z.B. zu Kennfeldvermessungen oder Leistungsmessungen, ist es wünschenswert, dass sowohl Hoch- als auch Niederdruckwelle mit ihren Turbokomponenten bei frei wählbaren, konstanten Drehzahlen betrieben werden können. Dazu ist eine separate Regelung des Gasgenerators vorhanden, die weitgehend der Drehzahlregelung (Kapitel 4.3.4) der FADEC Auslegung entspricht. Die Gasgeneratorsolldrehzahl ist in diesem Fall direkt vom Bediener vorgebar, Änderungen sind sprung- oder rampenförmig oder als zeitliche Verläufe durchführbar. Die Solldrehzahl kann als mechanische Drehzahl  $n_{HD,soll}$  oder als auf ISA-Bedingungen korrigierte Drehzahl  $n_{HD,soll,k}$  eingestellt werden. Die Niederdruckwellendrehzahl  $n_{ND}$  kann davon entkoppelt über die Bremsenregelung als mechanische oder korrigierte Größe gewählt werden.

### 4.4.2 Brennstoffsteuerung

Als weitere Betriebsart ist die Möglichkeit der direkten Vorgabe des Brennstoffmassenstroms  $\dot{m}_{Br}$  gegeben („Reglertyp 2“). Der Vorgabewert kann dabei manuell geändert werden, es sind sprung- oder rampenförmige Änderungen möglich. Für Untersuchungen zur Verdichterstabilität kann so eine starke Androsselung des Kombinationsverdichters erreicht werden. Der Bremsenregler übernimmt in diesem Fall die Regelung der Abtriebswellendrehzahl durch Anpassung des Lastmoments an der Wirbelstrombremse.

### 4.4.3 Ansteuerung des hydromechanischen Reglers

Bei dieser Betriebsart („Reglertyp 1“) wird das Triebwerk von dem serienmäßigen hydromechanischen Regler kontrolliert. Die Position des Drehzahlwählhebels des Niederdruckturbinenreglers, der im Hubschrauber mechanisch mit dem Kollektivsteuer gekoppelt ist, wird mittels eines elektrischen Schrittmotors dem Lastmoment der Wirbelstrombremse angepasst. Die Konfiguration entspricht so dem Einsatz des Serientriebwerks in einem Hubschrauber und kann für Vergleichszwecke herangezogen werden.

## 5. INSTATIONÄRE GASZUSAMMENSETZUNGEN

In diesem Kapitel werden die Auswirkungen von inhomogenen Luftströmungen am Triebwerkseintritt auf das Betriebsverhalten einer Wellenleistungsgasturbine untersucht. Insbesondere berücksichtigt wird dabei Luft, die in ihrer chemischen Zusammensetzung nicht der Standardatmosphäre entspricht.

Für das Betriebsverhalten ist der Sauerstoffanteil des Arbeitsmediums von großer Bedeutung, da die Energieumsetzung durch Verbrennung nur bei einer ausreichenden Sauerstoffkonzentration möglich ist. Um die Auswirkungen einer im Sauerstoffgehalt verminderten Eintrittsluft auf den Betrieb des Versuchstriebwerks genauer untersuchen zu können, musste zunächst eine Vorrichtung konzipiert werden, mit der dem Eintrittsmassenstrom größere Mengen eines Fremdgases zugeführt werden können. Als zusätzlicher Bestandteil der Eintrittsluft wurde hierzu Kohlenstoffdioxid ( $\text{CO}_2$ ) ausgewählt, da es eine realistische Form einer Verunreinigung der Eintrittsluft darstellt und als Reaktionsprodukt fossiler Brennstoffe entsteht [Bfu87].

Mit einem speziellen Versuchsaufbau ist es möglich, den Eintrittsmassenstrom des laufenden Triebwerks mit definierten Mengen von erwärmten Kohlenstoffdioxid zu versetzen und die Auswirkungen auf den thermodynamischen Kreisprozess der Turbomaschine zu untersuchen (Kapitel 5.1).

Um die für das Betriebsverhalten des Triebwerks negativen und für die Flugsicherheit durchaus bedrohlichen Folgen abwenden zu können, wurde nach Möglichkeiten gesucht, verunreinigte Eintrittsluft rechtzeitig zu erkennen.

Eine Möglichkeit hierzu ist die Verwendung von mathematischen Beobachtermodellen, die auf der Basis von zur Verfügung stehenden Messdaten versuchen, Anomalien im Triebwerksbetrieb zu detektieren. In [Pre00] wurde dazu ein Konzept vorgestellt, bei dem durch eine mathematische Identifikation von verschiedenen Komponentenwirkungsgraden potenziell gefährliche Betriebszustände registriert werden. Dazu ist aber eine gegenüber dem Serienzustand um je einen Druck- und Temperatursensor erweiterte Instrumentierung des Regelsystems erforderlich. Obwohl eine eindeutige Erkennung einer etwaigen Eintrittsstörung hiermit nicht möglich ist, triebwerksinterne Störungen könnten ähnliche Fehlerbilder produzieren, werden solche Konzepte im Sinne von adaptiven Regelsystemen in Zukunft sicher Anwendung finden.

Eine andere Möglichkeit besteht darin, anstelle von mathematischen Algorithmen eine Sensorik zu implementieren, die in der Lage ist den Sauerstoffgehalt zu messen. Die in der Antriebstechnik von Kraftfahrzeugen verwendeten Abgassensoren erfüllen prinzipiell diese Aufgabe und lassen von ihrer Konzeption her auch eine Anwendung in Flugtriebwerken denkbar erscheinen. Entsprechende Sensoren wurden daraufhin in verschiedenen Konfigurationen in den Versuchsträger integriert und auf ihre Eignung hin untersucht und beurteilt.



## 5.1 Anlagenaufbau zur Erzeugung von Eintrittsstörungen

In einer Studie wurden verschiedene Möglichkeiten zur Zufuhr von Fremdgasen betrachtet und auf ihre Realisierbarkeit hin untersucht [Hau00]. Von besonderer Bedeutung war es dabei, Beschädigungen des Triebwerks zu vermeiden. Folgende Konzepte wurden erörtert:

- Einblasung von Fremdgasen aus Druckspeichern,
- Rezirkulation der Verbrennungsgase,
- pyrotechnische Gasgeneratoren.

Die Verwendung von pyrotechnischen Treibladungen, wie sie zum Beispiel bei Airbag-Rückhaltesystemen verwendet werden, ist technisch sicherlich die einfachste Lösung um innerhalb kurzer Zeit große Mengen von Gas freizusetzen, allerdings ließen die Unkenntnis über die exakte chemische Zusammensetzung der Reaktionsprodukte und nicht zuletzt Sicherheitsbedenken von einem Einsatz am Triebwerksprüfstand absehen.

Eine Rezirkulation der Verbrennungsgase, bei welcher der Abgasmassenstrom über Ventile teilweise mit dem Eintrittsmassenstrom vermischt wird, ist in sofern problematisch, da in Folge des immer noch relativ hohen Sauerstoffanteils im Abgas große Massen rückgeführt werden müssten, was zu sehr hohen Verdichtereintrittstemperaturen führen würde. Außerdem ist bei solch einer Konfiguration der Zustand der Eintrittsluft nicht konstant.

Als zweckmäßig erwies sich ein Versuchsaufbau unter Verwendung eines Kohlenstoffdioxid-Gasspeichers, wie er in Bild 5.1 dargestellt ist. Der Gasspeicher ist mit einem sog. Y-Ventil ausgestattet, das wahlweise die Entnahme des Mediums in gasförmiger

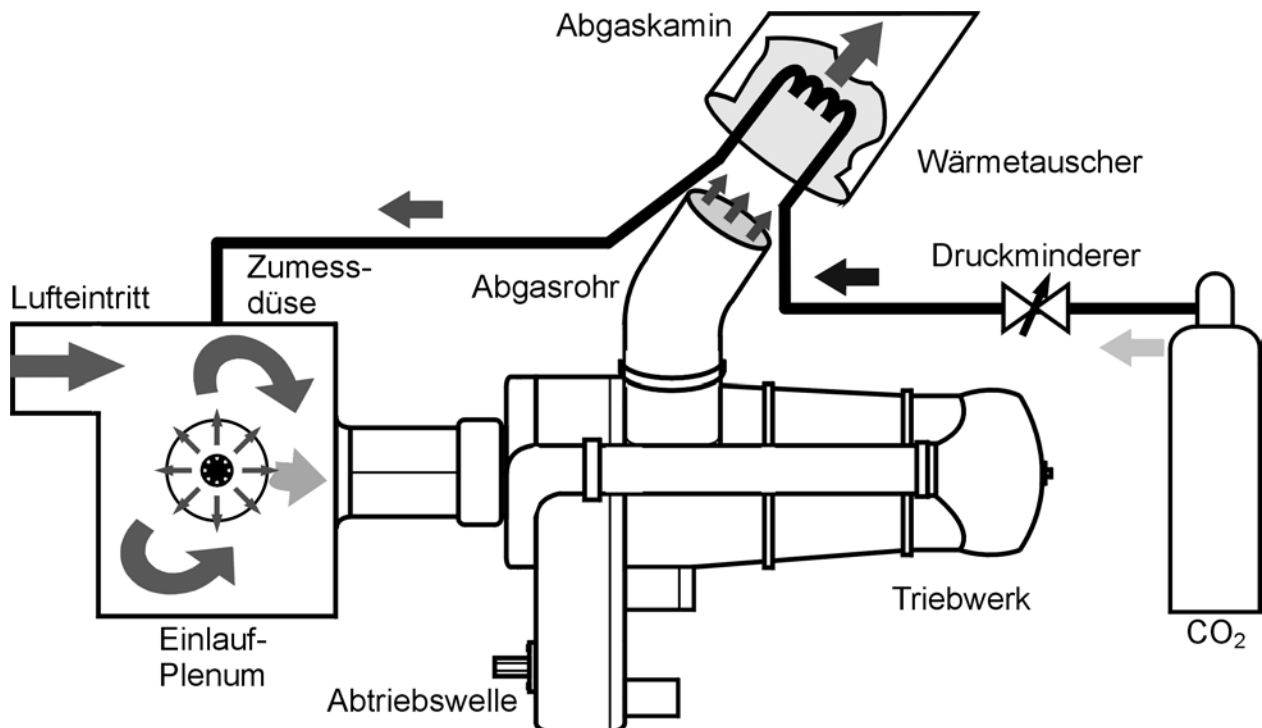


BILD 5.1: ANLAGE ZUR FREMDGASEINBLASUNG IN DAS EINLAUF-PLENUM DES VERSUCHSTRIEBWERKS

oder in flüssiger Form zulässt. Der Massenstrom wird im Falle einer gasförmigen Entnahme über einen Druckminderer eingestellt und bei abfallendem Flaschendruck konstant gehalten. Dem Druckminderer ist ein einfacher Wärmetauscher aus gewundener Kupferleitung stromabwärts im Abgaskamin nachgeschaltet. Das Fluid strömt durch eine Düse radial in das Einlauf-Plenum des Versuchsträgers und wird dort mit dem Luftmassenstrom vermischt. Unmittelbar vor der Zumesdüse ist eine Messstelle zur Bestimmung von Temperatur und Druck des Fluids angebracht. Als weitere Temperaturmessstellen befinden sich im Einlaufkasten ein Thermoelement, das direkt im Einblasebereich liegt, sowie zwei geschlossene Thermoelemente direkt vor dem Verdichterleitrad, da durch die Einblasung von gestörten Strömungsverhältnissen ausgegangen werden muss.

Mit diesem Versuchsaufbau ist es möglich, einen über weite Bereiche frei wählbaren Kohlenstoffdioxidmassenstrom mit gegenüber der Umgebung deutlich erhöhter Temperatur mit den Einlaufmassenstrom zu mischen. Die Temperatur hängt indirekt von der Triebwerksleistung ab, da die Wandtemperatur des Wärmetauschers in erster Näherung proportional zur Abgastemperatur ist. Dies gilt aber nur für einen kurzzeitigen Betrieb der Anlage, da durch das kalte Fluid eine starke Abkühlung des Druckminderers und der Rohrleitungen eintritt. Für die im Versuchsbetrieb geforderten Einblasezeiten von maximal 10 s herrschen nahezu konstante Bedingungen.

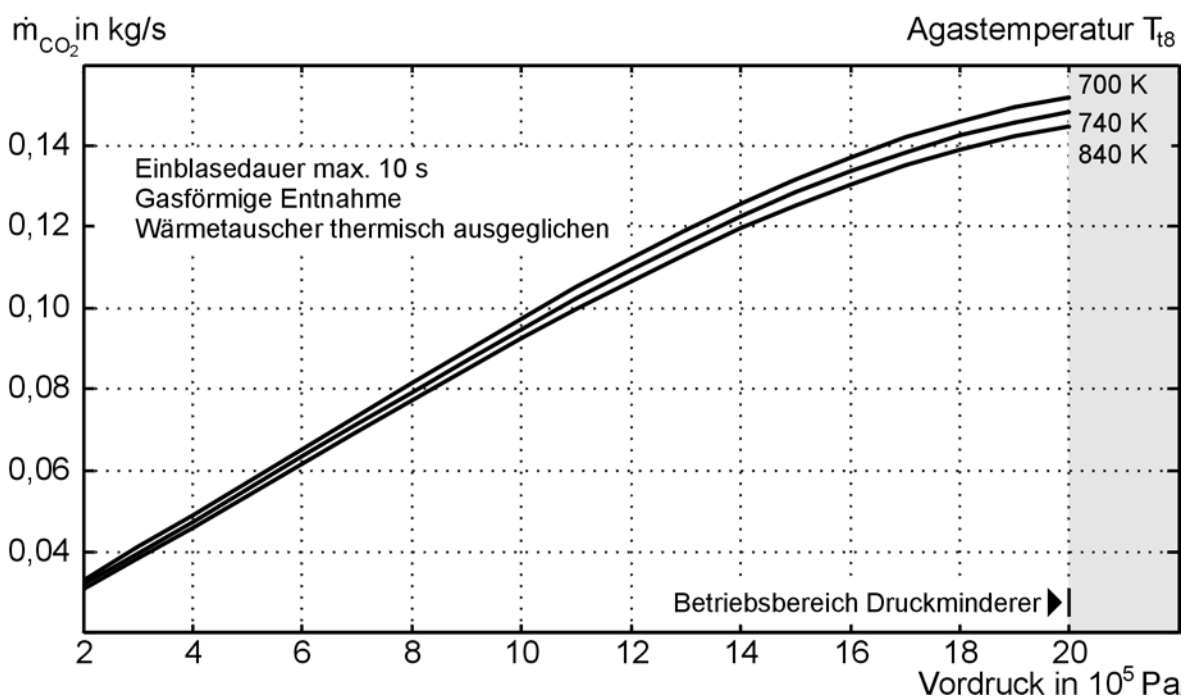


BILD 5.2: EFFEKTIVER CO<sub>2</sub>-MASSENSTROM IN ABHÄNGIGKEIT VON DEM VORDRUCK DES DRUCKMINDERERS UND DER ABGASTEMPERATUR DES VERSUCHSTRIEBWERKS

Der resultierende Massenstrom ist in Bild 5.2 für eine kurzzeitige Einblasung in Abhängigkeit der Abgastemperatur und des Vordrucks am Leitungssystem dargestellt. Mit zunehmendem Vordruck des Druckminderers steigen die Druckverluste im Leitungssystem stark an, so dass keine proportionale Massenerhöhung mehr realisiert werden kann [Due00].

## 5.2 Auswirkung einer CO<sub>2</sub>-Eintrittsstörung auf das Leistungsverhalten

Mit der im vorherigen Kapitel vorgestellten Versuchsanlage ist es möglich, den Einlaufmassenstrom des Triebwerks gezielt mit CO<sub>2</sub> zu verunreinigen. Ziel dieses Kapitels ist es, die Effekte der geänderten Zusammensetzung des Arbeitsmediums darzustellen. Durch einen Vergleich der experimentell gewonnenen Daten mit einer Simulationsrechnung erfolgt die Analyse der Auswirkungen auf die verschiedenen Komponenten der Turbomaschine.

Bei der Berechnung des Leistungsverhalten von Turbomaschinen erfolgt eine Beschreibung der Umgebungsbedingungen in der Regel durch Eintrittstemperatur und –druck sowie durch die Luftfeuchte der angesaugten Luft. Die hierzu üblichen Rechenverfahren basieren auf einer Machähnlichkeits-Korrektur der Eintrittsgrößen und der Anpassung der Stoffwerte an die Feuchtigkeit der Eintrittsluft. Bei den normalerweise vorherrschenden Umgebungsbedingungen ist mit diesen Methoden eine gute Übereinstimmung mit dem realen Prozess zu erzielen [Car00]. Liegen starke Abweichungen von der Standardatmosphäre vor, wie es beispielsweise bei einem Flug durch schweren Regen der Fall ist, muss auch die Verdampfung des Wassers innerhalb des Triebwerks numerisch abgebildet werden [Thi96]. Dies ist insbesondere auch bei einer gezielten Wassereinspritzung zur Leistungserhöhung notwendig [Meh00].

Beispiele für die numerische Behandlung von Anteilen anderer Gasarten, wie Stickstoff oder Stickstoffmonoxid, sind Studien von Hyperschall-Antrieben, bei denen es durch eine Überschallverbrennung zu Dissoziationseffekten des Gases kommt [Bau94], [Fis95].

Um den Einfluss des Kohlenstoffdioxid-Anteils durch den Versuchsaufbau numerisch erfassen zu können, wurde das Leistungsrechnungsprogramm von PSSD entsprechend erweitert. Dazu erfolgte eine Darstellung der Temperaturabhängigkeit der relevanten Stoffwerte des CO<sub>2</sub> in Form von Polynomen, wie es in Kapitel 3.3.1 beschrieben ist [Vdi97], [Gor98]. Es wird dabei von einem rein gasförmigen Vorkommen des CO<sub>2</sub> ausgegangen, dessen Massenanteil durch den Wert  $\beta_{\text{CO}_2}$  in Gleichung 3.1 erfasst wird.

Die Aufgabe besteht zunächst darin, die einzelnen im Versuchsbetrieb aufgetretenen Arten der Eintrittsstörung zu erkennen und zu isolieren. Zu der variablen Gaszusammensetzung addieren sich noch die Auswirkungen einer Temperaturstörung sowie die einer Totaldruckstörung, die im Folgenden getrennt von einander erörtert werden.

### ▪ Totaldruckstörung

Bei der im Versuchsaufbau gewählten Position der CO<sub>2</sub>-Düse im Einlaufplenum unmittelbar vor dem Verdichtereintritt (siehe Bild 5.1), war mit einer Totaldruckstörung aufgrund einer starken Wirbelbildung zu rechnen. Um dies zu verifizieren wurde eine Versuchsreihe durchgeführt, bei der anstelle von CO<sub>2</sub> reine Druckluft in Standardzusammensetzung zum Einsatz kam. Die Auswertung der Messungen ergab, entgegen der Annahme, eine Totaldruckerhöhung in der Verdichtereintrittsebene. Ausgehend von der Messung des Drucks, der in der Einlaufebene über vier statische Druckentnahmen erfolgte, ergab sich aus der rechnerischen Versuchsauswertung ein ca. 2,5 % erhöhter

Totaldruck  $p_{t2}$  bei einem Vordruck von ca.  $13 \cdot 10^5$  Pa des Einblasemassenstroms. Die Auswirkungen dieser Druckerhöhung können durch die Nachrechnung dieses Messpunktes mit einem Leistungsrechnungsprogramm bestätigt werden.

Durch das Einblasen in das Plenum vor dem Verdichter geht also eine Erhöhung des Totaldrucks aus. Aussagen über das genaue Strömungsfeld am Verdichtereintritt sind nicht möglich, da hierzu eine aufwändige Messtechnik installiert werden muss. Eine negative Beeinflussung des Verdichters durch lokale Totaldruckstörungen konnte aber nicht beobachtet werden.

Dieses Verhalten lässt sich durch die sehr wirkungsvolle Funktion des Eintrittsleitrades des Versuchsträgers erklären. Wie vorangegangene Versuche gezeigt haben, ist die Konfiguration dieses Kombinationsverdichters mit einem vorgeschalteten, starren Leitrad sehr robust gegenüber Druckstörungen im Eintrittsmassenstrom. Bei Versuchen mit verschiedenen Einlaufsieben unmittelbar vor dem Leitrad konnte keine Änderung in der Lage der Pumpgrenze festgestellt werden [Gab98]. Dieses robuste Betriebsverhalten ist aber als Ausnahme zu betrachten, wie zahlreiche Untersuchungen an anderen Triebwerken zu diesem Thema gezeigt haben [Sch00], [Rei69].

#### ▪ Temperaturstörung

Analog zu einer lokalen Druckstörung ist auch von einer inhomogenen Verteilung der Eintrittstemperatur auszugehen. In Bild 5.3 ist der Verlauf der Totaltemperatur an zwei Messstellen während einer Einblasung dargestellt. Für die Zeitspanne der etwa 10 s dauernden Einblasung ist deutlich zu sehen, dass sich im Bereich der linken Messposition ein stationäres Gebiet erhöhter Temperatur befindet, während im rechten Sektor nur ein leichter Anstieg der Temperatur zu registrieren ist.

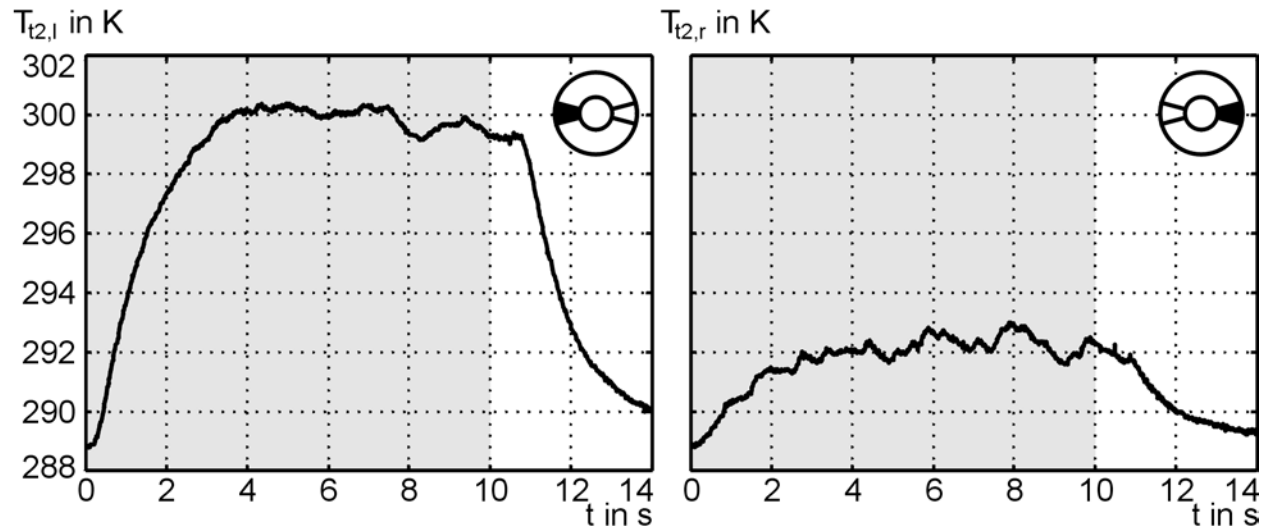


BILD 5.3: VERLAUF DER TOTALTEMPERATUR AN ZWEI UMFANGSPPOSITIONEN IN DER VERDICTEREINTRITTSEBENE WÄHREND EINER EINBLASUNG IN DAS EINLAUF-PLENUM

Die aus der erhöhten Temperatur resultierende Verschlechterung des thermodynamischen Prozesswirkungsgrades konnte mit dem Leistungsrechnungsprogramm nachvollzogen werden. Hierbei erwies sich der Mittelwert aus linkem und rechtem Temperaturverlauf als gute Näherung der effektiven Eintrittstemperatur  $T_{t2}$ .

### ▪ CO<sub>2</sub>-Eintrittsstörung

In Tabelle 5.1 sind die wesentlichen Änderungen der Prozessgrößen bei mehreren CO<sub>2</sub>-Eintrittsstörung dargestellt. Die Werte wurden während einer 10 s dauernden CO<sub>2</sub>-Einblasung aufgezeichnet, wobei das Triebwerk mit konstantem Brennstoffmassenstrom betrieben wurde. Bei den prozentual aufgeführten Werten sind die Daten auf den Nennwert bezogen. Die relativen Änderungen, beispielsweise bei den Wirkungsgraden, sind höher. Als Berechnungsgrundlage dienen die Messwerte am Ende der Einblasungsphase. Zu diesem Zeitpunkt wurde ein annähernd stationärer Arbeitspunkt erreicht.

$m_{Br}$ [g/s]	$m_2$ [kg/s]	$\beta_{CO_2}$ [-]	$\Delta T_{t2,m}$ [K]	$\Delta T_{t3}$ [K]	$\Delta \eta_V$ [%]	$\Delta \eta_{BK}$ [%]	$\Delta T_{t44}$ [K]	$\Delta \eta_{T,HD}$ [%]	$\Delta \eta_{HD}$ [%]	$\Delta P$ [kW]
12,0	0,93	0,065	+6,9	+0,4	+4,4	-7,6	+2,0	-3,1	-1,4	-4,2
16,0	0,99	0,057	+6,3	+0,1	+2,5	-6,5	+2,8	-2,5	-1,2	-4,8
20,0	1,14	0,053	+6,9	+0,3	+1,9	-5,8	+6,0	-1,9	-1,1	-5,1
28,0	1,30	0,046	+3,5	+0,1	+2,1	+5,1	+8,2	-1,8	-0,9	-8,1

TABELLE 5.1: ÄNDERUNG DER PROZESSGRÖßEN WÄHREND EINER CO<sub>2</sub>-EINTRITTSSTÖRUNG BEI VERSCHIEDENEN BETRIEBSPUNKTEN

Den gemessenen Auswirkung sind in Tabelle 5.2 die Ergebnisse einer Simulationsrechnung gegenübergestellt. Die erste Zeile gibt die Änderung bei einer kombinierten Temperatur- und Druckstörung wieder, wie sie während der Einblasung herrscht. Der zweite Fall berücksichtigt zusätzlich einen CO<sub>2</sub>-Massenanteil von 6 % in der Eintrittsluft. Abschließend ist ein Betriebspunkt berechnet, bei dem zusätzlich eine 5 %-tige Einbuße im Brennkammerwirkungsgrad vorgegeben ist, um die Auswirkung des CO<sub>2</sub>-Anteils auf den Verbrennungsprozess zu beschreiben.

$m_{Br}$ [g/s]	$m_2$ [kg/s]	$\beta_{CO_2}$ [-]	$\Delta T_{t2,m}$ [K]	$\Delta T_{t3}$ [K]	$\Delta \eta_V$ [%]	$\Delta \eta_{BK}$ [%]	$\Delta T_{t44}$ [K]	$\Delta \eta_{T,HD}$ [%]	$\Delta \eta_{HD}$ [%]	$\Delta P$ [kW]
16,0	1,01	0,0	+6,00	+5,01	+0,06	+0,11	+11,31	-0,36	-0,167	-3,08
16,0	1,00	0,06	+6,00	-1,08	+0,07	+0,03	+16,22	-0,49	-0,50	-5,46
16,0	0,98	0,06	+6,00	-6,12	+0,7	<b>-5,00</b>	+10,03	-1,06	-1,86	-11,86

TABELLE 5.2: SIMULATIONSRECHNUNG EINER CO<sub>2</sub>-EINTRITTSSTÖRUNG MIT LEISTUNGSSYNTHESERECHNUNG

Die Ergebnisse der Simulation bestätigen tendenziell die gemessenen Auswirkungen des CO<sub>2</sub> auf den Betrieb des Triebwerks.

Es kann beobachtet werden, dass der CO<sub>2</sub>-Anteil negative Auswirkungen auf den Ausbrand des Brennstoff hat, während die Funktion von Verdichter und Turbinen nicht wesentlich beeinflusst wird. Die reduzierte Nutzleistung als Folge des schlechteren Brennkammerwirkungsgrads wird im Flugbetrieb durch die Triebwerksregelung kompensiert.

### 5.3 Untersuchung der Zündfähigkeitsbedingungen

In dem vorangegangenen Kapitel wurden die Auswirkungen einer abnormalen Gaszusammensetzung der Eintrittsluft auf das stationäre Leistungsverhalten des Triebwerks und auf die einzelnen strömungsmechanischen Komponenten betrachtet. Die schon bei geringen Störungen beobachteten starken Änderungen lassen auch die Frage nach dem Zustand der Verbrennung aufkommen, bei dem ein Verlöschen in Folge des reduzierten Sauerstoffgehalts auftritt.

Bei dem in den einleitenden Kapiteln erwähnten Beispiel des Einflugs eines Hubschrauber in eine Abgaswolke erlitt die Triebwerksanlage einen sofortigen Ausfall [Bfu87]. Im Rahmen der Unfalluntersuchung wurde festgestellt, dass die Abgase als Produkt eines industriellen Verbrennungsprozesses einen Sauerstoffanteil von lediglich 5 % aufwiesen. Gegenüber der Normalatmosphäre bedeutet dies eine Reduktion um über 75 %, was in dem Untersuchungsbericht dann als Ausfallsgrund für die Triebwerksanlage beurteilt wurde. Es ist aber mit hoher Wahrscheinlichkeit davon auszugehen, dass bei dem angesaugten Fluid bereits eine Vermischung mit der Umgebungsluft stattgefunden hatte, so dass die Grenze der Verbrennungsstabilität schon bei deutlich höheren Sauerstoffanteilen erreicht wird.

Mit dem in Kapitel 5.1 beschriebenen Prüfstands Aufbau wurde versucht, die Grenzbedingungen für ein Versuchstriebwerk experimentell zu identifizieren, bei denen ein Abreißen der Verbrennung aus Sauerstoffmangel auftritt. Durch den eingeschränkten Regelbereich des verwendeten Druckminderers war es nur bis zu Bereichen mittlerer Triebwerksleistung möglich, durch entsprechend hohe  $\text{CO}_2$ -Massenströme ein Verlöschen zu erreichen. Die erhaltenen Daten streuten relativ stark, so dass keine genaue Kennlinie für den absoluten Sauerstoffbedarf ermittelt werden konnte. In der Summe der erhaltenen Messpunkte ist aber bereits ab einer Verminderung des Sauerstoffanteils in der Verbrennungsluft um nur 10 %, bezogen auf den Anteil von 20,9 % in der Normalatmosphäre, mit der Gefahr eines Triebwerksausfalls zu rechnen. Überraschenderweise traten Ausfälle unter diesen Bedingungen unabhängig von der Triebwerksleistung auf. Bei einer Reduktion um 15 % trat bei allen Versuchen, ebenfalls lastunabhängig, ein sofortiges Verlöschen auf.

Ist ein Triebwerksausfall aufgetreten, sei es mangels Sauerstoffs oder wegen einer kurzzeitigen Unterbrechung der Brennstoffzufuhr, so soll das Triebwerk sofort wieder gezündet werden. Um in jedem Betriebszustand, insbesondere auch beim Start, eine optimale Gemischbildung in der Brennkammer zu erzielen, wird in dem Versuchsträger eine zweistufige Brennstoffdüse verwendet. Die Primärdüse ist speziell für das Anlassen des Triebwerks konzipiert und besitzt eine relativ geringe Durchflussrate. Die Sekundärdüse, die eine wesentlich größere Öffnungsfläche besitzt, wird durch ein federbelastetes Ventil bei höheren Brennstoffdrücken geöffnet [All85]. Der Umschalt- punkt liegt bei einem gemessenen Brennstoffdruck von  $10,5 \cdot 10^5$  Pa direkt vor der Einspritzdüse. Dies korrespondiert mit einem Brennstoffdurchsatz von ca.  $5 \cdot 10^{-3}$  kg/s.

In einer Versuchsreihe sollten nun die optimalen Bedingungen gefunden werden, mit denen ein schnelles Einsetzen der Verbrennung bei dem auslaufendem Triebwerk möglich ist. Dazu wurde die Brennkammer des mit ca.  $n_{\text{HD}}=90$  % stationär betriebenen Versuchsträgers durch eine 0,15 s dauernde Unterbrechung der Brennstoffversorgung

zum Verlöschen gebracht. Anschließend wurde der Brennstoffmassenstrom auf feste Werte eingestellt, die von 3,0 bis zu 20,0 g/s reichten. Die Zündung wurde erst 0,5 s nach der Brennstoffunterbrechung aktiviert um sicherzustellen, dass der Brennstoffmassenstrom zum Zeitpunkt der Zündung voll ausgebildet ist. Die Auswertung der Zündzeitpunkte diente als Grundlage zur Definition der Optimalbedingung, die dann als Basis für eine Wiederezündfunktion der digitalen Triebwerksregelung vorgesehen war. Es wurde Folgendes beobachtet:

- War die Sekundärdüse der Brennstoffzumessung geöffnet, betrug der Massenstrom also mehr als 5,0 g/s, erfolgte mit Aktivierung der Zündung auch ein sofortiges Einsetzen der Verbrennung, unabhängig von dem aktuellen Luftmassenstrom. In allen Fällen erfolgte bei der oben gewählten Verzögerung eine Zündung noch oberhalb der Leerlaufdrehzahl. Durch eine Verlängerung der Zeitspanne bis zum Einschalten der Zündung erfolgte das sofortige Einsetzen der Verbrennung auch bei Drehzahlen von nur noch  $n_{HD}=30\%$ . Hierbei geriet das Triebwerk bei höheren Brennstoffmassenströmen allerdings teilweise in ein Verdichterpumpen.
- Bei Stellbrennstoffmassenströmen von weniger als 5,0 g/s, erfolgt die Gemischbildung nur noch durch die Primärdüse. In diesen Fällen lagen erst bei relativ niedrigen Drehzahlen von deutlich unter  $n_{HD}=50\%$  zündfähige Bedingungen in der Brennkammer vor. Die Drehzahl zum Zeitpunkt der Zündung war dabei proportional zum gestellten Brennstoffmassenstrom ist. Bei Brennstoffmassenströmen kleiner als 3,5 g/s war noch ein Wiederezünden erreichbar, ein stationärer Betrieb war aber wegen der Unterschreitung der Selbsterhaltungsdrehzahl nicht mehr möglich. Dieses Verhalten kann eindeutig der Düsencharakteristik der Primärstufe zugeschrieben werden, da schon bei einem geringem Durchsatz der Sekundärdüse, insgesamt ca. 5,5 g/s, eine Zündung bei Drehzahlen von ca. 65 % erreicht wurde.

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass die eigentlich für den Startfall vorgesehene Einspritzcharakteristik der Primärdüse für das schnelle Wiederanlassen ungeeignet ist. Bei Gasgenerator Drehzahlen deutlich oberhalb von 12 %, bei denen während normaler Starts die Brennstoffzumessung beginnt, ist mit einer Brennstoffzumessung aus der Sekundärdüse eine sofortige Zündung zu erreichen. Dieses Ergebnis, das mit dem Versuchsträger ermittelt wurde, lässt sich nicht verallgemeinern, da die Zündfähigkeit des Gemisches sehr stark von dem Zerstäubungsgrad des Einspritzelements [Rao73] und der Leistungsfähigkeit der Zündanlage abhängt [Bal80].

Die geeignete Strategie für eine Wiederanlassfunktion sollte daher auf jeden Fall eine Brennstoffzumessung aus der Sekundärdüse sein. Der Massenstrom kann sich dabei an der stationären Kennlinie orientieren. Um ein Pumpen bei Verbrennungsbeginn zu vermeiden, kann das Zapflventil zur Entlastung des Verdichters geöffnet werden. Zusätzlich ist es denkbar, den Brennstoffmassenstrom nach dem Einsetzen der Verbrennung wieder kurzzeitig zurückzunehmen, um das Triebwerk dann langsam zu beschleunigen.

## 5.4 Anwendung von Sauerstoffsensoren in Flugtriebwerken

Die Messung des Sauerstoffgehalts von Gasen ist bei vielen technischen Anwendungen von Bedeutung. Insbesondere in der Klimatechnik und in der Verfahrenstechnik finden verschiedene Typen von Sensoren und Messverfahren Anwendung. Dazu stehen folgende Messprinzipien zur Verfügung:

- Chemisch,
- biologisch,
- optisch und eine
- Kombinationen der obigen Methoden.

Diese Techniken eignen sich kaum für einen Einsatz zur Analyse von Verbrennungsgasen mobiler thermischer Kraftanlagen, da sie entweder zu komplex sind, ein zu langsames Ansprechverhalten haben oder einfach den Umgebungsbedingungen auf Dauer nicht Stand halten.

Ausgelöst durch die immer strenger werdenden Emissionsvorschriften für Kraftfahrzeuge in den USA entstand die Notwendigkeit der Sauerstoffgehaltmessung im Abgas von Ottomotoren. Dies führte ab 1970 zur Entwicklung der sogenannten  $\lambda$ -Sonden, die heute in allen modernen Kraftfahrzeugen zu finden sind. Die gute Verfügbarkeit, geringe Abmessungen und geringes Gewicht dieser in der Automobilindustrie erprobten, robusten Sensoren sollen hier als Grund erwähnt werden, den Einsatz solcher Sensoren auch für Flugtriebwerke zu untersuchen.

Die erste Generation der Sensoren hatte noch einen eingeschränkten Funktionsumfang, womit solche Sensoren wegen der unterschiedlichen Arbeitsweisen von Ottomotor und Gasturbine (vgl. Bild 5.4) für eine Anwendung in Fluggasturbinen nicht geeignet waren. Die derzeit im Serienanlauf befindlichen Breitbandsonden lassen sich prinzipiell aber auch in Flugtriebwerke integrieren.

In den folgenden Kapiteln wird zunächst die Funktionsweise der verschiedenen  $\lambda$ -Sonden beschrieben, die Integration in ein Versuchstriebwerk dargestellt und die Ergebnisse von Messungen vorgestellt.

### 5.4.1 Entwicklung von $\lambda$ -Sonden

Die Anfang 1970 in den USA erlassenen Grenzwerte für die Emissionen von Kraftfahrzeugen mit Ottomotor sind technisch nur durch eine katalytische Nachbehandlung der Verbrennungsprodukte zu realisieren. In den sogenannten 3-Wege-Katalysatoren finden folgende Reaktionen statt:

- Oxidation von CO zu CO<sub>2</sub>,
- Reduktion von NO<sub>x</sub> zu N<sub>2</sub> und O<sub>2</sub>,
- Oxidation von unverbranntem HC zu CO<sub>2</sub> und H<sub>2</sub>O.

Die Konvertierungsrate des Katalysators, also der Grad der Umsetzung der Schadstoffe, hängt dabei aber stark von der Zusammensetzung der Reaktionsprodukte am Katalysatoreintritt ab. Die optimale Funktion ist lediglich in einem schmalen Bereich



in der Nähe der vollständigen Verbrennung möglich. Dieser Zustand wird durch die Luftzahl  $\lambda$  beschrieben:

$$\lambda = \frac{\text{aktuelles Luft / Kraftstoff – Verhältnis}}{\text{stöchiometrisches Luft / Kraftstoff – Verhältnis}} \quad (5.1)$$

Der zulässige Bereich für die Variation der Luftzahl beträgt dabei lediglich  $\Delta\lambda < 0,005$  um den Punkt der vollständigen Verbrennung von  $\lambda=1$ . Diese Bandbreite ist nur durch eine aktive Regelung des Gemisches einzuhalten. Daher stammt die Forderung nach einem Sensor, der anhand der aktuellen Abgaszusammensetzung Rückschlüsse auf die aktuelle Luftzahl  $\lambda$  zulässt. Die ersten Sensoren, die 1976 in Serie gingen, benutzten den sich bei  $\lambda=1$  sprungförmig ändernden Sauerstoffpartialdruck im Abgas als Indikator, was zu der allgemeinen Bezeichnung  $\lambda$ -Sonde geführt hat.

Das Spannungssignal der Sonde ändert sich bei einem  $\lambda=1$ -Durchgang ebenfalls stark und wird als Rückführgröße für eine 2-Punkt-Regelung des Kraftstoff-Luft-Gemisches benutzt. Dabei wird das Gemisch jeweils solange verarmt bzw. angereichert, bis ein Durchgang von  $\lambda=1$  in Richtung mager bzw. fett registriert wird. Zusammen mit einer gewissen Speicherwirkung des Katalysators selbst ist es so möglich im wesentlichen Betriebsbereich die geforderte maximale Variation  $\Delta\lambda$  der Luftzahl einzuhalten. Der Betrieb eines Ottomotors mit konstant  $\lambda=1$  ist allerdings leistungs- und verbrauchsmäßig nicht optimal bzw. bei Volllast auch nicht möglich. Bei einem Betriebspunkt ungleich von  $\lambda=1$  liefern die  $\lambda$ -Sonden der ersten Generation aber keine verwertbaren Informationen mehr, so dass nach Kaltstart oder bei Volllast eine reine Gemischsteuerung notwendig wird.

Um auch in solchen Betriebspunkten eine Regelung des Gemischs realisieren zu können, werden in der Motorenentwicklung  $\lambda$ -Sonden benötigt, die in einem weiten Bereich von  $\lambda=0,5$  bis hin zu reiner Luft ( $\lambda \rightarrow \infty$ ) arbeiten. Diese neue Generation von Sonden, sog. Breitbandsonden, werden z.B. von Bosch (Deutschland) oder NGK (Japan) entwickelt und hergestellt und befinden sich derzeit im Serienanlauf. Damit stehen erstmals Sensoren für Großserien zur Verfügung, die gemäß ihrer Spezifikation theoretisch auch in Flugtriebwerken Anwendung finden können.

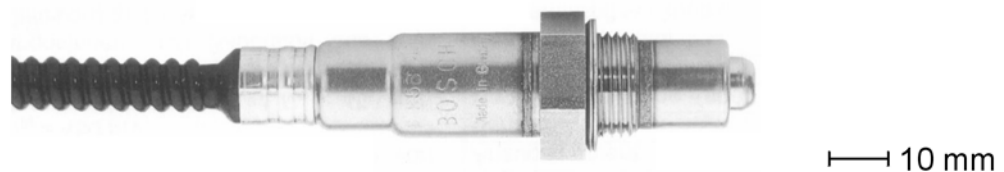


BILD 5.4: BREITBAND- $\lambda$ -SONDE DER NEUEN GENERATION

Bild 5.4 zeigt eine solche Sonde, die von ihren äußeren Abmessungen mit den  $\lambda=1$ -Sonden weitgehend identisch ist, aber eine relativ komplexe Betriebselektronik benötigt, die in einem externen Steuergerät untergebracht ist. Im folgenden Abschnitt ist der genaue Aufbau und die Funktionsweise der verschiedenen Sondentypen beschrieben.

### 5.4.2 Funktionsprinzip der $\lambda$ -Sonden

Bei den  $\lambda=1$ -Sonden hat sich die Bauweise als galvanische Sauerstoff-Konzentrationszelle (Nernstzelle) mit Zirkondioxid-( $ZrO_2$ )-Festelektrolyten gegenüber resistiven Sonden aus Titandioxid aufgrund ihrer besseren Langzeitstabilität durchgesetzt [Sch95].

Die  $ZrO_2$ -Sonde (Bild 5.5) besteht aus einem Festelektrolyten der als reiner Sauerstoffionenleiter wirkt und mit einer porösen Platinelektrode beschichtet ist. Der gasundurchlässige Elektrolyt, ist aus einer Zirkondioxid-Keramik gefertigt, deren Ionenleitfähigkeit durch eine Yttriumoxid ( $Y_2O_3$ )-Beimischung erhöht wird. An der Elektrode, die der Referenzatmosphäre ausgesetzt ist, werden über die Anlagerung von Elektronenpaaren Sauerstoffmoleküle in den Festelektrolyten eingebaut. Analog findet an der dem Messgas ausgesetzten Kathode die Gegenreaktion hierzu statt. Das elektrische Feld, das zwischen den beiden Elektroden wirkt, induziert eine Spannung die sich nach der Nernst'schen Gleichung berechnen lässt:

$$U_N = \frac{RT}{4F} \ln \left( \frac{p_{O_2}}{p_{O_2}'} \right). \quad (5.2)$$

Bei für Ottomotoren typischen Partialdruckverhältnissen von  $p_{O_2} \approx 0,21 \cdot 10^5$  Pa für das Referenzgas und  $p_{O_2}' \approx 0,05$  Pa für das Messgas ergibt sich so eine maximale Nernstspannung von ca. 0,85 V bei typischen Abgastemperaturen [Bos95]. Der exakte Wert für den Partialdruck des Messgases lässt sich aus der Nernstspannung nur unter Kenntnis der Gastemperatur  $T$  und des Partialdrucks  $p_{O_2}$  des Referenzgases bestimmen. Für das Einsetzen der Sauerstoffdiffusion ist eine Messgastemperatur von mindestens 625 K notwendig. Das aktive Nutzsignal ist schwach ausgeprägt. Gemäß Gleichung 5.2 produzieren geringe Änderungen der Zusammensetzung des Messgases nur sehr geringe Spannungsänderungen, was den Sensor störanfällig macht. Dieser Typ von  $\lambda$ -Sonde ist ohne eingehende Modifikation für eine Anwendung in Fluggasturbinen ungeeignet.

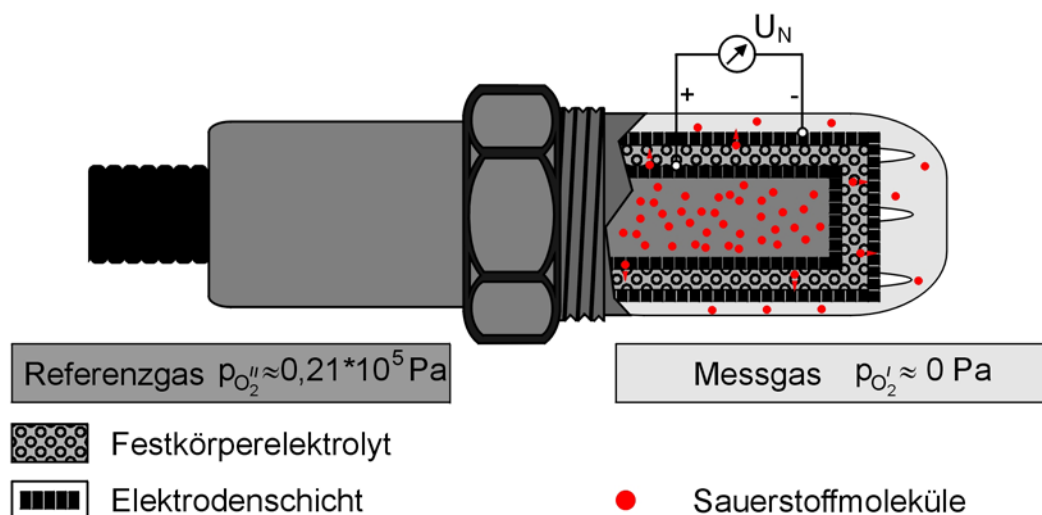


BILD 5.5: FUNKTIONSPRINZIP EINER  $\lambda=1$ -SONDE NACH DEM NERNST-PRINZIP MIT  $ZrO_2$ -IONENLEITER

Im Gegensatz dazu liefert die Breitbandsonde ein stetiges Nutzsignal, das auch weitgehend von der Temperatur des Messgases unabhängig ist. Bei der Breitbandsonde, deren Aufbau in Bild 5.6 prinzipiell dargestellt ist, wird eine Nernstzelle mit einer amperometrischen Sauerstoffpumpzelle kombiniert. Die Sauerstoffpumpzelle besteht ähnlich der Nernstzelle aus einer Yttrium-dotierten Zirkondioxid-Keramik mit aufgetragenen Platin-Elektroden [Wie85]. Legt man an die Elektroden eine Spannung an, so werden Sauerstoffionen von der Kathode zur Anode „gepumpt“. Der sich einstellende Pumpstrom  $I_P$  ist dabei proportional zu der Anzahl der bewegten Ionen, wobei sich bei einem Wechsel der Polarität auch die Transportrichtung umkehren lässt.

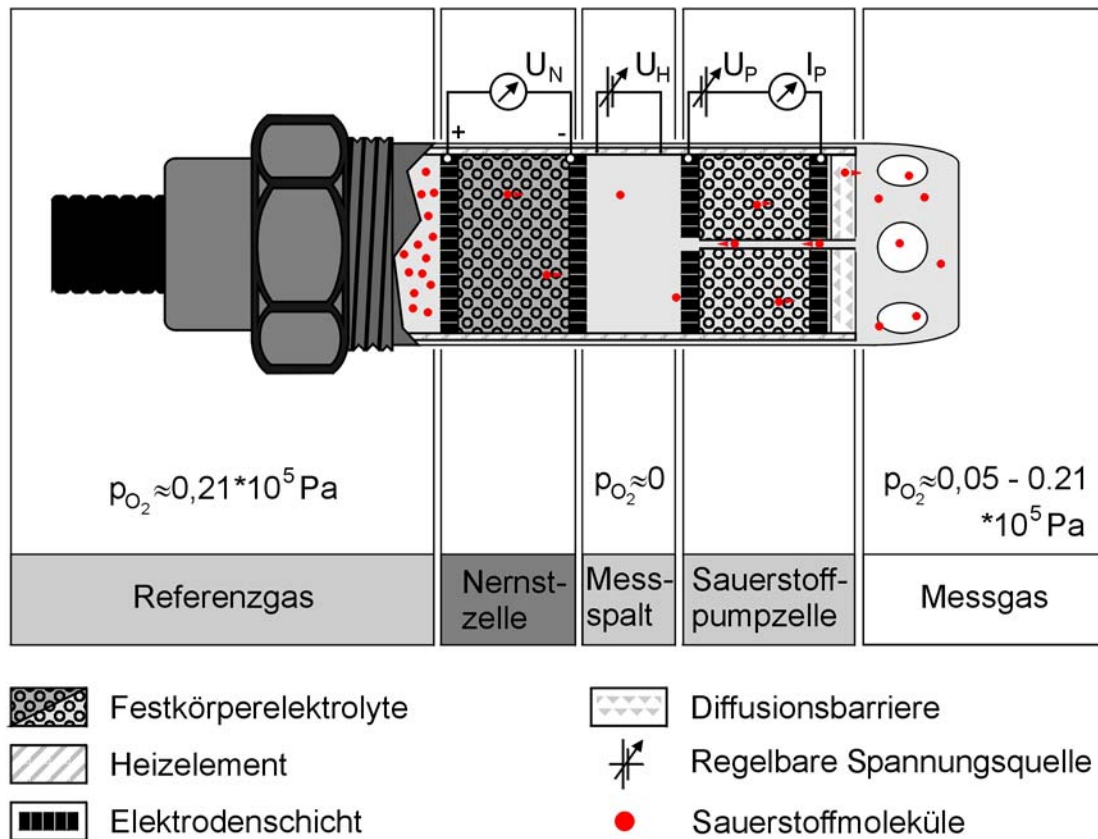


BILD 5.6: FUNKTIONSPRINZIP DER PLANAREN BREITBANDSONDE MIT AMPEROMETRISCHER PUMPZELLE

Die Nernst- und die Sauerstoffpumpzelle sind in dem Sensor so angeordnet, dass zwischen ihnen ein maximal ca.  $50 \mu\text{m}$  großer Messspalt entsteht, in den über einen Kanal geringe Mengen des Messgases einfließen können. Mit der Nernstzelle wird die Sauerstoffkonzentration in dem Messspalt in Bezug auf die Referenzatmosphäre bestimmt. Aufgabe der Pumpzelle ist es, den Sauerstoffgehalt im Messspalt durch gezieltes Zu- oder Abpumpen von Ionen auf einen Referenzwert zu stabilisieren. Dazu wird über ein externes Steuergerät die Pumpspannung  $U_P$  so geregelt, dass die Nernstspannung  $U_N$  im Messspalt einen konstanten Wert annimmt, typischerweise  $0,45 \text{ V}$ . Eine Diffusionsbarriere an der Außenseite der Pumpzelle verhindert dabei die Diffusion von Atomen des Messgases durch die Pumpzelle in den Messspalt. Je nach Sauerstoffanteil des Messgases werden die Sauerstoffionen aus dem Messspalt heraus

gepumpt, wie in Bild 5.6 für Abgase einer Verbrennung mit Sauerstoffüberschuss dargestellt, oder sie werden aus dem Messgas in den Messspalt hinein gepumpt. Dazu müssen in dem Messgas  $\text{CO}_2$  und  $\text{H}_2\text{O}$  vorhanden sein, die an der Anode zersetzt werden können. Ist ein Pumpspannungsschwellwert überschritten, werden alle vorhandenen Sauerstoffionen „abgepumpt“ und neue Moleküle können, je nach Pumprichtung entweder aufgrund der Diffusionsbarriere oder des engen Kanalquerschnitts, nicht schnell genug an die Elektroden gelangen. Der sich einstellende Grenzstrom  $I_P$  ist dann über einen weiten Bereich der Pumpspannung nur von der Sauerstoffkonzentration des Messgases abhängig, man spricht daher auch von einer amperometrischen Grenzstromsonde [Sch95]. Daraus entsteht über einen weiten Bereich von  $p_{\text{O}_2} \approx 0,05$  bis  $0,21 \cdot 10^5$  Pa (reine Luft) ein eindeutiges, stetiges Nutzsignal.

Da die Regelung der Pumpzelle als Rückführgröße das Signal der Nernstzelle benutzt, ist das Sondensignal allerdings auch temperaturabhängig. Außerdem wird eine minimale Betriebstemperatur benötigt. Um Einflüsse der wechselnden Messgastemperatur auf das Messsignal weitgehend auszuschließen, ist in die Sonde ein Heizelement integriert. Die Regelung des Heizelements erfolgt ebenfalls durch das Steuergerät und basiert auf der Messung des elektrischen Innenwiderstands des Elements. Die Sonde arbeitet damit bereits eingeschränkt bei Raumtemperatur und liefert für einen weiten Temperaturbereich des Messgases ein von der Gastemperatur nicht beeinflusstes Signal [Bos97].

### 5.4.3 Integration der $\lambda$ -Sonde in Flugtriebwerke

Aufgrund der geschilderten Notfallsituation einer Ansaugung verunreinigter, inhomogener Eintrittsluft bei Fluggasturbinen wurde nach Möglichkeiten gesucht, den Zustand der Verbrennung in der Brennkammer einer Gasturbine zu überwachen und eventuelle Störungen rechtzeitig zu diagnostizieren. Hierzu soll, nach dem Stand der veröffentlichten Fachliteratur erstmals, die Eignung der verschiedenen  $\lambda$ -Sonden untersucht werden, wobei auch verschiedene Installationsorte an dem in Kapitel 2.1 beschriebenen Versuchstriebwerk getestet werden.

#### ▪ Verbrennung bei Ottomotor und Gasturbine

Die  $\lambda$ -Sonde wird in dieser Anwendung, in der es nicht darum geht den Schadstoffausstoß zu minimieren, unter anderen Rahmenbedingungen betrieben als in ihrem eigentlichen Einsatzort, der Abgasanlage eines Ottomotors. Im Gegensatz zum Joule-Prozess der Gasturbine handelt es sich beim Ottomotor um einen instationären Gleichraumprozess. Dabei erfolgt die Gemischbildung außerhalb des eigentlichen Brennraums. Das zündfähige Gemisch wird durch die Kolbenbewegung in den Brennraum gefördert und dort nach Schließen der Einlassventile verdichtet. Die Verbrennung des Gemisches wird durch einen elektrischen Zündfunken eingeleitet. Hierbei entstehen erhebliche lokale Temperaturspitzen, die aber wegen der nur sehr kurzen Zeitdauer für das Material nicht kritisch sind. Aufgrund der technischen Gegebenheiten ist ein völliger Ausbrand des Gemisches nicht realisierbar, so dass selbst bei Verbrennung mit Luftmangel noch ein geringer Anteil von Sauerstoff im Abgas auftritt (siehe Bild 5.7). Die Zündfähigkeit eines Gemisches ist abhängig von der Druckerhöhung bei der Verdichtung und liegt normalerweise in einem relativ begrenzten Bereich von  $\lambda=0,7$  bis  $\lambda=1,2$ , wobei für  $\lambda=0,9$  ein Leistungsoptimum erzielt wird [Kra91].

Bei der Gasturbine läuft die Verbrennung dagegen kontinuierlich ab und ist selbsterhaltend, die elektrische Zündung wird nur für den Startvorgang benötigt. Die bei einer stöchiometrischen Verbrennung auftretende Temperatur von ca. 2400 K ist aus Festigkeitsgründen für die Materialien der Brennkammer und auch der Turbinen deutlich zu hoch. Daher wird in der Primärzone der Brennkammer nur ein Teil des gesamten Luftmassenstroms stöchiometrisch verbrannt. Die Flamme wird durch unverbrannte Luft gegenüber der Brennkammerwand separiert und in einer Nachlaufstrecke durchmischt, so dass am Brennkammeraustritt ca. 1300 K Gastemperatur auftreten. Bei gekühlten oder keramisch beschichteten Turbinenstufen können bis zu 1850 K realisiert werden.

Die Gasturbine arbeitet also im Gegensatz zum Ottomotor stets mit einem deutlichen Luftüberschuss, der einer Luftzahl  $\lambda \gg 1$  entspricht (siehe Bild 5.7).

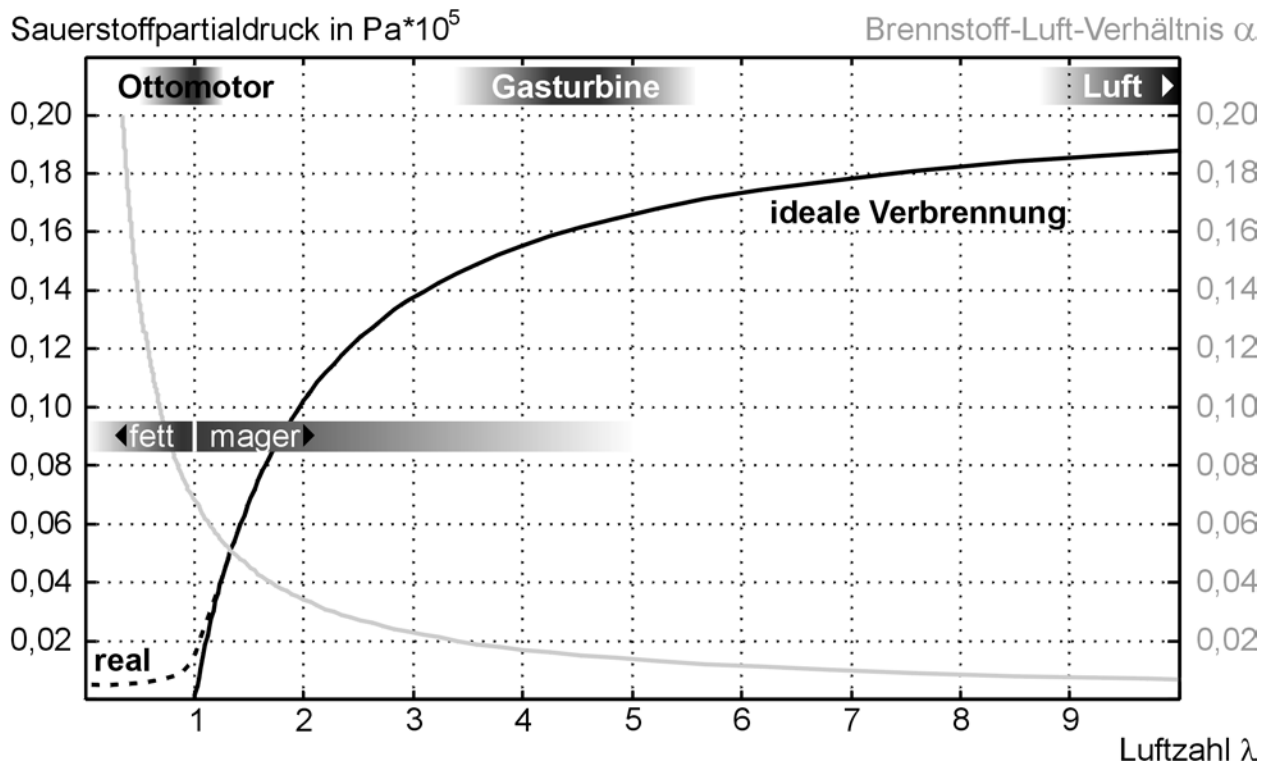


BILD 5.7: RESTSAUERSTOFF IM ABGAS BEI VERBRENNUNG EINES  $\text{C}_n\text{H}_{n+1}$ -BRENNSTOFFS FÜR VERSCHIEDENE TECHNISCHE ANWENDUNGEN

Bei der Auslegung und Berechnung von Gasturbinen wird statt der Luftzahl normalerweise das Brennstoff-Luft-Verhältnis  $\alpha$  als charakterisierende Größe verwendet, bei der direkt die Massenströme von Brennstoff und Luft in Relation gesetzt werden. In Bild 5.7 ist der Zusammenhang von  $\lambda$  und Brennstoff-Luft-Verhältnis für eine ideale Verbrennung einer typischen Kohlenwasserstoffverbindung vom Typ  $\text{C}_n\text{H}_{n+1}$  mit Luft in Standardzusammensetzung dargestellt (graue Linie). Beim Versuchsträger, der Gasturbine Allison 250-C20B, beträgt das Brennstoff-Luft-Verhältnis  $\alpha \approx 0,013$  bei Leerlauf und  $\alpha \approx 0,021$  bei Volllast, was Luftzahlen in einem Bereich von  $\lambda \approx 3,3$  bis  $\lambda \approx 5,4$  entspricht. Der Verlauf der schwarze Kurve in Bild 5.7 gibt den Anteil des Sauerstoffes im Abgas der idealen Verbrennung eines  $\text{C}_n\text{H}_{n+1}$ -Brennstoffes in Abhängigkeit der Luftzahl an [Due00]. Der reale Verlauf der Kurve im Bereich der stöchiometrischen

Verbrennung und bei Luftmangel ist mit dem generell schlechteren Ausbrand des in der Realität stets inhomogenen Gemisches zu erklären [Wos88].

#### ▪ Einbauposition der $\lambda$ -Sonde im Triebwerk

Als Einbauposition der Sonde bieten sich bei dem Versuchsträger Allison 250-C20B primär die leicht zugänglichen Abgaskanäle an (Bild 5.8). Sowohl Temperatur als auch Strömungsgeschwindigkeit des Gasstroms liegen hier in Bereichen, die mit der Spezifikation der Sonde übereinstimmen. Ein Einbau direkt hinter der Brennkammer oder auch zwischen Hoch- und Niederdruckturbine scheidet wegen der dort zu hohen Temperaturen aus. Der statische Druck entspricht an der gewählten Messposition dem jeweiligen Umgebungsdruck der Atmosphäre. Die Platzierung nach den Turbo-komponenten bietet den Vorteil, dass der durch den Sensor entstehenden Strömungswiderstand keine nennenswerte Rückwirkung auf das Triebwerk hat. Ebenso können bei einer mechanischen Beschädigung der Sonde sich lösende Teile keinen weiteren Schaden am Triebwerk anrichten, da kleinere Einzelteile mit dem Gasmassenstrom in die Umgebung transportiert werden.

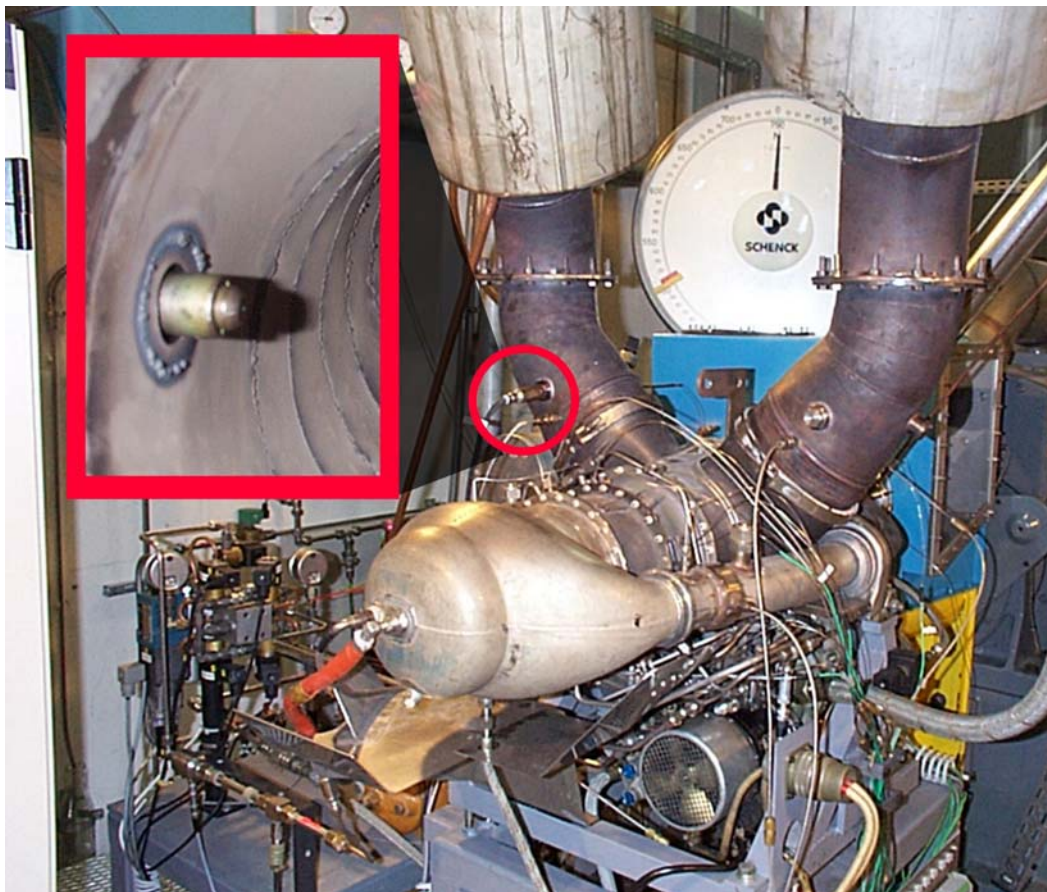


BILD 5.8: INSTALLATION DER  $\lambda$ -SONDE IM ABGASKANAL DES VERSUCHSTRIEBWERKS ALLISON 250

Als alternative Einbaupositionen, die exklusiv zur Detektion von Störungen im Sauerstoffgehalt der Eintrittsluft dienen, kommen noch eine Position direkt vor dem Einlauf sowie eine zwischen Verdichter und Brennkammer in Betracht. Bei der

Konfiguration des Versuchstriebwerks mit dem in Kapitel 2.2.3 beschriebenen Bleedluftventil steht dabei im Bereich des Flansches der Zapfluftleitung am Verdichtergehäuse genügend Bauraum zur Verfügung, so dass hier ein Sensor platziert wurde.

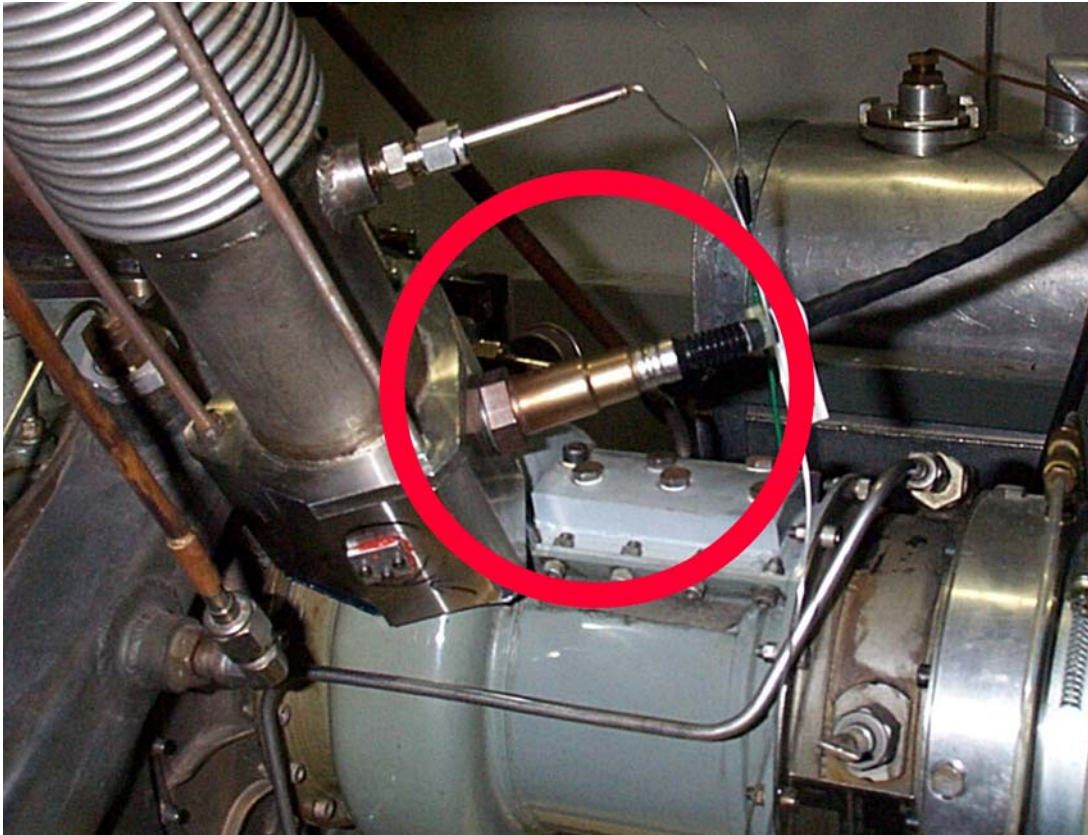


BILD 5.9: INSTALLATION EINER  $\lambda$ -SONDE IN DER BLEEDLUFT-LEITUNG DES VERSUCHSTRÄGERS

Auch hier besteht der Vorteil dass sich im Versuchsbetrieb eventuell lösende Teile durch den Gasstrom vom Triebwerk weg transportiert werden. Diese Lösung hat gegenüber einer Position im Bereich der Luftführungsrohre den Nachteil, dass der Luftmassenstrom bei geschlossenem Bleedventil gegen Null geht, wodurch die Messgaszusammensetzung sich von der Zusammensetzung des Eintrittsgases unterscheiden kann. Vorteilhaft dagegen ist, dass ähnlich der Position im Abgaskanal keine gravierende Beeinflussung der Strömung innerhalb des Triebwerks verursacht wird, wie dies insbesondere bei einer Einbaulage im Einlaufbereich direkt vor dem Verdichter zu erwarten wäre.

Generell muss bei einer Integration nach dem Verdichter eine rechnerische Kompensation des durch die Verdichtung erhöhten Partialdruckniveaus erfolgen. Die Funktionsfähigkeit des Sensors selbst sollte dadurch aber nicht beeinflusst werden (vgl. Gl. 5.2), obwohl das Druckniveau deutlich außerhalb der Herstellerspezifikation liegt, die aber von einer Anwendung im Automobilbereich ausgeht.

In Bild 5.10 wird die Herstellerspezifikation der  $\lambda$ -Sonden in Bezug auf Druck- und Temperaturanforderung mit den an den verschiedenen Einbauorten herrschenden tatsächlichen Bedingungen verglichen. Wie in dem folgenden Kapitel noch gezeigt wird, traten beim Betrieb des Sensors in der Bleedluftleitung (●) Probleme auf, so dass von

einer weiteren Integration im Einlaufbereich (①) und in den Luftführungsrohren (③) abgesehen wurde.

Druck in  $10^5$  Pa

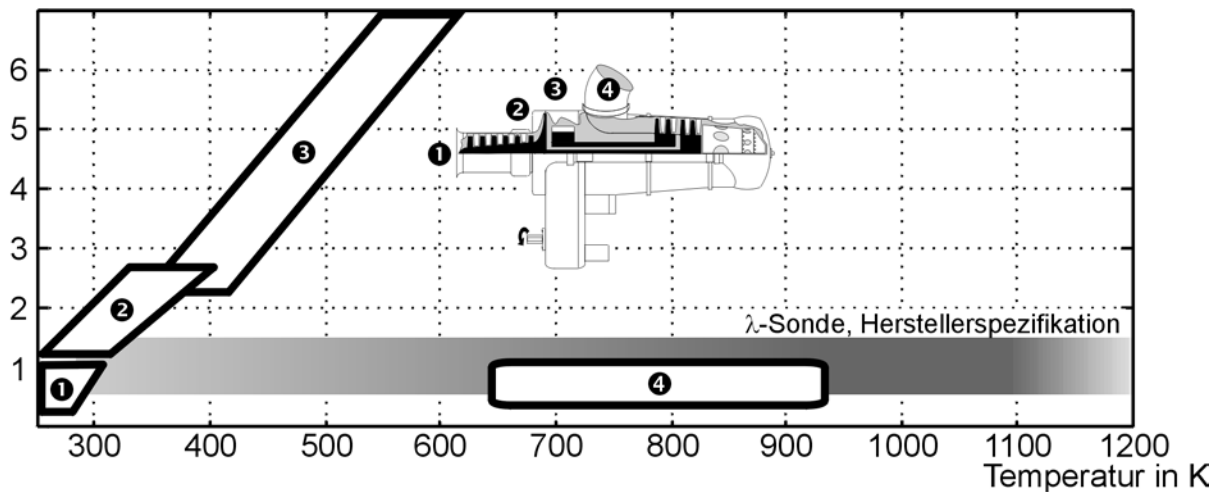


BILD 5.10: VERGLEICH DER LOKALEN DRUCK- UND TEMPERATURVERHÄLTNISSE DES MESSGASES MIT DEN GEMÄß SPEZIFIKATION DER  $\lambda$ -SONDE ZULÄSSIGEN WERTEN FÜR VIER VERSCHIEDENE EINBAUPOSITIONEN IN DEM VERSUCHSTRIEBWERK.

#### 5.4.4 Ergebnisse mit der $\lambda=1$ -Sonde

Für die Versuche mit  $\lambda=1$ -Sonden wurden zwei Sensoren des Herstellers Bosch vom Typ LSH 25C verwendet. Die Sensoren wurden in die beiden Abgasrohre des Versuchsträgers installiert (Bild 5.8) und mit der Messdatenerfassung gekoppelt. Das Spannungssignal wurde mit einem Additionsmessverstärker auf einen nutzbaren Signalbereich von 0-10 V verstärkt. Die im Betrieb aufgetretenen Rohsignale (Nernstspannung) lagen in dem Bereich von  $-10$  mV bis 20 mV und wurden mit einer Offsetspannung von +11 mV beaufschlagt.

Der Sensor entspricht dem in Kapitel 5.4.2 dargestellten Aufbau, verfügt aber ähnlich der Breitbandsonde über ein integriertes Heizelement um die minimale Betriebstemperatur sicherzustellen. Dieses wird mit einer konstanten Gleichspannung betrieben und ist nicht geregelt. Der Nominalwert für die Heizspannung beträgt 12 V, in Vorversuchen wurden mit 15 V aber bessere Resultate erzielt, wobei auch bei Dauerbetrieb keine Defekte an den Heizelementen auftraten [Due00]. Daher wurden bei den Versuchen die Sonden generell mit einer Heizspannung von 15 V betrieben. Um während des Starts messen zu können, wurde die Heizung ungefähr 3 Minuten vor dem Triebwerkstart aktiviert.

##### ▪ Betrieb während des Startvorganges

In Bild 5.11 ist der Verlauf der gemessenen Nernstspannung der  $\lambda=1$ -Sonde gezeigt. Der Startvorgang erfolgt vom Stillstand über eine konstante Beschleunigung des Triebwerks bis zum Leerlauf mit ca.  $n_{HD}=60\%$  (Bilder 5.12 und 5.13).



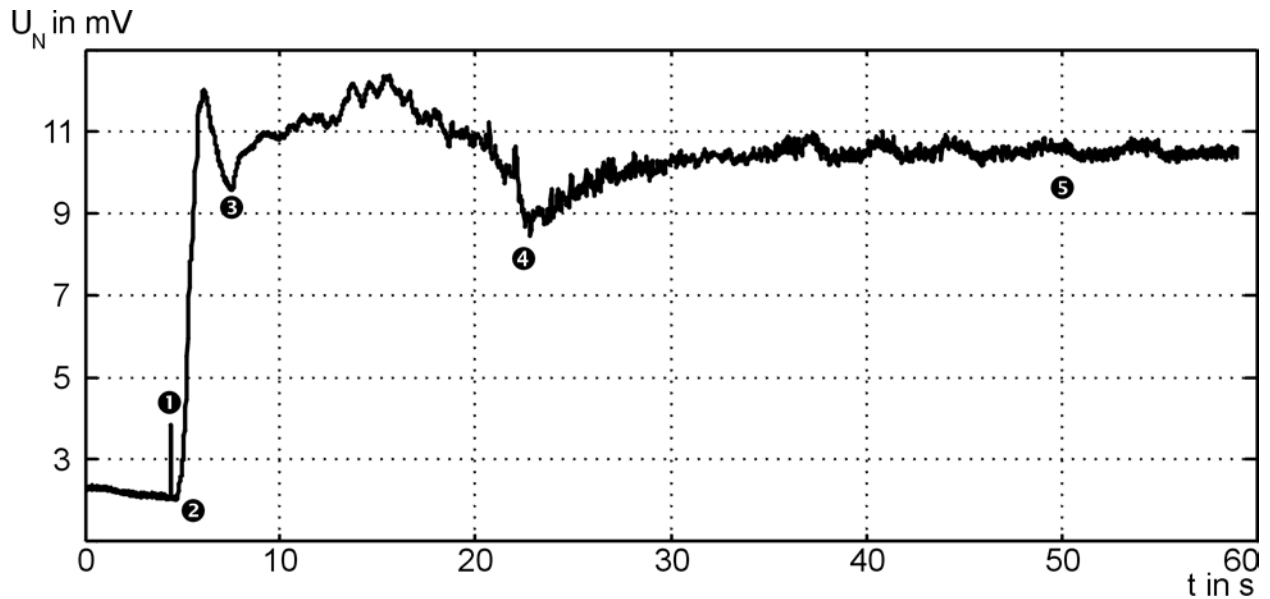


BILD 5.11: NERNSTSPANNUNG DER  $\lambda=1$ -SONDE WÄHREND EINES STARTVORGANGS DES VERSUCHSTRÄGERS

Der Ausreißer ① im Signalverlauf ca. 4 s nach Beginn des Startlaufs ist durch ein elektrisches Störfeld bedingt, das beim Öffnen der magnetischen Absperrventile in der Kerosinzufuhrleitung (Bild 2.3) zu Beginn der Brennstoffzumessung entsteht. Zum Zeitpunkt der Zündung der Brennkammer ② wird mit etwas Verzögerung eine deutliche Änderung des Sauerstoffpartialdrucks detektiert, was einen Anstieg der Nernstspannung  $U_N$  zur Folge hat. In der bei ③ beginnenden Beschleunigungsphase führt die leicht erhöhte Brennstoffzufuhr bei  $t \approx 15$  s zu einem deutlichen Anstieg des Sensorsignals. Das Umschalten von der Beschleunigungsregelung auf die Leerlaufdrehzahlregelung bei ④ mit dem damit verbundenem Rückgang im Stellbrennstoff ist fast ohne zeitlichen Verzug im Signal der  $\lambda$ -Sonde sichtbar, ebenso wie die leichten Oszillationen um die Sollzahl während der Leerlaufregelung ⑤.

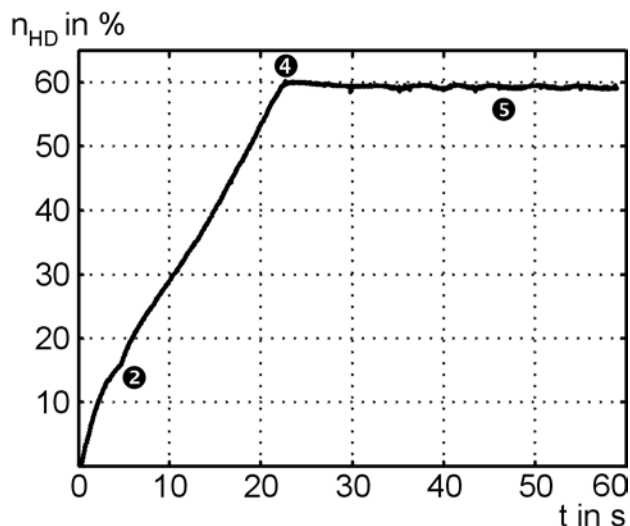


BILD 5.12:  $n_{HD}$ -DREHZAHl WÄHREND DES ANLASSVORGANGS BIS ZUM ERREICHEN DES LEERLAUFS

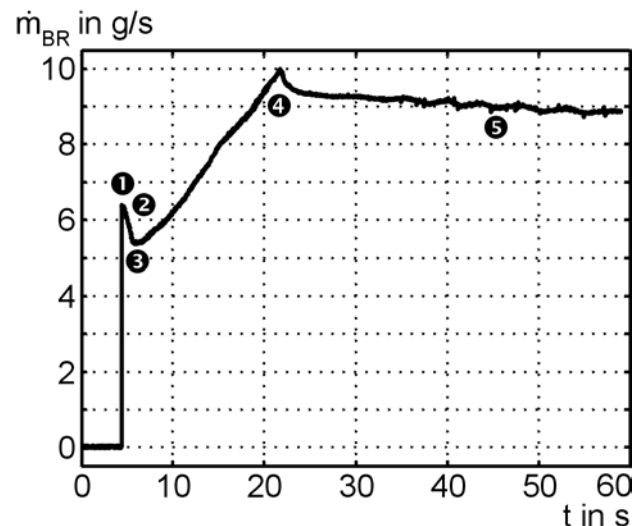


BILD 5.13: STELL-BRENNSTOFFMASSENSTROM  $m_{BR}$  DER STARTREGELUNG

### ▪ Stationäre Kennlinie der $\lambda=1$ -Sonde

Als nächster Schritt wurde die stationäre Charakteristik des Sensors aufgenommen. Dazu wurden stationäre Punktmessungen bei verschiedenen Leistungsstufen durchgeführt. Bei den in Bild 5.14 dargestellten Messpunkten (●) handelt es sich um die Mittelwerte aus jeweils 60 einzelnen Messwerten die über der Drehzahl des Gasgenerators aufgetragen sind.

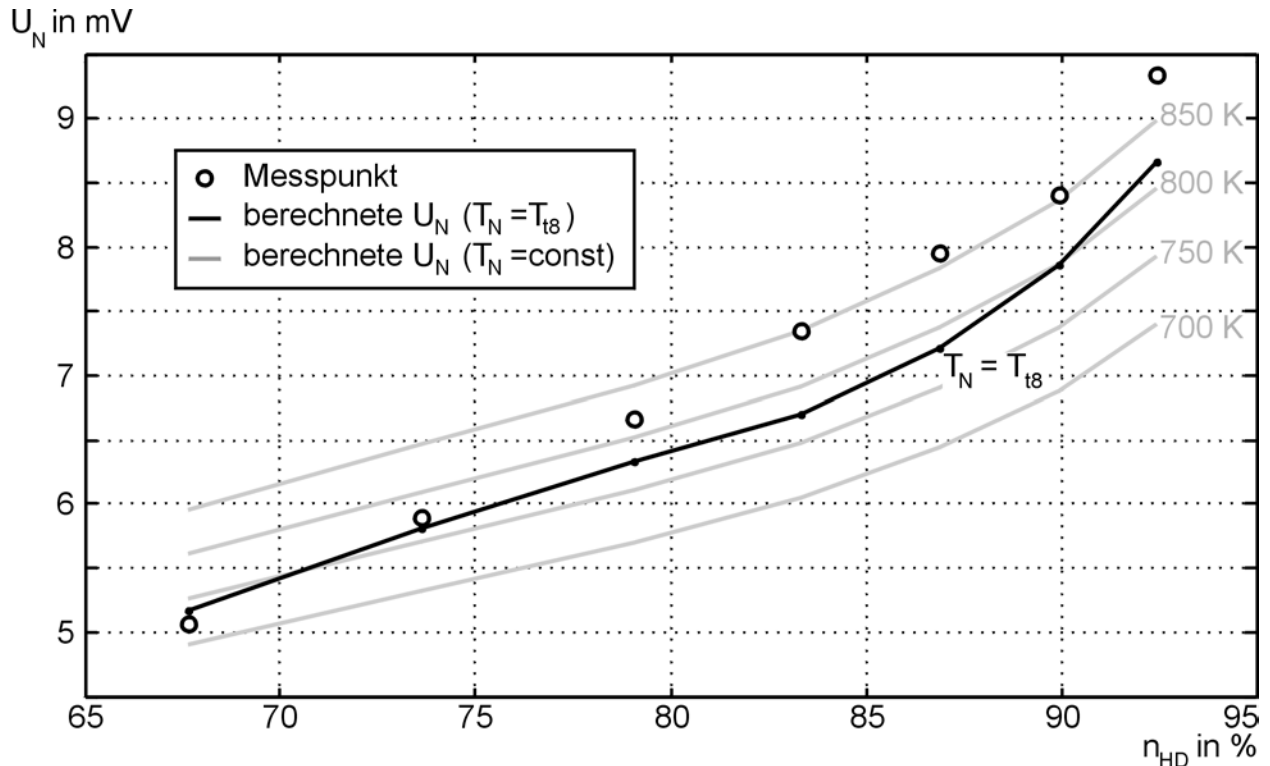


BILD 5.14: STATIONÄRES BETRIEBSVERHALTEN DER  $\lambda=1$ -SONDE BEI EINER INSTALLATION IM ABGASKANAL DES VERSUCHSTRÄGERS

Zum Vergleich ist die theoretische Nernstspannung aufgetragen (schwarze Linie), die bei einem kompletten Ausbrand des Brennstoffmassenstroms zu erwarten wäre. Als Grundlage dient dazu der Luftmassenstrom durch die Brennkammer, der aus der Differenz der gemessenen Massenströme des Einlaufs und des Bleedventils gebildet wird. Für den Brennstoffmassenstrom wird das Stellsignal des digitalen Reglers (Bild 5.13) verwendet, da das Messsignal der Brennstoffturbine unterhalb von 8 g/s sehr ungenau ist. Mit dem aus den Massenströmen gebildeten Brennstoff-Luft-Verhältnis wird gemäß der Bild 5.7 zugrunde liegenden Beziehung der Partialdruck des Sauerstoffs berechnet. Unter Verwendung der ebenfalls gemessenen Abgastemperatur  $T_{t8}$  kann mit Gleichung 5.2 die theoretische Nernstspannung  $U_{N,th}$  berechnet werden, die Ergebnisse sind in Tabelle 5.3 zusammengefasst.

Im Vergleich mit den Messpunkten zeigt sich bei mittlerer Gasgenerator Drehzahl eine deutlich größere Differenz, die auf eine von der Theorie abweichende Funktion der Sonde zurückgeführt werden muss. Eine Unbekannte ist die tatsächliche Temperatur  $T_N$  der Diffusionskeramik, die in Gleichung 5.2 einzusetzen ist und näherungsweise mit der Abgastemperatur  $T_{t8}$  gleichgesetzt wurde.

$n_{HD}$ [%]	$m_{GG}$ [kg/s]	$m_{Br}$ [kg/s]	$p_{O_2}$ [Pa*10 <sup>5</sup> ]	$T_{t8}$ [K]	$U_{N,th}$ [mV]	$U_N$ [mV]	$\Delta U$ [%]
67,6	0,69	0,0091	0,1676	737,9	5,17	5,07	<b>-2,07</b>
73,6	0,79	0,0112	0,1644	763,0	5,81	5,90	<b>+1,49</b>
79,1	0,90	0,0136	0,1616	777,2	6,33	6,66	<b>+5,32</b>
83,3	1,01	0,0159	0,1590	775,3	6,69	7,35	<b>+9,69</b>
86,9	1,10	0,0184	0,1561	783,0	7,21	7,96	<b>+10,33</b>
89,9	1,18	0,0208	0,1531	798,8	7,85	8,40	<b>+6,96</b>
92,4	1,23	0,0231	0,1494	818,6	8,65	9,33	<b>+7,84</b>

TABELLE 5.3: ZUSAMMENFASSUNG DER STATIONÄREN MESSWERTE EINER IM ABGASKANAL INSTALLIERTEN  $\lambda=1$ -SONDE

Zum Vergleich sind in Bild 5.14 Verläufe der theoretischen Nernstspannung für verschiedene konstante Keramiktemperaturen von 700 K bis 850 K aufgetragen (graue Linien). Hieraus wird ersichtlich, dass die Abweichungen der gemessenen und der berechneten Spannung nicht alleine auf eine unbekannte Keramiktemperatur zurückgeführt werden können.

Auf die aufgetretenen Abweichungen wurde nicht näher eingegangen, da die nutzbare Bandbreite des Signals von lediglich maximal 10 mV über den geplanten Betriebsbereich unter realen Einsatzbedingungen zu einem relativ stör anfälligen Signal führen würde.

Ein weiteres Problem zeigt sich beim Vergleich der Signale während des Starts und den stationären Messwerten: Die im Leerlauf kurz nach dem Start gemessenen Werte sind wesentlich höher als die bei ähnlichen Betriebspunkten nach dem Erreichen der Betriebstemperatur des Triebwerks. Dies deutet daraufhin, dass die durch das Heizelement vorgewärmte Diffusionskeramik durch den Abgasmassenstrom ein gewisse Abkühlung durch Konvektion erfährt. Dieser Effekt trat analog auch bei einer Heizspannung von 12 V auf.

Betrachtet man den Signalverlauf über einen kompletten Versuchslauf, so erkennt man die starke Abhängigkeit des Signals von der Abgastemperatur und vor allem die langen Zeitspannen, bis die Sonde sich im thermischen Gleichgewicht befindet. Hierzu ist in Bild 5.15 die Nernstspannung während des Versuchslaufs dargestellt, bei dem die stationären Messpunkte aus Bild 5.14 aufgenommen wurden. Die Daten wurden mit CDAS erfasst und in eine Protokolldatei mit einer Abtastrate von 1 Hz abgelegt. Die Punkte (●) stellen die Zeitpunkte dar, zu denen die stationären Messungen gestartet wurden. Man erkennt, dass teilweise nach über 3 Minuten das Signal noch nicht stabil ist.

Somit scheiden  $\lambda=1$ -Sonden für Anwendungen aus, bei denen die stationäre Genauigkeit von Bedeutung ist.

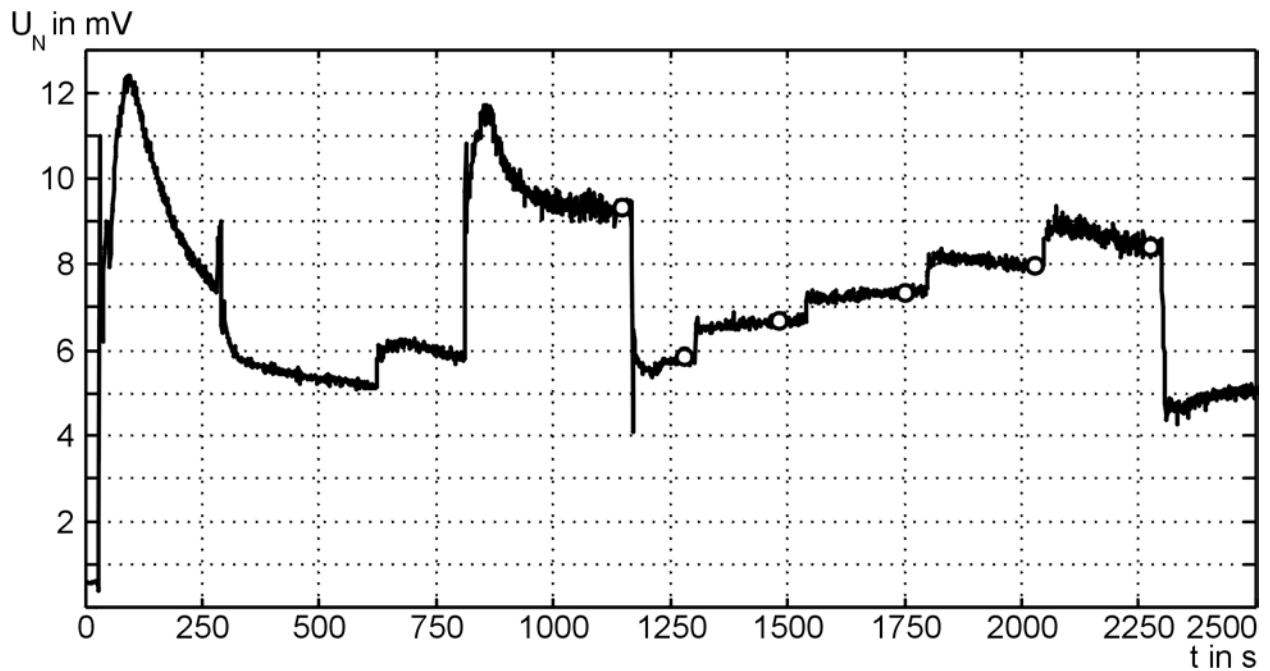


BILD 5.15: LANGZEITSTABILITÄT DES SIGNALS EINER  $\lambda=1$ -SONDE IM VERLAUF EINES VERSUCHS. DEUTLICH ZU ERKENNEN IST DIE LANGE ZEITDAUER, BIS EIN STATIONÄRES, THERMISCH STABILES SIGNAL VORLIEGT.

#### ▪ Dynamisches Verhalten der $\lambda=1$ -Sonde bei transientem Betrieb

Mit weiteren Versuchen wurde das dynamische Verhalten des Sensors untersucht. Dargestellt sind zwei Lastwechsel, eine sprungförmige Erhöhung des Lastmoments von 50 Nm auf 300 Nm, was zu einer starken Beschleunigung des Gasgenerators führt (Bild 5.17), und eine sprungförmige Entlastung von 300 Nm auf 50 Nm.

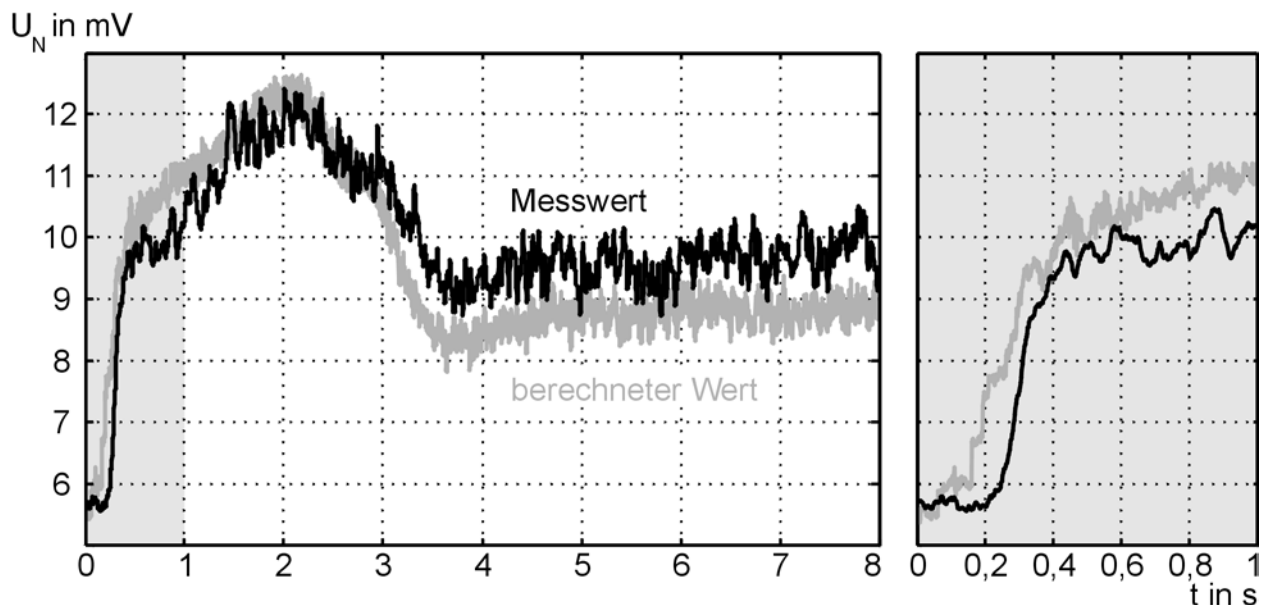


BILD 5.16: NERNSTSPANNUNG BEI EINER BESCHLEUNIGUNG DES GASGENERATORS MIT EINER AUSSCHNITTVERGRÖßERUNG DES KURZZEITVERHALTENS

Um das dynamische Verhalten der Sensoren beurteilen zu können, muss zunächst ein Referenz- oder Vergleichswert für die zu messende Nernstspannung  $U_N$  der Sonde ermittelt werden. Der hierfür verwendete Wert wird auf der Basis des Luft-Brennstoffverhältnisses berechnet, das aus den Messwerten von Einlauf- und Abblase-massenstrom sowie des Stellbrennstoffs  $\dot{m}_{BR}$  (Bild 5.18) gebildet wird. Aus dessen Kehrwert wird gemäß Bild 5.7 der nach einer stöchiometrischen Verbrennung verbleibende Sauerstoffanteil im Abgas ermittelt.

Unter Verwendung dieses theoretischen Sauerstoffpartialdruckes im Abgas, der am Versuchsträger ebenfalls gemessenen Abgastemperatur  $T_{t8}$  und des Umgebungsdruckes  $p_0$  lässt sich nach Gleichung 5.2 eine theoretische Nernstspannung  $U_{N,th}$  berechnen, die in den Bildern 5.16 und 5.19 jeweils eingetragen ist.

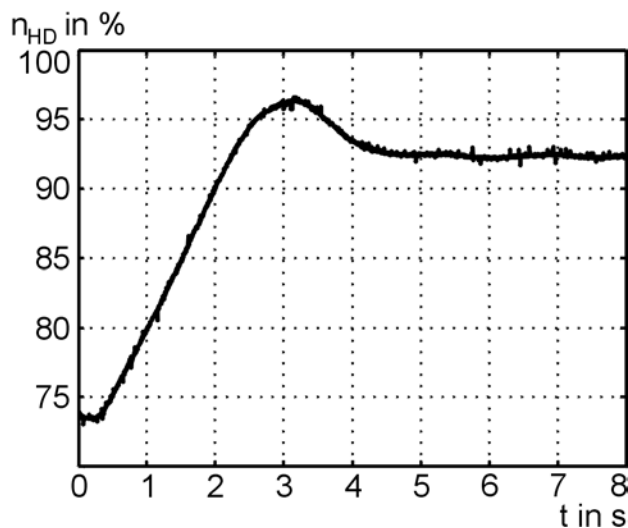


BILD 5.17: HOCHDRUCKWELLENDREHZAHL WÄHREND BESCHLEUNIGUNG

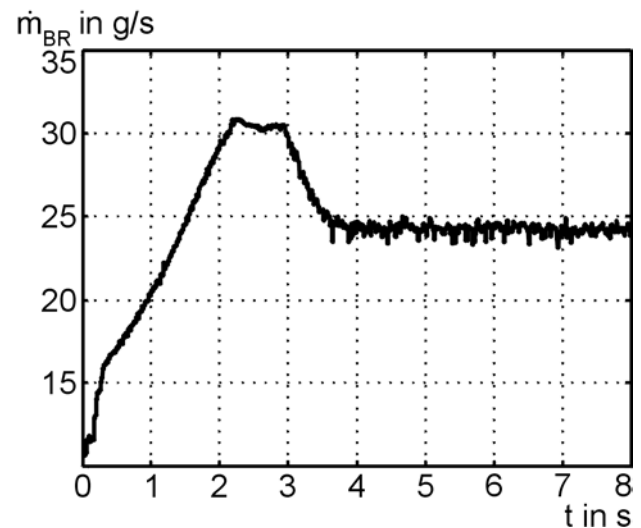


BILD 5.18: STELLBRENNSTOFFMASSENSTROM ALS GRUNDLAGE ZUR BERECHNUNG DES BRENNSTOFF-LUFT-VERHÄLTNISSSES

Das Übertragungsverhalten der Druckdosen zur Massenstrommessung und das Verhalten des Brennstoffstellventils sowie der Zündverzug in der Brennkammer sind dabei vernachlässigbar, da sich diese Effekte teilweise gegenseitig aufheben. Die Zeitkonstanten der Sensoren und Aktuatoren sind im Vergleich zum Übertragungsverhalten der  $\lambda$ -Sonde so gering, dass der berechnete Wert als näherungsweise ideal angesehen werden kann. Bezogen auf diesen berechneten Verlauf weist die gemessene Nernstspannung eine Totzeit von maximal 100 ms für eine Beschleunigung und 200 ms für eine Verzögerung auf. Dieses unterschiedliche Verhalten war bereits aus Vorversuchen mit einem separaten Versuchsaufbau bekannt [Due00], womit Effekte wie eine unterschiedliche Abkühlung oder der Einfluss unterschiedlicher Strömungsgeschwindigkeiten ausgeschlossen werden können.

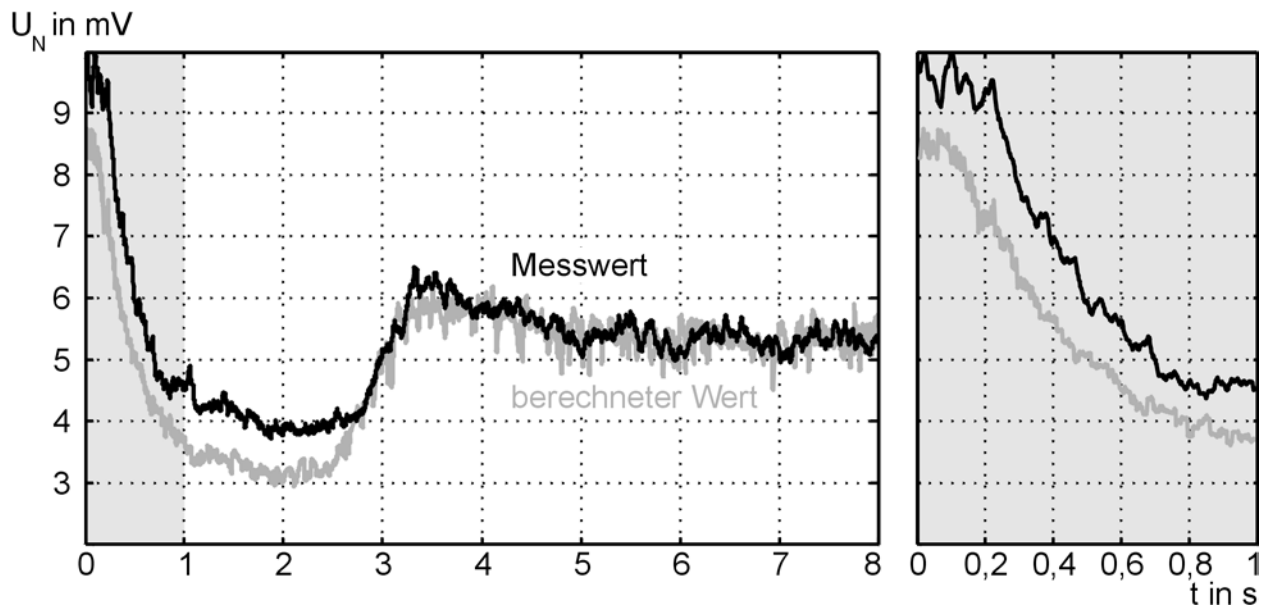


BILD 5.19: NERNSTSPANNUNG WÄHREND EINER VERZÖGERUNG DES GASGENERATORS MIT EINER AUSSCHNITTSVERGRÖßERUNG DES KURZZEITVERHALTENS

Die Ursache dieses Verhaltens scheint in einer unterschiedlichen Änderung der Diffusionsrate je nach Partialdruckgefälle zu liegen. Der Hersteller der Sensoren bestätigt dieses Verhalten in seiner Spezifikation durch unterschiedliche Ansprechzeiten für den Wechsel von fett nach mager bzw. umgekehrt [Bos99]. Insgesamt liegt das zeitliche Ansprechverhalten der  $\lambda=1$ -Sonde damit in etwa in der Größenordnung von offenen Thermoelementen. Gegenüber den serienmäßigen, ummantelten Thermoelementen, wie sie beim Versuchsträger zur Messung der Turbinenausstrittstemperatur verwendet werden, ist damit ein gewisser Vorteil zu erreichen.

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass die  $\lambda=1$ -Sonden von ihrer Spezifikation her gesehen für einen Einsatz in Flugtriebwerken geeignet erscheinen, im praktischen Betrieb aber folgende Besonderheiten zu beachten sind:

- Die Funktionsfähigkeit des Sensors ist wegen der integrierten Heizung zwar über den Einsatzbereich des Versuchsträgers gewährleistet, die erreichte stationäre Genauigkeit und vor allem die Probleme bei der Reproduzierbarkeit einer stationären Kennlinie schließen aber eine Verwendung des SONDENSIGNALS für Anwendungen aus, die hohe Genauigkeitsanforderungen haben.
- Das dynamische Verhalten der Sensoren hingegen ist als durchaus positiv zu beurteilen, und ein Einsatz zur Erkennung von Verbrennungsstörungen aufgrund von Eintrittsluftverunreinigungen ist denkbar, da hierzu nur die Änderung der Nernstspannung relevant ist.

Es ist aber fraglich, ob für eine solch eingeschränkte Verwendung die Installation eines Sensors gerechtfertigt erscheint, zumal wegen des geringen Signalumfangs der Nernstspannung eine relativ hohe Störanfälligkeit zu erwarten ist.

### 5.4.5 Ergebnisse der Breitbandsonde

Nachdem die Versuche mit der  $\lambda=1$ -Sonde die prinzipielle Eignung bestätigt haben, wurde in einer zweiten Versuchsreihe eine KFZ  $\lambda$ -Sonde der neuesten Generation untersucht. Bei der verwendeten Breitband-Sonde vom Typ Bosch LSU 4.7 handelte es sich um ein Entwicklungsmuster. Der Serieneinsatz dieses Typs im Automobilbereich ist für Ende 2001 vorgesehen.

Der Sensor, der sich von seinen äußeren Abmessungen und dem Gewicht nur unwesentlich von einer  $\lambda=1$ -Sonde unterscheidet, benötigt zum Betrieb eine elektronische Auswerte- und Betriebselektronik [Eta00]. Die Elektronik, die mit einer 12 V Gleichspannung versorgt wird, liefert als Messsignal eine potentialfreie Spannung von 0 bis 10 V, die einem Sauerstoffpartialdruck entspricht und ohne zusätzliche Messverstärker mit der Datenerfassungsanlage des Prüfstandes verbunden werden kann. Wie in Kapitel 5.4.2 beschrieben, übernimmt die Betriebselektronik auch die Regelung des Heizelements in dem Sensor. Als zweites Ausgangssignal wird der Innenwiderstand des Heizelements, der direkt proportional zur Temperatur der Diffusionskeramik ist, zur Verfügung gestellt. Die Rückführung dieses Wertes bietet den Vorteil, dass jederzeit eine Information über die Funktionsfähigkeit des Sensors und damit die Gültigkeit des Messsignals vorliegt.

Die Herstellerspezifikation weist einen weiten Messbereich bis zu Sauerstoffpartialdrücken von  $0,21 \cdot 10^5$  Pa, also reiner Luft, aus. Eine wesentliche Verbesserung stellt auch die Möglichkeit des Einsatzes bei niederen Gastemperaturen und die verkürzte Ansprechzeit dar [Bos99].

Die Breitbandsonde wurde in zwei verschiedenen Einbaupositionen in dem Versuchsträger untersucht:

- Abgasseitige Integration analog der  $\lambda=1$ -Sonde (Bild 5.8) um die Verbrennung zu überwachen.
- Installation in der Bleedluftleitung um Verunreinigungen in der Eintrittsluft detektieren zu können.

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Versuche für beide Einbaupositionen dargestellt, zunächst für eine abgasseitige Integration.

#### ▪ **Betrieb während des Startvorganges des Versuchstriebwerks**

Bild 5.20 zeigt das Signal der Breitbandsonde bei einem Anlassvorgang des Versuchstriebwerks. Der Spannungsverlauf der Sonde wurde mittels einer Kennlinie des Herstellers über eine entsprechende Luftzahl  $\lambda$  und mit der Bild 5.7 zugrunde liegenden Beziehung direkt in einen Wert für den Sauerstoffpartialdruck umgerechnet.

Vom Stillstand des Triebwerks bis zum Einsetzen der Verbrennung (❶) wird der Sauerstoffgehalt der Umgebungsluft angezeigt. Ab dem Ende der Anreicherungsphase zur Einleitung der Verbrennung (❷), erfolgt eine Messung des Sauerstoffanteils im Abgas. Während der Beschleunigungsphase des Gasgenerators (❸) bis zum Erreichen des Leerlaufs stimmt das Signal bereits sehr gut mit dem berechneten, in Bild 5.20 grau dargestellten Verlauf des Partialdrucks überein.

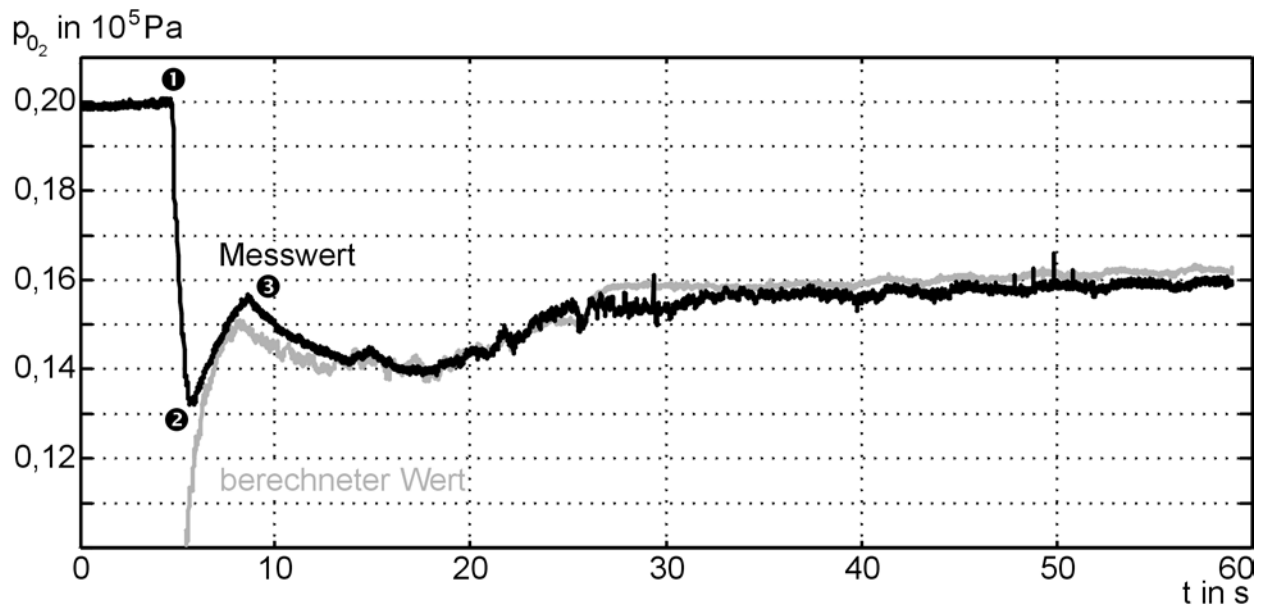


BILD 5.20: VERLAUF DES MIT DER BREITBANDSONDE GEMESSENEN SAUERSTOFFPARTIALDRUCKS BEI EINEM STARTVORGANG DER GASTURBINE. AB DEM ZEITPUNKT DER ZÜNDUNG (❶) IST ZUM VERGLEICH DER BERECHNETE THEORETISCHE WERT EINGETRAGEN.

Der berechnete Wert basiert auf dem gemessenen Einlaufmassenstrom und dem Stellbrennstoffmassenstrom während des Starts. Er wird hier erst ab ca. 6 s aufgetragen, da die Massenstrommessung zum Zeitpunkt des Verbrennungsbeginns nur ungenaue Informationen liefert. Ursache hierfür ist eine Druckstörung, die durch die starke Androsselung des Verdichters beim Einsetzen der Verbrennung entsteht. Sie pflanzt sich nach vorne fort, so dass der Ansaugmassenstrom kurzzeitig auf Null zurück geht. Das Messsignal des Sauerstoffsensors hingegen ist über die gesamte Dauer des Anlassvorgangs stabil und erscheint daher geeignet, die Zündung des stehenden Triebwerks zu überwachen. Während des kompletten Vorgangs zeigt die Messung des Sondeninnenwiderstands eine ausreichende Temperatur der Diffusionskeramik an.

#### ▪ Stationäre Kennlinie der Breitbandsonde

Zur Beurteilung der stationären Genauigkeit der Breitbandsonde wurde zunächst anhand von stationären Messpunkten eine Kalibrierkurve für das Sensorsignal erstellt. Das Nutzsignal des Sensors bewegt sich in einem Bereich von ca. 5,1 V bei Abgasen mit Vollast bis zu 6,9 V bei reiner Luft als Messgas. Als Referenz dazu wurde bei fünf über den Betriebsbereich des Versuchsträgers verteilten stationären Betriebspunkten das SONDENSIGNAL gemessen (Bild 5.21, ●). Die graupunktierte Linie gibt den aus den Messpunkten nach der Herstellerkennlinie errechneten Sauerstoffpartialdruck im Abgas wieder. Die mit grauen Dreiecken versehene Linie gibt den tatsächlichen Sauerstoffgehalt wieder, der mit Hilfe der beiden Messgrößen Eintrittsluftmassenstrom und Brennstoffmassenstrom berechnet wurde. Hierbei ist im Vergleich eine deutliche, mit zunehmendem Massenstrom größere werdende Abweichung zwischen den beiden Verläufen zu erkennen.



Durch Verwendung einer angepassten Kalibrierlinie, die als Polynom 3. Ordnung durch die Messpunkte und die berechneten Partialdrücke definiert wurde, wird eine maximale Abweichung von unter 0,6 % des berechneten Wertes erreicht (siehe Tabelle 5.4).

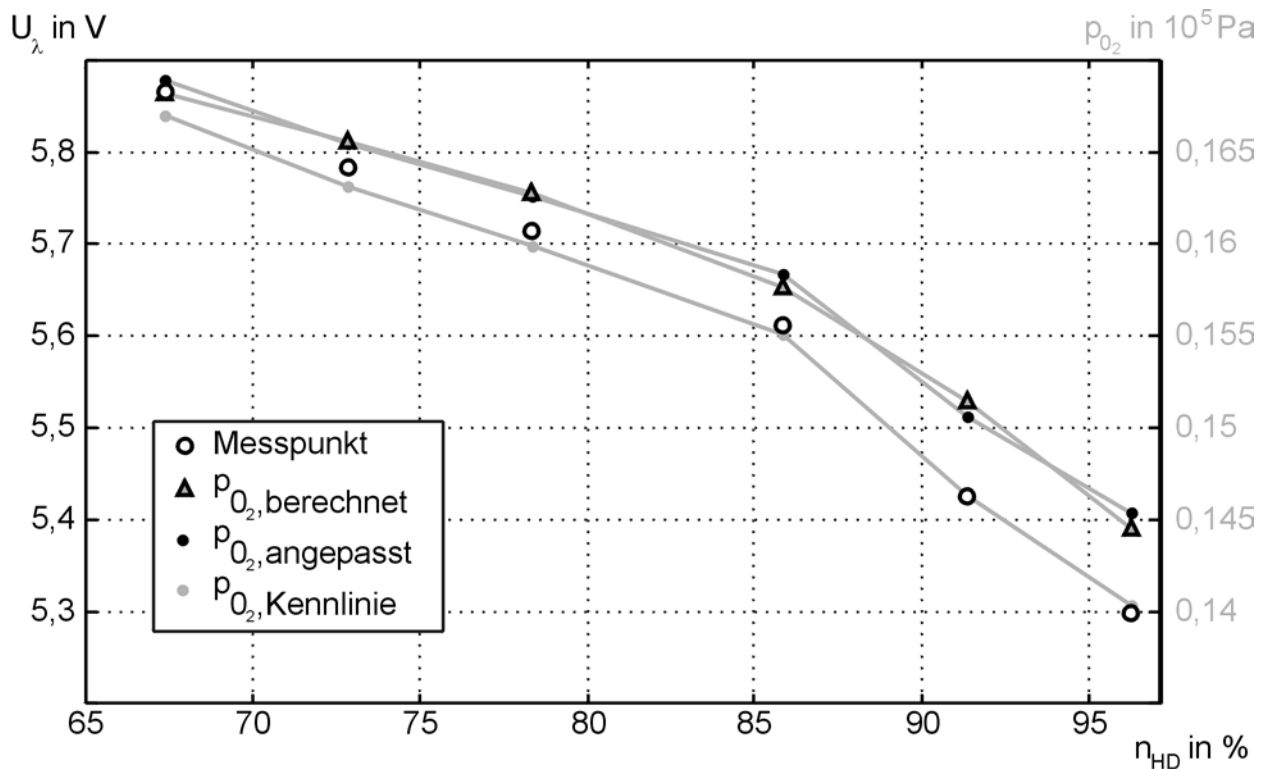


BILD 5.21: STATIONÄRE KENNLINIE DER BREITBANDSONDE BEI EINER INSTALLATION IM ABGASKANAL DES VERSUCHSTRIEBWERKS

Im Gegensatz zur  $\lambda=1$ -Sonde traten bei der Breitbandsonde keinerlei Schwierigkeiten mit der Reproduzierbarkeit der Ergebnisse auf. Sowohl innerhalb eines Versuchslaufs bei verschiedenen thermischen Durchwärmungen des Triebwerks, als auch über mehrere Versuchsläufe hinweg wurde stets eine gleichbleibend gute stationäre Genauigkeit erreicht. Dieses positive Verhalten ist sicherlich der sehr effektiven Regelung der Keramiktemperatur innerhalb des Sensorelements zuschreiben. Die einzelnen Messwerte der stationären Messungen sind in Tabelle 5.4 zusammengefasst.

$n_{HD}$ [%]	$m_{GG}$ [kg/s]	$m_{Br}$ [kg/s]	$p_{O_2, \text{ berechnet}}$ [Pa*10 <sup>5</sup> ]	$U_{\lambda}$ [V]	$p_{O_2, \text{ Kennlinie}}$ [Pa*10 <sup>5</sup> ]	$p_{O_2, \text{ angepasst}}$ [Pa*10 <sup>5</sup> ]	$\Delta p_{O_2}$ [%]
67,4	0,69	0,0089	0,1682	5,866	0,1670	0,1688	<b>+0,39</b>
72,8	0,79	0,0109	0,1655	5,783	0,1631	0,1654	<b>-0,04</b>
78,3	0,91	0,0133	0,1628	5,714	0,1598	0,1626	<b>-0,12</b>
85,8	1,09	0,0178	0,1576	5,611	0,1550	0,1583	<b>+0,43</b>
91,3	1,23	0,0224	0,1514	5,425	0,1463	0,1506	<b>-0,52</b>
96,2	1,34	0,0274	0,1445	5,298	0,1403	0,1453	<b>+0,59</b>

TABELLE 5.4: ZUSAMMENFASSUNG DER STATIONÄREN MESSWERTE DER BREITBANDSONDE WÄHREND EINES VERSUCHSLAUFES

### ▪ Dynamisches Verhalten der Breitbandsonde bei transientem Betrieb

Die Ansprechzeit der Breitbandsonde ist mit 100 ms spezifiziert und liegt damit im Bereich der  $\lambda=1$ -Sonde. Um dies zu verifizieren, wurde das Verhalten der Sonde während eines Lastwechselvorganges untersucht (Bild 5.22). Das Lastprofil, das einen Ausschnitt einer typischen Tiefflug-Hubschraubermission darstellen soll, umfasst den vollen Betriebsbereich des Triebwerks von Leerlauf bis hin zur Abregelung der Leistung wegen Erreichen der Grenzwerte (Bilder 5.23 und 5.24).

$p_{O_2}$  in  $10^5$  Pa

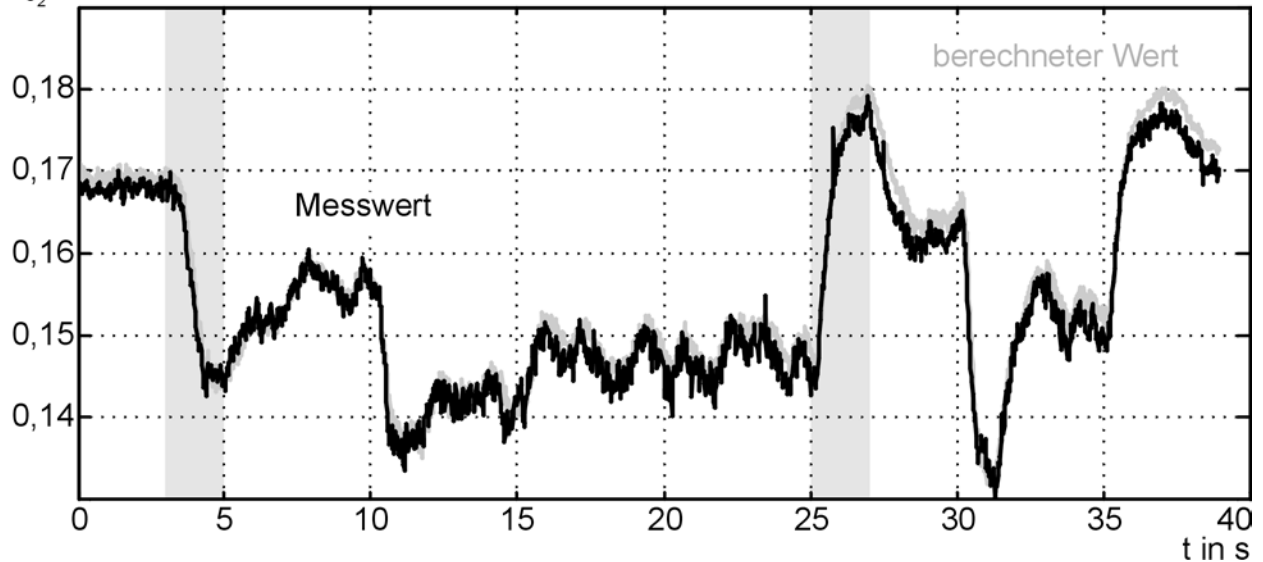


BILD 5.22: VERLAUF DES SAUERSTOFFPARTIALDRUCKS BEI EINEM LASTPROFIL. GRAU HERVORGEHOBEN SIND ZWEI LASTWECHSEL, BEI DENEN DAS TRIEBWERK DIE BELASTUNGSGRENZEN ERREICHT.

Der Sauerstoffpartialdruck des Abgases entspricht dabei relativ genau dem als Referenz zugrunde gelegten berechneten Wert. Die maximale Abweichung beträgt 6,2 % von dem Referenzwert. Gegenüber der  $\lambda=1$ -Sonde ist die stationäre Genauigkeit deutlich verbessert.

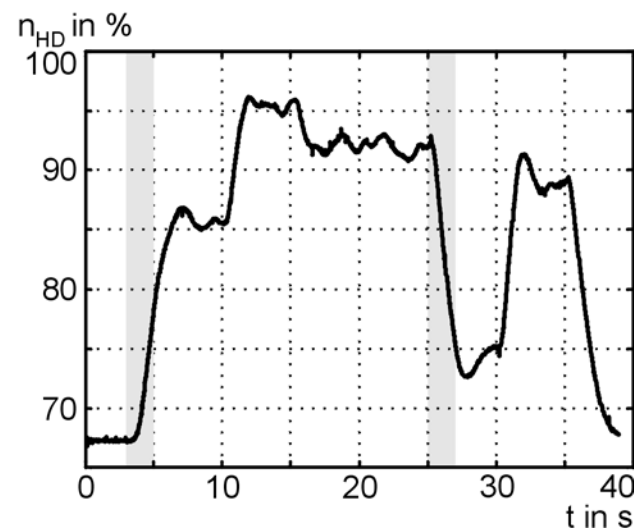


BILD 5.23: GASGENERATORORDREHZAHL WÄHREND DES MISSIONSPROFILS

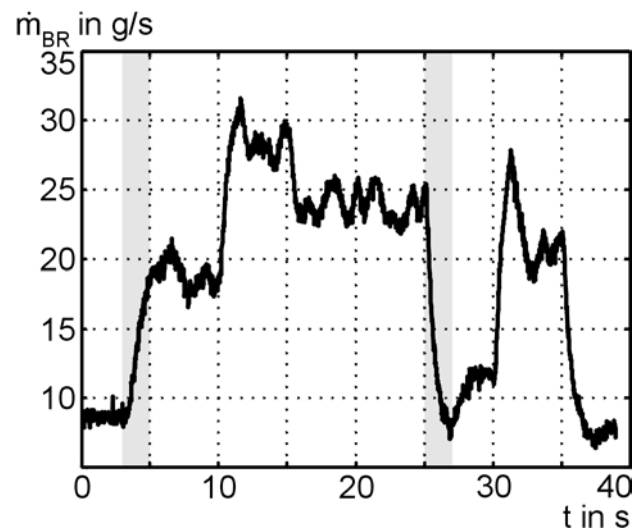


BILD 5.24: BRENNSTOFFMASSENSTROM DES LASTPROFILS

In Bild 5.25 ist der Signalverlauf während zweier ausgeprägter Laständerungen (grau hinterlegte Bereiche) in einer Vergrößerung dargestellt. In der rechten Vergrößerung in Bild 5.25 tritt in dem Messsignal ein Ausreißer bei  $t=25,8$  s auf, wie er mehrfach in den Messsignalen beobachtet wurde. Die Ursache für diese Störungen scheint in dem Steuergerät der Sonde selbst zu liegen, da keinerlei äußere Einflüsse mit diesem Ausreißer in Verbindung gebracht werden konnten, in anderen Messsignalen traten zu den betreffenden Zeitpunkten keinerlei Störungen auf. Soll das Signal in der Triebwerksregelung verwendet werden, muss auf jeden Fall eine Nachbehandlung des, hier ungefiltert dargestellten, Signals erfolgen.

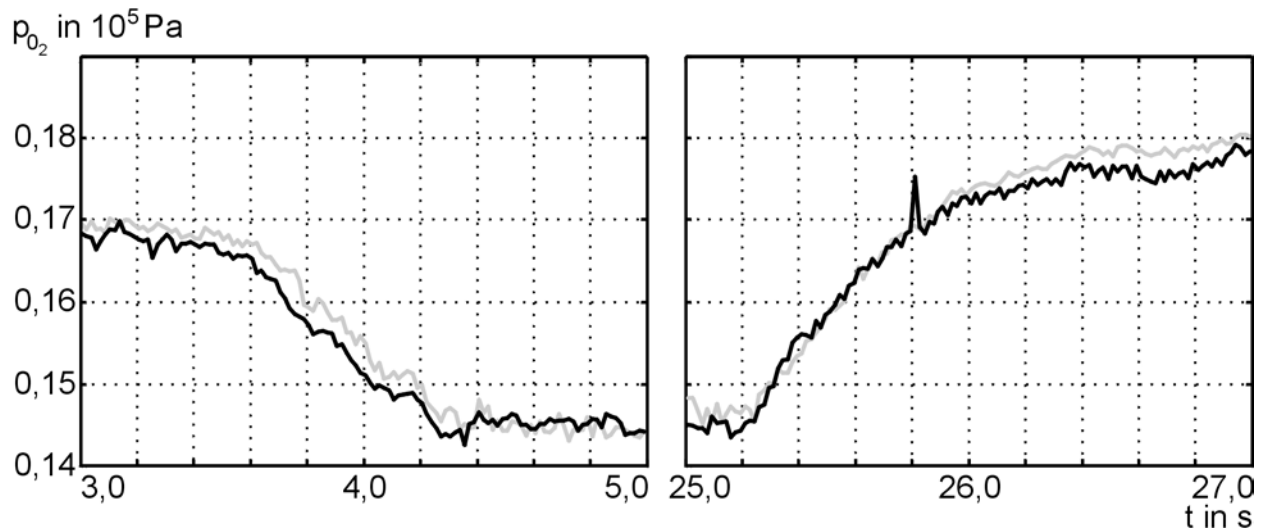


BILD 5.25: DETAILAUFNABME DES VERLAUFS DES SAUERSTOFFPARTIALDRUCKES BEI ZWEI BESONDERS AUSGEPRÄGTEN, IN BILD 5.22 GRAU HINTERLEGTEN LASTWECHSELN

#### ▪ Identifikation des Übertragungsverhaltens der Breitbandsonde

Das Übertragungsverhalten der Breitbandsonde lässt sich nicht direkt identifizieren, da sprungförmige Änderungen des Sauerstoffpartialdruckes bei laufendem Triebwerk nicht möglich sind. Für eine Identifikation wurde daher der theoretische, berechnete Partialdruck herangezogen, der aber das Übertragungsverhalten des Brennstoffstellventils (Gleichung 3.6) und den Zündverzug in der Brennkammer nicht berücksichtigt. Als Datenbasis für die Identifikation dienten die Messwerte eines Profils, bei dem mehrere sprungförmige, über den Betriebsbereich verteilte Lastsprünge durchgeführt wurden, die denen der grau hinterlegten Bereiche in Bild 5.23 ähnlich sind.

Das Übertragungsverhalten wird von einer Totzeit dominiert, die unabhängig vom Lastniveau des Triebwerks ca. 82 ms beträgt. Das um die Totzeit bereinigte Signalverhalten kann mit einer Übertragungsfunktion vom Typ  $PT_1$  hinreichend genau beschrieben werden. Die entsprechende Zeitkonstante wurde mit einem Parameterschätzverfahren der *System Identification Toolbox* von MATLAB [Mat95] für verschiedene Betriebspunkte ermittelt. Für den gesamten Einsatzbereich gemittelt ergibt sich folgende Übertragungsfunktion:

$$F(s) = \frac{1}{(1 + Ts)} e^{-T_t s}, \text{ mit } T=50 \text{ ms, } T_t=82,0 \text{ ms.} \quad (5.3)$$

### ▪ Kohlenstoffdioxideinblasung

Als Nachweis für die Eignung der Sonde Auswirkungen verunreinigter Eintrittsluft feststellen zu können, erfolgte eine Analyse des Sondenverhaltens bei einer CO<sub>2</sub>-Einblasung mit dem in Kapitel 5.1 beschriebenen Versuchsaufbau. Für eine Zeitspanne von 5 Sekunden wurde in das Eintritts-Plenum des Versuchsträgers erwärmtes CO<sub>2</sub> injiziert. Bild 5.26 zeigt den CO<sub>2</sub>-Druck unmittelbar vor der Einspritzdüse. Zum Zeitpunkt der Einblasung lief das Triebwerk stationär bei einem mittleren Lastniveau mit einem fest vorgegebenen Brennstoffmassenstrom.

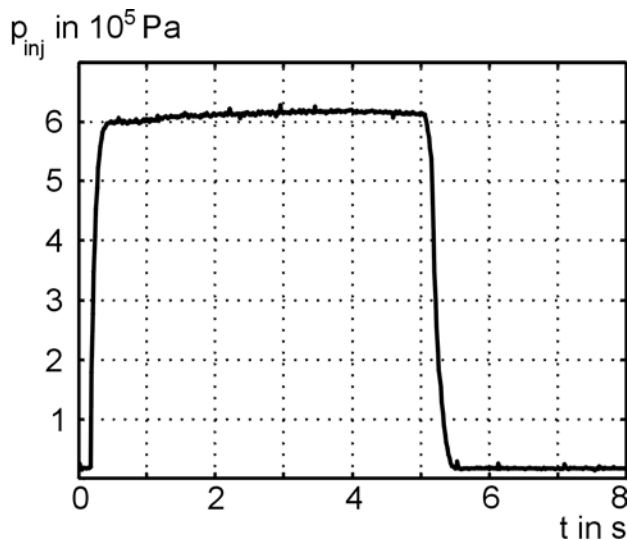


BILD 5.26: CO<sub>2</sub>-DDRUCK UNMITTELBAR VOR DER ZUMESSDÜSE

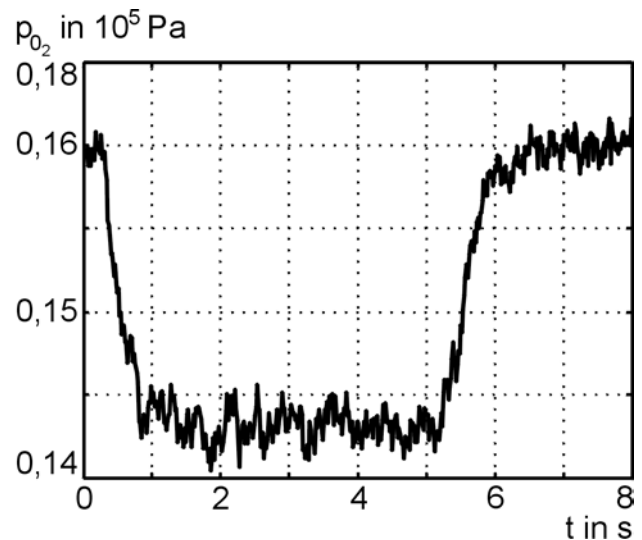


BILD 5.27: MESSWERT DES SAUERSTOFFPARTIALDRUCKES BEI EINER CO<sub>2</sub>-EINBLASUNG

Bild 5.27 zeigt die Reaktion der Breitbandsonde auf die Störung der Eintrittsluft. Entsprechend dem Aufbau des Einspritzdrucks wird ein deutlicher Abfall des Sauerstoffpartialdrucks registriert. Auf den Vergleich mit einem theoretischen Wert wird verzichtet, da dessen Bestimmung hier mit einer relativ hohen Unsicherheit behaftet ist. Während der Einblasung treten Änderungen der verschiedenen Komponentenwirkungsggrade auf, die in der Berechnung der Abgaszusammensetzung nicht berücksichtigt werden können. Die Korrelation mit dem Verlauf des Einspritzdrucks lässt aber erkennen, dass das Übertragungsverhalten der Breitbandsonde in diesem Fall ähnlich dem der Identifikation zugrunde liegenden Verhalten ist.

### ▪ Integration der Sonde in der Bleedluftleitung

Für die in den vorherigen Abschnitten beschriebenen Ergebnisse war der Sensor in die Abgasleitung integriert. Änderungen im Sauerstoffpartialdruck des Abgases wurden in dieser Konfiguration zuverlässig registriert. Ein Rückschluss, ob die Änderung durch eine triebwerksinterne Störung bedingt, oder in der Ansaugluft selbst zu suchen ist, ist so aber nicht möglich. Um dies zu ermöglichen, wurde der Sensor in einer zweiten Konfiguration in die Bleedluftleitung installiert (Bild 5.9).

Die Umgebungsbedingungen des Sensors ändern sich gegenüber einer Installation im Abgaskamin dahingehend, dass der zu messende Sauerstoffpartialdruck nicht mehr von der Verbrennung beeinflusst wird. Anstelle dieses Effekts tritt nun aber die

lastabhängige Totaldruckerhöhung durch den Verdichter, nach dessen fünfter axialer Stufe die Bleedluft entnommen wird. Da bei dem Versuchsträger der Austrittsdruck der Bleedluft ebenfalls ein Messwert ist (vgl. Bild 2.6), ist eine rechnerische Kompensation dieses Effekts problemlos möglich. Analog der Abgastemperatur ändert sich die Fluidtemperatur an der Messstelle mit der Triebwerkslast, insgesamt ist das Temperaturniveau aber deutlich geringer (siehe ② in Bild 5.10) als bei einer abgasseitigen Installation.

Das niedrige Temperaturniveau erwies sich dann auch als erhebliches Problem beim Betrieb des Sensors. Die Funktionsfähigkeit der Sonde bei niederen Fluidtemperaturen ist nur gewährleistet, solange durch die integrierte Heizung die Diffusionskeramik auf Betriebstemperatur gehalten werden kann. Laut der Spezifikation ist dies auch bei Raumtemperatur nach einer gewissen Vorwärmzeit möglich. Die oben dargestellten Versuche haben gezeigt, dass während des Stillstands und des Startlaufs ein stabiles Nutzsignal generiert wird.

Dabei unbeachtet blieb aber, dass in der relativ kurzen Phase dennoch eine gewisse Abkühlung des Sondengehäuses durch einen Wärmeübergang an das kalte Fluid erfolgt. Ungefähr 110 Sekunden nach dem Start des Triebwerks war das Sondengehäuse durch das relativ kalte Fluid ( $T_{\text{Bleed}} \approx 335 \text{ K}$ ) derart abgekühlt, dass die Funktionsbereitschaft des Sensors nicht mehr gegeben war. Erst bei deutlich erhöhter Bleedlufttemperatur von ca. 380 K war die Funktionsbereitschaft wieder hergestellt.

Die Integration in die Bleedluftleitung wurde aus diesen Gründen nicht weiter untersucht, auch wurde auf eine Installation in den Luftführungsrohren nach dem Verdichter verzichtet. Die nach dem Verdichter herrschenden Temperaturen liegen an Standard-Tagen knapp oberhalb der Funktionsgrenze, die mit den Bleedleitungsversuchen ermittelt wurde. Aufgrund des dort aber signifikant höheren Druckniveaus ist eine Beschädigung des Sensors nicht auszuschließen.

#### ▪ Zusammenfassung

Die Breitbandsonde stellt gegenüber der  $\lambda=1$ -Sonde einen erheblichen Fortschritt dar, der hauptsächlich in der guten thermischen Stabilität und dem stabilen Nutzsignal zu sehen ist. Die aktive Regelung der Heizung ermöglicht eine sehr gute stationäre Genauigkeit der Messwerte, so dass diese auch als Rückführgrößen für die Triebwerksregelung verwendet werden können. Das Übertragungsverhalten ist über einen weiten Lastbereich annähernd konstant und liegt im Bereich offener Thermoelemente, was für die recht robuste Ausführung des Sensors doch beachtlich ist.

Über die Langzeitstabilität des Sensors bei Betrieb in einer Fluggasturbine können hier natürlich noch keine Aussagen gemacht werden, die für den KFZ-Einsatz spezifizierten 2000 Betriebsstunden sollten aber auch im Flugbetrieb erreicht werden, bei dem von niedrigeren mechanischen Belastungen ausgegangen werden kann.

Als Installationsort kommt primär eine Position im Abgaskanal in Frage, die gegenüber kalten Positionen eine höhere Funktionsbereitschaft sichert. Außerdem scheint es fraglich, ob ein auf die Detektion von verunreinigter Eintrittsluft eingeschränkter Funktionsumfang die Installation eines zusätzlichen Sensors rechtfertigt. Zumal, wie in Kapitel 6 noch gezeigt wird, die abgasseitige Positionierung interessante Zusatzfunktionen für die Triebwerksregelung ermöglicht.

### 5.4.6 Konstruktive Modifikation der $\lambda$ -Sonde für den Einsatz in Flugtriebwerken

Bei den bislang durchgeführten Untersuchungen zur Funktionsweise der Sensoren wurde von einer ungestörten Referenzluft (vgl. Bilder 5.5 und 5.6) ausgegangen. Die mittels der Einblaseanlage induzierten  $\text{CO}_2$ -Störungen waren nur in dem Messgasmassenstrom zu finden. Somit entsprach die Referenzluft dem Zustand der Raumluft in der Prüfwelle und hatte ein relativ konstantes Temperatur- und Druckniveau.

Dieser Idealzustand ist aber bei einem Einsatz im Flugbetrieb nicht wiederzufinden, vielmehr wird der Zustand der Referenzluft analog zu dem Bereich ❶ in Bild 5.10 variieren. Diese Effekte sind aber bei einer abgasseitigen Integration (❷ in Bild 5.10) nicht gravierend: Die Änderung der Temperatur wird durch das geregelte Heizelement des Sensors kompensiert, und der mit der Flughöhe absinkende Umgebungsdruck tritt in dem Messgas genauso auf, da von einer vollständig angepassten Expansion in den Abgaskanäle des Versuchsträgers ausgegangen werden kann.

Nicht zu vernachlässigen ist aber das Problem, dass bei einem Einflug in ein Gebiet mit reduziertem Sauerstoffgehalt der Umgebungsluft die Referenzluft ebenfalls verfälscht wird. Dies hat zur Folge, dass das zu erwartende Nutzsignal der Sonde deutlich schwächer und auch verzögert ausfällt und die stationäre Genauigkeit nicht mehr gewährleistet ist. Die Änderung der Referenzluft wird zwar nicht so schnell eintreten wie die des Messgases, da die Sonde nicht zwangsbelüftet ist, aber es ist anzunehmen, dass langfristig sich die Referenzluft den Umgebungsbedingungen anpasst.

Die Referenzluft wird bei serienmäßigen Sonden dem Messelement durch kleine Öffnungen im Bereich der Steckverbindung der elektrischen Zuleitungen zugeführt, ca. 0,7 m von der Sonde entfernt [Bos97]. Der Sensor und die Zuleitung selbst sind gegenüber der Umgebung abgedichtet, um die bei KFZ-Applikationen zu erwartende Feuchtigkeit von dem Messelement fern zu halten, während die Steckverbindung normalerweise an einer geschützten Stelle positioniert wird. Von dem Hersteller der Sensoren sind keine Angaben über den Gaswechsel innerhalb der Zuleitung bekannt, da dies bei den normalen Anwendungen ja auch ohne Bedeutung ist.

Um die Sensoren trotz einer Änderung der Referenzluft betreiben zu können werden in dem folgenden Abschnitt drei technische Möglichkeiten vorgestellt, die eine gleichbleibende Referenzluft sicherstellen sollen. Es sollen hier nur Konzepte präsentiert werden, auf eine experimentelle Umsetzung wurde wegen des beträchtlichen Versuchsaufwandes verzichtet.

#### ▪ Modifikation der Zuleitung

Die technisch am einfachsten zu realisierende Modifikation ist eine Änderung der Zuleitung bei einer ansonsten unveränderten Serien-Sonde. Durch eine Verlängerung der Leitung und eine Füllung der Leitung mit Dämmmaterialien kann die Zeitspanne bis Umgebungsluft an die Referenzseite des Messelements gelangt soweit verzögert werden, dass eine ausreichende Reaktionszeit zur Verfügung steht, innerhalb derer Veränderungen auf der Messgasseite registriert werden. Auch eine Füllung der Zuleitung mit chemisch aktiven Stoffen, wie z.B. Aktivkohle oder Lithiumhydroxid, kann in Betracht gezogen werden um eine zumindest teilweise Filterung der Umgebungsluft zu erreichen.

### ▪ Passives Referenzvolumen

Eine zweite Möglichkeit besteht darin, ein Referenzvolumen an dem Sensor zu schaffen, das gegenüber der Umgebung gasdicht ist. In Bild 5.28 ist eine Modifikation schematisch dargestellt, bei der das Referenzvolumen mittels eines Rückschlagventils isoliert und die Kabelführung abgedichtet ist. Diese Anordnung sorgt dafür, dass bei einer Abnahme des Luftdrucks während des Steigfluges das Referenzvolumen abgedichtet wird und nur am Boden ein Ausgleich mit der Umgebung erfolgen kann.

Dies ist lediglich eine Konzeptstudie, eine Alternative zur Abdichtung des Volumens wäre zum Beispiel ein elektromagnetisches Ventil, das bei Triebwerksstart geschlossen wird, auch ein komplett abgeschlossenes Volumen, das mit reinem Sauerstoff oder Druckluft gefüllt wird ist denkbar, erfordert aber einen gewissen Wartungsaufwand.

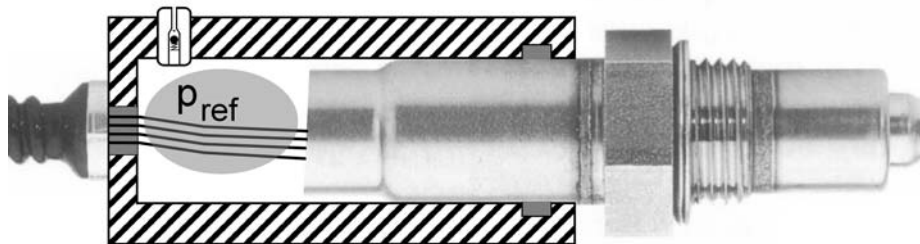


BILD 5.28: MODIFIZIERTE  $\lambda$ -SONDE MIT EINEM PASSIVEM REFERENZVOLUMEN

### ▪ Lambda-Sonde mit aktivem Referenzvolumen

Eine dritte Möglichkeit, die technisch sicher am aufwendigsten ist und nur bei einer entsprechenden Produktionsstückzahl den zusätzlichen Entwicklungsaufwand rechtfertigt, besteht darin, den Sensor um ein elektrochemisch aktiv kontrolliertes Referenzvolumen zu erweitern. In Bild 5.29 ist ein solches Konzept dargestellt, das auf einer Breitbandsonde basiert.

Die Kathode der Nernstzelle ist nicht mehr der Atmosphäre, sondern einem Referenzvolumen ausgesetzt, in dem stets ein konstanter Sauerstoffpartialdruck herrscht (z.B.  $0,21 \cdot 10^5$  Pa). Diesem Referenzvolumen ist eine Pumpzelle vorgeschaltet, die bei angelegter Spannung  $U_R$  Sauerstoffmoleküle in das Referenzvolumen fördert. Eine Diffusionsbarriere verhindert eine Rückbewegung der Moleküle durch die Pumpzelle.

Gleichzeitig ist durch eine seitliche Diffusionsbarriere eine gewisse Diffusion aus dem Referenzvolumen heraus in die Atmosphäre möglich, so dass sich je nach Pumpspannung  $U_R$  ein konstanter Innendruck einstellt und somit als Regelgrundlage für die Nernstzelle dient.

Wie schon erwähnt, handelt es sich bei dem hier vorgestellten Prinzip eines aktiven Referenzvolumens nur um ein Konzept, dessen Ausführung von der Darstellung in Bild 5.29 abweichen kann. Insbesondere die Realisierung des Abfließens der Sauerstoffmoleküle aus dem Referenzvolumen heraus kann sicher –und muss eventuell auch anders gelöst werden.

Auf jeden Fall erhält man aber so eine Sonde, die auch bei Sauerstoffmangel auf der Referenzseite zuverlässig arbeitet. In diesem Fall erfolgt an der katalytischen Elektrodenschicht eine zusätzliche Gewinnung von Sauerstoffionen durch die Zersetzung von Wasser- oder Kohlendioxidmolekülen des Messgases.

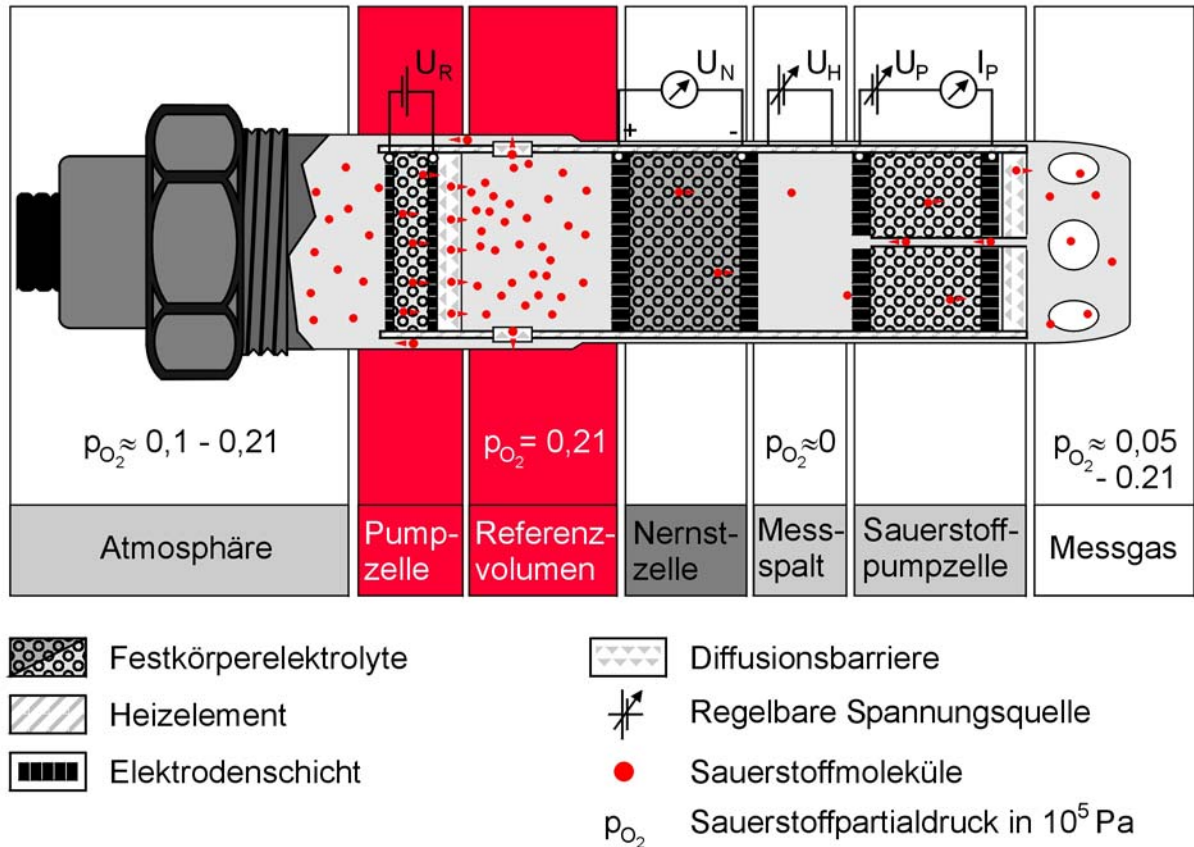


BILD 5.29:  $\lambda$ -SONDE MIT EINEM AKTIV GEREGLTEN REFERENZVOLUMEN

Eine technisch weniger aufwendigere Lösung wäre der Einsatz einer reinen Sauerstoffpumpzelle, bei der man sich den Grenzstromeffekt (siehe Kap. 5.4.2) zu Nutze macht [Sch95]. Hierbei beschränkt sich der Einsatzbereich aber auf Bereiche des Messgases, in denen ein deutlicher Sauerstoffüberschuss vorhanden ist, und auch das Nutzsignal dieser Zelle wäre weniger ausgeprägt als bei der oben vorgeschlagene Lösung.



## 6. ERWEITERTE FUNKTIONEN DER TRIEBWERKSREGELUNG

In diesem Kapitel werden exemplarisch erweiterte Funktionen der Regelsoftware vorgestellt, die den Themenkomplex Brennkammerverlöschen und automatisches Wiederzünden betreffen. Dabei wird das Messsignal der im Abgasgehäuse installierten Sauerstoffsonde als Rückführgröße für die Regelung verwendet.

### 6.1 Automatische Betätigung der Zündung

Die Verbrennung in der Brennkammer des Versuchsträgers ist nach der einmaligen Zündung während des Starts selbsterhaltend. Die kontinuierliche Verbrennung ist für das Betriebs- und Stabilitätsverhalten der Gasturbine von großer Bedeutung, da bei Brennkammerverlöschen ein sofortiger Leistungsverlust eintritt [Ben75]. Bei einer eventuellen, unkontrollierten Wiederzündung des Luft-Brennstoffmassenstroms an heißen Bauteilen des Triebwerks bildet sich eine plötzliche Druckwelle aus, die zu einer starken Androsselung des Verdichters führt und damit eine erhebliche Pumpgefahr mit sich bringt. Um eine möglichst unterbrechungsfreie Verbrennung zu gewährleisten,

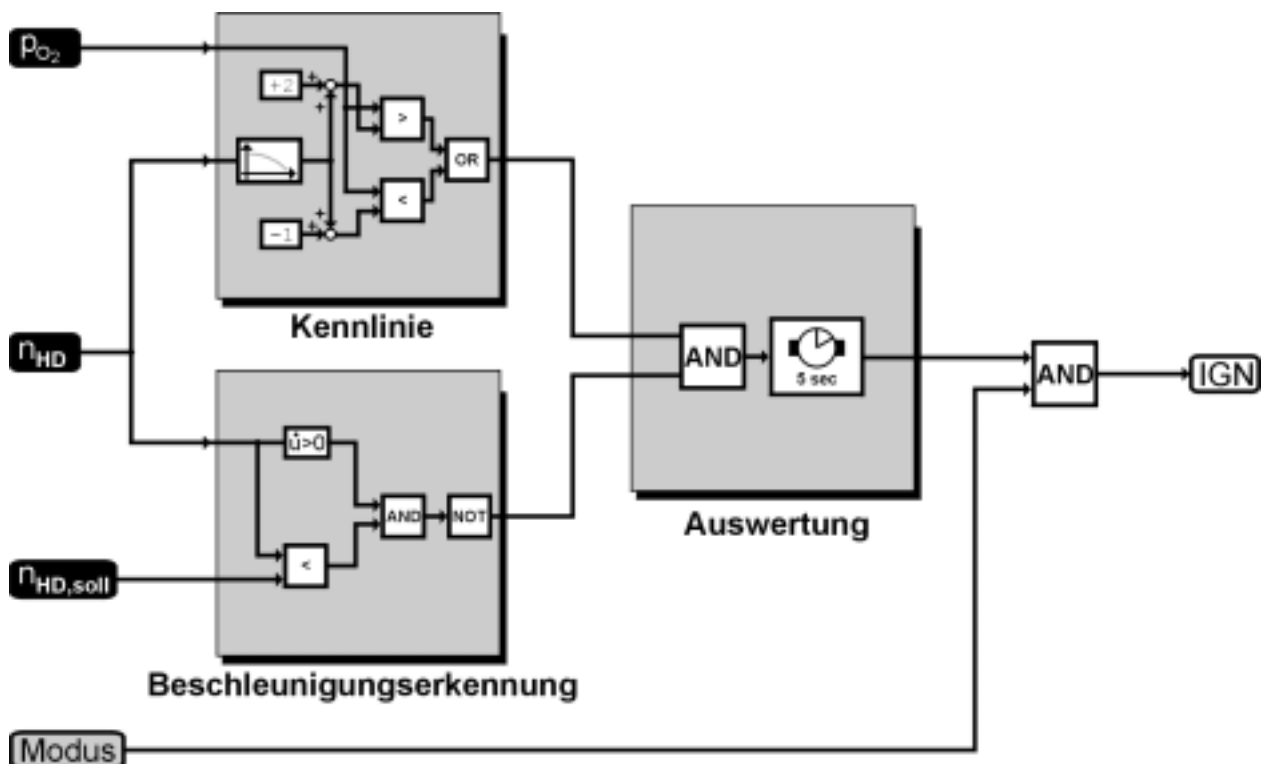


BILD 6.1 BLOCKSCHALTBIODER AUTOMATISCHEN ZÜNDUNGSBETÄTIGUNG MIT GEMESSENEM SAUERSTOFF-PARTIALDRUCK ALS RÜCKFÜHRGRÖÖE.

wurde eine automatische Ansteuerung der elektrischen Zündanlage realisiert (Bild 6.1). Als Auslösekriterium dient dabei der im Abgas des Triebwerks gemessene Sauerstoffpartialdruck. Liegt eine starke Abweichung des Messwerts von der normalen Betriebslinie (❶ in Bild 6.2) vor, so wird die Zündanlage aktiviert.

Eine Gefahr für die Verbrennungsstabilität besteht hauptsächlich bei Sauerstoffmangel, aber auch ein kurzzeitig sehr hoher Luftanteil, wie er zum Beispiel bei einem Fehler in der Brennstoffzumesseinrichtung zu erwarten ist, kann zum Verlöschen der Flamme führen. Daher wurde ein Betriebsbereich definiert, der in Abhängigkeit der Gasgeneratorrehzahl  $n_{HD}$  einen zulässigen Sauerstoffanteil im Abgas vorschreibt. Dieser, in Bild 6.2 grau hinterlegte Bereich wird durch zwei Grenzlinien für einen minimalen (❷) und einen maximalen (❸) Sauerstoffanteil definiert. Der schwarze Verlauf (❹) in Bild 6.2 zeigt den gemessenen Sauerstoffanteil bei einer aufgeprägten  $CO_2$ -Störung bei stationärem Betrieb des Triebwerks mit mittlerer Leistung (ca. 125 kW). Trotz eines relativ geringen Einblasemassenstroms (ca. 120 g/s) verlässt der Messpunkt während der Einblasung deutlich den markierten Bereich, was zu einer Betätigung der Zündung führt. Die Zündung bleibt nach der Rückkehr in den normalen Betriebsbereich durch eine Verzögerungsfunktion in der Auswertelogik für weitere 5 s aktiviert.

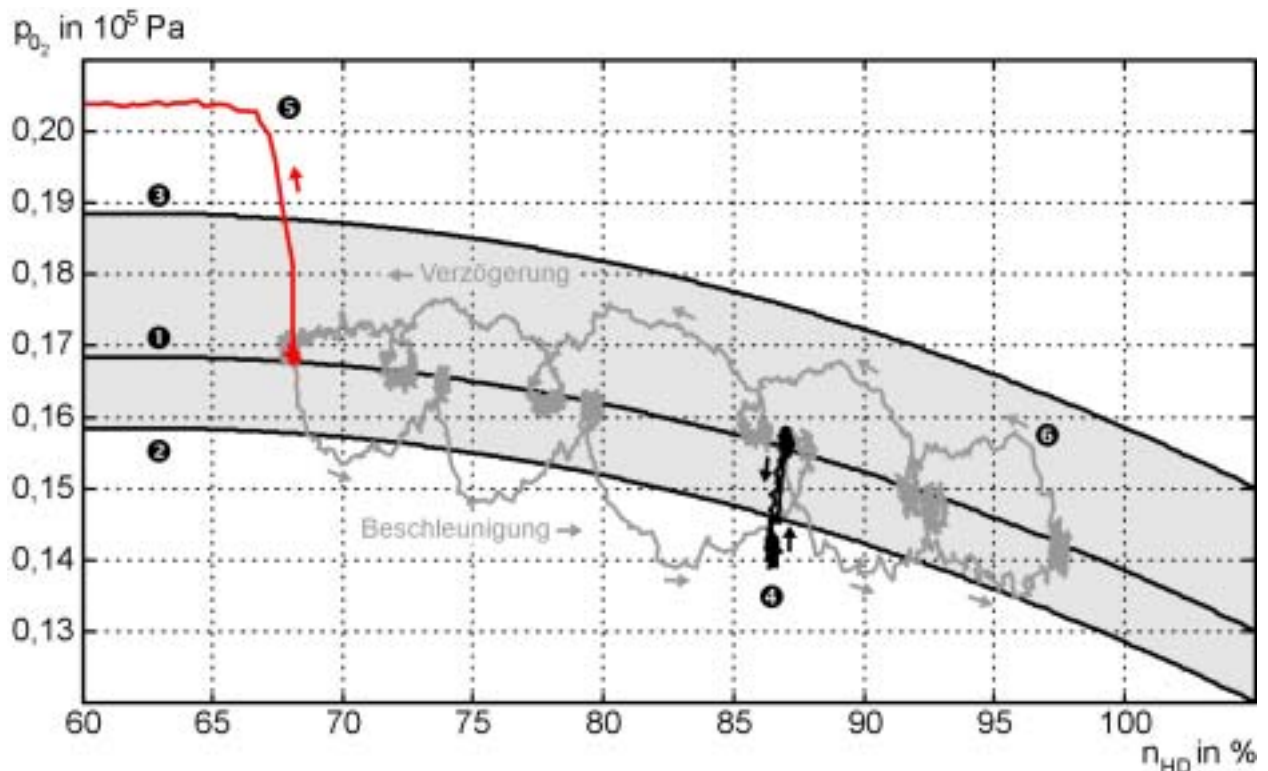


BILD 6.2: VERWENDETE SAUERSTOFFKENNLINIE ZUR AUTOMATISCHEN ZÜNDUNGSBETÄTIGUNG MIT BEISPIELEN FÜR NORMALE BESCHLEUNIGUNGEN UND VERZÖGERUNGEN (❷) SOWIE FÜR EINE  $CO_2$ -STÖRUNG (❹) UND EIN VERLÖSCHEN DER BRENNKAMMER (❺).

Der rote Verlauf (❺) zeigt den Sauerstoffpartialdruck bei einer kurzzeitigen Unterbrechung des Brennstoffmassenstroms. Man erkennt das sofortige Abreißen der Verbrennung und damit der Rückgang in der Gasgeneratorrehzahl. Die Zündung wird hier ebenfalls betätigt, hat aber natürlich bei komplettem Brennstoffmangel keinen

Effekt. Die graue Kurve (⑥) in Bild 6.2 stellt den Verlauf des Sauerstoffpartialdrucks bei einem Belastungsprofil mit mehreren starken Beschleunigungen und Verzögerungen des Gasgenerators dar. Hierbei wird auch im normalen Betrieb bei ungestörter Eintrittsluft der grau bezeichnete Betriebsbereich während der starken Triebwerksbeschleunigungen durch die starke Erhöhung des Brennstoffmassenstroms in Richtung Sauerstoffmangel verlassen. Eine Betätigung der Zündung ist in diesem Fall nicht notwendig ist. Es sollte im Gegenteil eine Betätigung unterbleiben, da die Lebensdauer der Zündkerze dadurch unnötig reduziert wird. Daher ist in die Logik der automatischen Zündung eine Funktion zur Erkennung einer Gasgeneratorbeschleunigung integriert, die während eines positiven Drehzahlgradienten ein Auslösen der automatischen Zündung unterbindet.

Die automatische Zündungsbetätigung ist aktiviert, sobald sich das Triebwerk im Modus der Abtriebsdrehzahlregelung befindet. Während des Leerlaufs und beim Startvorgang hat die Anlassregelung eine höhere Autorität.

## 6.2 Erkennung des Brennkammerverlöschens

Zur Erkennung eines kompletten Verlöschens der Brennkammer (*flameout*) wurde eine Logik implementiert, die auf der automatischen Zündungsbetätigung basiert. Das Verlöschen der Brennkammer erfolgt bei dem Versuchsträger immer vollständig, da nur eine Brennzone und eine Einspritzdüse innerhalb der Brennkammer vorhanden sind. Daher ist für ein Verlöschen das sofortige Ansteigen des Sauerstoffgehalts im Abgas charakteristisch, der sich bis auf den Wert der Eintrittsluft erhöht (vgl. auch ⑤ in Bild 6.2). Zeitlich leicht verzögert erfolgt ein Abfall in der Turbinen-Austrittstemperatur (TOT) und, wegen der relative hohen Massenträgheit deutlich verzögert, ein Absinken der Gasgeneratorwellendrehzahl.

Für die Erkennung des Verlöschens wird dieselbe Sauerstoffkennlinie wie bei der automatischen Zündungsbetätigung verwendet, als Auslösegrenze dient hierbei die Grenzlinie für Sauerstoffüberschuss (③ in Bild 6.2). Zusätzlich zur Überschreitung des Sauerstoffgrenzwertes im Abgas, muss auch ein Abfall in der Gasgeneratordrehzahl bei gleichzeitigem Anstieg der Regelabweichung vorliegen, damit das Ereignis „Brennkammerverlöschen“ registriert wird und von einer normalen Beschleunigung unterschieden werden kann.

Hat die Verlöscherkennung angesprochen, wird der Brennstoffmassenstrom unterbrochen, um eine Ansammlung von unverbranntem Brennstoff im Triebwerk und in der Abgasführung zu vermeiden. Die Zündung, welche durch die Automatik betätigt wurde, bleibt dabei aktiviert. Befindet sich das Triebwerk im Modus der Abtriebswellendrehzahlregelung, erfolgt eine sofortige Aktivierung der Wiederanlassfunktion wobei die Abschaltung des Brennstoffs hierbei unterbleibt. Auf den Triebwerksbedieninstrumenten erfolgt eine optische Warnung.

Bei dem in Bild 6.2 dargestellten Brennkammerverlöschen infolge einer Unterbrechung in der Brennstoffzufuhr betrug die Zeitspanne bis zum Auslösen der Erkennungslogik lediglich 84 ms oder etwa 5 Reglertakte, also deutlich schneller als ein Pilot den Leistungsverlust wahrnehmen würde. Der Wiederanlassvorgang wird sofort eingeleitet, womit, in Notsituationen eventuell überlebensentscheidende, Sekunden bis zur Wiederherstellung der Antriebsleistung eingespart werden können.

### 6.3 Wiederanlassen des Triebwerks

Ist die Verbrennung durch äußere Einflüsse oder eine triebwerksinterne Störung erloschen, wird sofort wieder versucht das Triebwerk zu zünden und damit die Abgabe von Nutzleistung wiederherzustellen. Für das Wiederanlassen des Triebwerks unmittelbar nach einem *flameout* wird ein besonderer Betriebsmodus benötigt. Ein Zünden der Brennkammer mit dem vom Gasgenerator Drehzahlregler berechneten Brennstoffmassenstrom, der auf Grund der erheblichen Regelabweichung deutlich erhöht ist, würde unweigerlich zu einem Pumpen des Triebwerks führen. Die hier realisierte Lösung unterteilt den Wiederanlassvorgang in vier Phasen:

- Wiederzünden der Brennkammer,
- Stabilisierung des Triebwerks,
- Wiederbeschleunigung des Gasgenerators,
- Transition in normalen Betrieb.

Wie in Bild 6.3 dargestellt, wird zunächst versucht das Triebwerk wieder zu zünden. Dabei wird die Zündung des Triebwerks sofort nach der Erkennung eines *flameout* betätigt um die unkontrollierte Verbrennung oder Explosion von Gemischresten an heißen Bauteilen möglichst zu vermeiden.

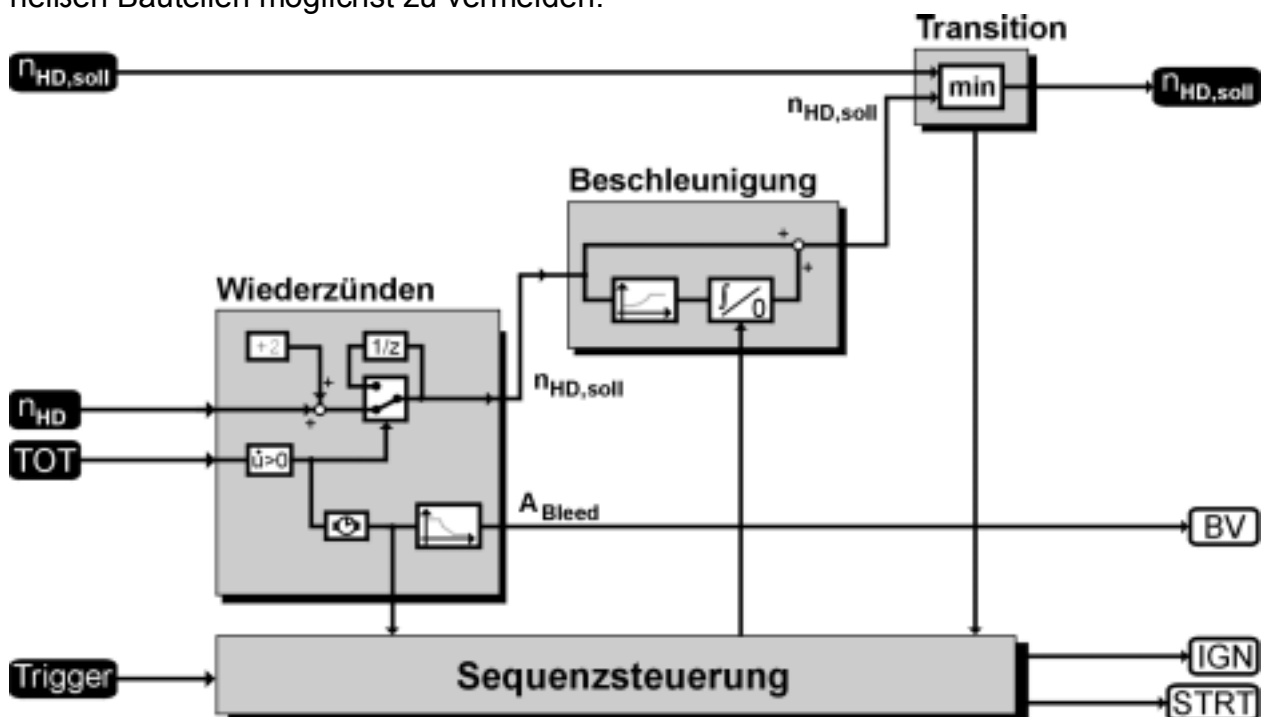


BILD 6.3: BLOCKSCHALTBIODER WIEDERANLASSSTEUERUNG NACH EINEM VERLÖSCHEN DER BRENNKAMMER MIT MODULEN ZUM WIEDERZÜNDEN DER BRENNKAMMER, ZUR BESCHLEUNIGUNG DES GASGENERATORS UND ZUR TRANSITION ZURÜCK IN DEN NORMALEN BETRIEBSMODUS.

Um eine Reduktion des Brennstoffmassenstroms zu erreichen, wird eine neue Solldrehzahl für den Gasgeneratorregler berechnet. Diese Solldrehzahl wird aus der aktuellen, stark abfallenden Drehzahl des Gasgenerators und einem gewissen Offset

gebildet. Zusätzlich wird das Bleedventil voll geöffnet, um zu verhindern, dass bei der Wiederezündung eine Druckwelle den Verdichter destabilisiert.

Sollte die Drehzahl des Gasgenerators bereits deutlich unter die Leerlaufdrehzahl gefallen sein, wird zusätzlich der elektrische Startermotor betätigt. Damit ist es möglich, die Drehzahl unter Berücksichtigung der maximalen Einschaltdauer des Starters zeitlich begrenzt auf ca. 40 % der Nenndrehzahl zu halten. Die Zeitdauer nach der Nutzleistung wieder abgegeben wird, kann so deutlich verkürzt werden. Setzte die Verbrennung wieder ein, was über eine ansteigende Turbinen-Austrittstemperatur detektierbar ist, erfolgt nach einer Stabilisierungsphase von ca. 1 s eine rampenförmige Beschleunigung des Gasgenerators. Zum Ende der Stabilisierung wird das Bleedventil wieder auf seine ursprüngliche, drehzahlabhängige Position zurückgestellt. Die Beschleunigung wird solange fortgesetzt, bis die von der normalen Abtriebswellendrehzahlregelung gebildete Solldrehzahl erreicht wird. Durch eine Minimalselektionslogik der beiden Solldrehzahlen wird ein stufenloser Übergang sichergestellt. Die Sequenzsteuerung deaktiviert daraufhin die in dem Wiederezündmodul gebildete Solldrehzahl  $n_{HD,soll}$ , so dass an der Minimalauswahl stets eine überhöhte Drehzahl anliegt und somit die komplette Logik passiv geschaltet wird.

Die Bilder 6.4 bis 6.7 zeigen die Funktion der Wiederanlasssteuerung nach ein *flameout* des Versuchsträgers durch eine  $CO_2$ -Einblasung induziert wurde ❶. Auf die Reduktion des Stellbrennstoffmassenstroms ❷ erfolgt die Wiederezündung ❸ und eine kurze Stabilisierungsphase ❹. Danach wird die Leistung des Triebwerks gleichmäßig erhöht ❺. Da das Lastmoment während der Störung nicht verändert wurde, entstand durch den Ausfall der Triebwerksleistung ein starker Drehzahlabfall der Niederdruckwelle. Infolgedessen ist eine erhebliche Überschussleistung zur Beschleunigung der Abtriebswelle erforderlich (Bild 6.7), bevor eine Transition auf die normale Drehzahlregelung möglich ist ❻.

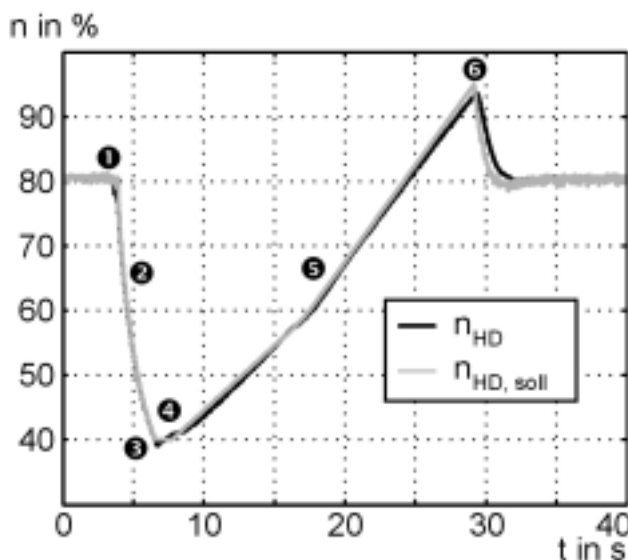


BILD 6.4: GASGENERATOR-DREHZAHLEN BEI EINEM AUTOMATISCHEN WIEDERANLASSVORGANG

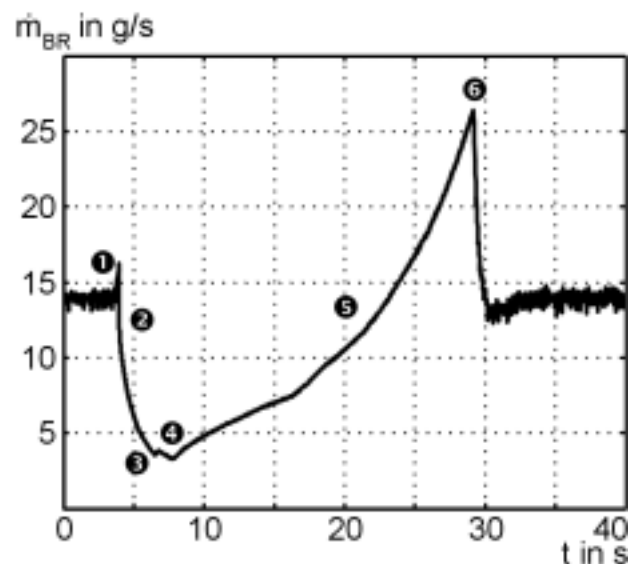


BILD 6.5: VON DER WIEDERANLASSFUNKTION GEBILDETER STELLBRENNSTOFFMASSENSTROM

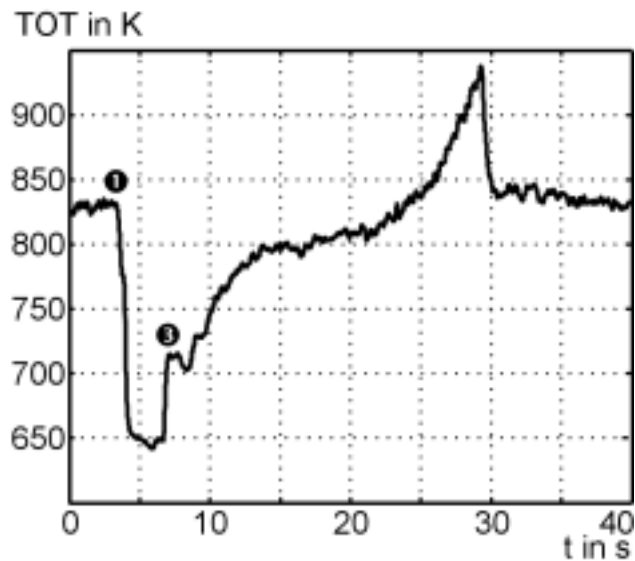


BILD 6.6: TURBINEN-AUSTRITTSTEMPERATUR (TOT) MIT DEN ZEITPUNKTEN DES BRENNKAMMERVERLÖSCHENS (❶) UND DEM WIEDEREINSETZEN DER VERBRENNUNG (❷).

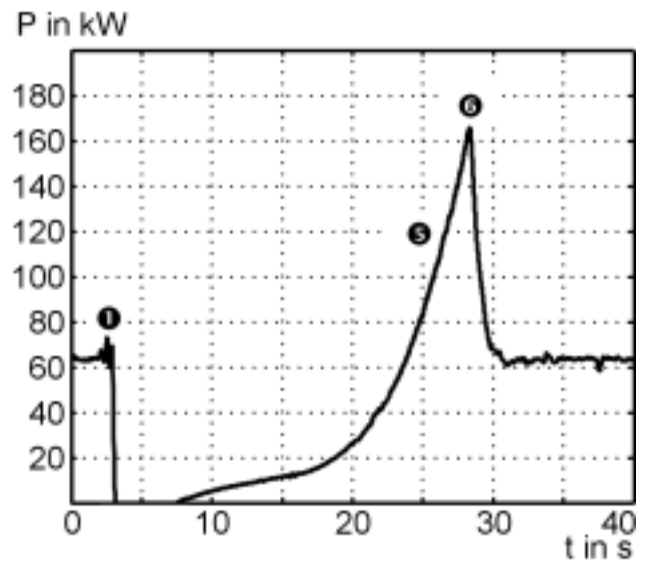


BILD 6.7: ABGEBENE WELLENLEISTUNG IM VERLAUF EINES WIEDERANLASSENS NACH EINER KURZZEITIGEN UNTERBRECHUNG DES BRENNSTOFFS

## 6.4 Beschleunigungslimitierung durch Regelung des Abgassauerstoffgehalts

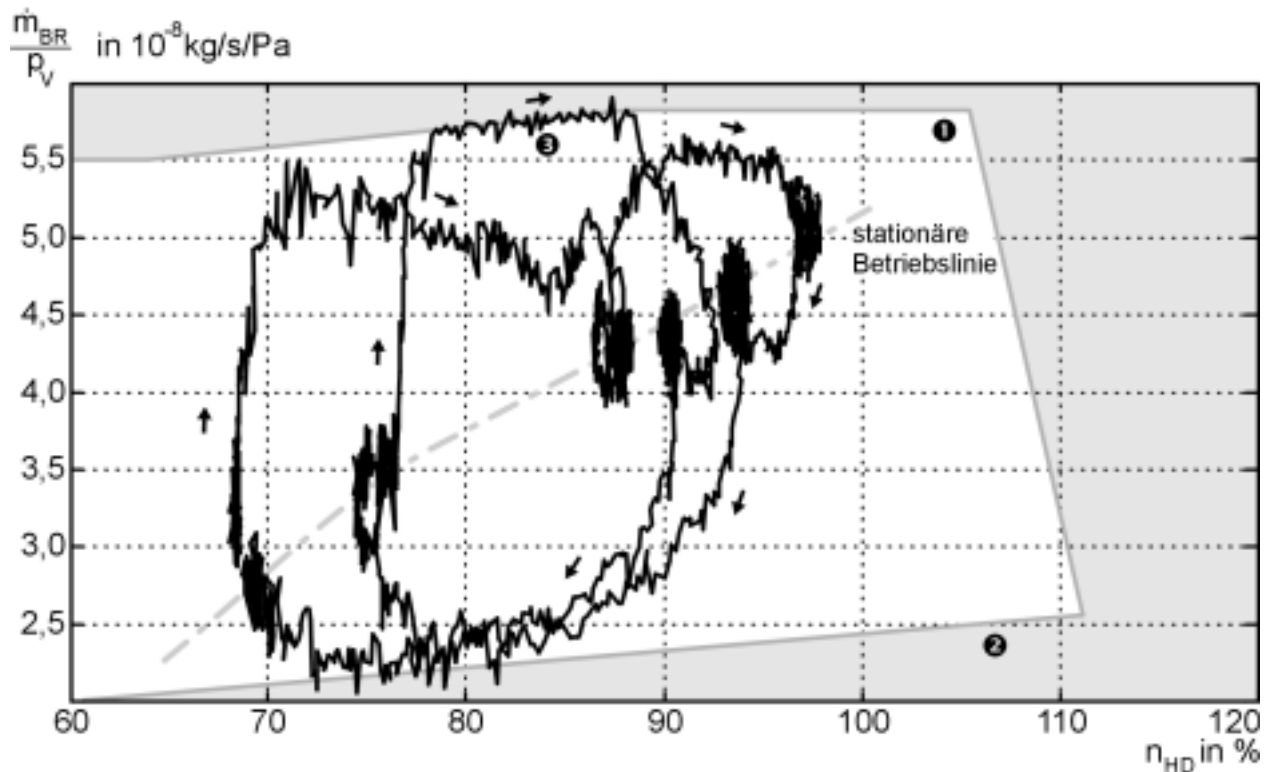
In den bisher dargestellten Erweiterungsfunktionen des Regelsystems wurde das Messsignal des Sauerstoffsensors lediglich als Überwachungsfunktion genutzt. In diesem Kapitel soll nun versucht werden, eine Grenzwertregelung während des transienten Betriebs zu realisieren, bei welcher der Sauerstoffgehalt im Abgas aktiv geregelt wird.

Ziel ist dabei, einen sicheren Betrieb während starker Laständerungen zu gewährleisten. Im wesentlichen sind zwei Gefahrenquellen zu umgehen:

- Überschreiten der Pumpgrenze bei einer Beschleunigung durch Androsselung des Verdichters,
- Brennkammerverlöschchen bei einer Verzögerung.

In der in Kapitel 4 vorgestellten primären Triebwerksregelung wird das dynamische Betriebsverhalten durch die Vorgabe eines zulässigen Bereiches für das Brennstoff-Luft-Gemisch realisiert (siehe Kapitel 4.3.5). In Abhängigkeit der Gasgenerator-drehzahl wird je ein maximaler und ein minimaler, auf den Verdichteraustrittsdruck  $p_v$  bezogener Brennstoffmassenstrom gebildet, der als Limitierung für die geforderten Stellgröße des Drehzahlreglers dient (vgl. Bild 4.2).

Bei einer Beschleunigung wird durch die Druckabhängigkeit eine plötzliche übermäßige Erhöhung des Brennstoffmassenstroms verhindert, womit die Gefahr des Verdichterpumpens reduziert wird. Erfolgte im Verdichter bereits ein gewisser Druckaufbau und hat die Beschleunigung der Welle eingesetzt, wird der Brennstoffmassenstrom allmählich erhöht.



BIKD 6.8: KENNFELD DER BRENNSTOFF-LUFTMASSENSTROM-BEGRENZUNG ZUR BESCHLEUNIGUNG (❶) UND VERZÖGERUNG (❷) DES GASGENERATORS MIT FAHRLINIE EINES MISSIONSPROFILS (❸) [ALL85]

In Bild 6.8 ist das Kennfeld der Brennstoff-Luft-Begrenzung nach Herstellerspezifikation dargestellt [All85]. Die obere, die Beschleunigung begrenzende Kennlinie (❶) lässt mit zunehmender Gasgeneratordrehzahl  $n_{HD}$  stärkere Beschleunigungsraten zu, während die Verzögerungskennlinie (❷) über den gesamten Betriebsbereich einen annähernd konstanten minimalen Brennstoffmassenstrom zur Folge hat.

Der schwarze Verlauf in Bild 6.8 zeigt den gestellten Brennstoffmassenstrom bei einem Lastprofil mit mehreren starken Beschleunigungen und Verzögerungen bei denen die Grenzwertregelung eingreift (❸). Dieses Grenzwertkonzept, das im übrigen auch in der hydromechanischen Ausführung des Reglers umgesetzt wird, ist relativ gut in der Lage einen Pumpgrenzenabstand sicherzustellen. Nachteilig wirkt sich allerdings die direkte Abhängigkeit von den zwei Messwerten Wellendrehzahl  $n_{HD}$  und Verdichteraustrittsdruck  $p_v$  aus. Fehler in der Sensorik, wie auch Störungen oder Fehler in der Kalibrierung der Brennstoffzumesseinheit, führen zu einem Ausfall dieser Limitierungsfunktion, da es sich um eine reine Steuerung handelt.

Mit dem Sauerstoffsensoren steht nun eine direkte Kontrollmöglichkeit für die Zusammensetzung des Brennstoff-Luft-Verhältnisses zur Verfügung. Als Alternative zu der oben beschriebenen Grenzwertregelung soll nun versucht werden, den Sauerstoffanteil im Abgasmassenstrom zu regeln um so eine aktive Beschleunigungsregelung zu erreichen, die auch gegenüber Fehlern in der Brennstoffzumesseinrichtung tolerant ist. Zur Validierung des Regelkreises einer aktiven Beschleunigungslimitierung wurden Grenzen gewählt, die deutlich konservativer ausgelegt sind als die bestehende Brennstoff-Luftmassenstromlimitierung.

In Bild 6.9 zeigt die grau hinterlegte Fläche den einzuhaltenden Betriebsbereich des zulässigen Abgassauerstoffanteils in Abhängigkeit von der aktuellen Gasgenerator-drehzahl. Dieser Bereich wird durch eine Kennlinie minimalen Sauerstoffpartialdrucks (❶) beschrieben. Dieser Grenzwert wird bei Beschleunigungen erreicht, während die Linie maximalen Sauerstoffgehalts (❷) zu starke Verzögerungen des Gasgenerators verhindert. Zum Vergleich sind die entsprechenden Kennlinien der Brennstoff-Luft-Massenstrombegrenzung eingetragen (❸ und ❹). Hierbei handelt es sich allerdings nur um eine näherungsweise Berechnung, die von entsprechend stationären Werten der zur Brennstoffmassenstrombestimmung relevanten Größen ausgeht.

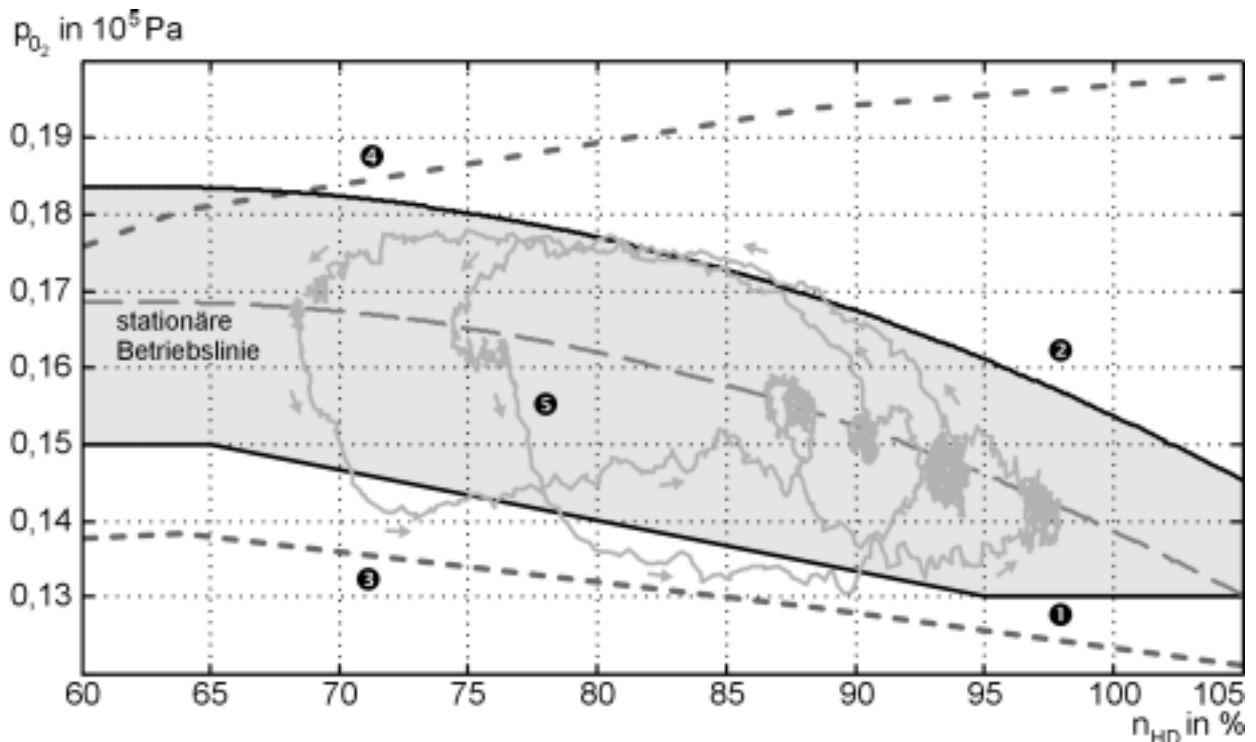


BILD 6.9: KENNFELD DER AKTIVEN SAUERSTOFFANTEILREGELUNG MIT BESCHLEUNIGUNGS- (❶) UND VERZÖGERUNGSGRENZWERTEN (❷). IM VERGLEICH DAZU EINE DURCH DIE BRENNSTOFF-LUFTMASSENSTROM-BEGRENZUNG (❸),(❹) LIMITIERTEN FAHRLINIE (❺).

Der Signalverlauf des Sauerstoffsensors für ein dynamisches Lastprofil (❺), bei dem eine Brennstofflimitierung während der Beschleunigung durch die ursprüngliche Brennstoff-Luftmassenstrombegrenzung erfolgte, zeigt die stärkere Beschneidung des Betriebsbereichs durch die Beschleunigungslimitierung mittels des Sauerstoffsensors. Dies erfolgte aus Sicherheitsüberlegungen, so dass bei der gewählten Limitierung stets ein ausreichender Pumpgrenzenabstand gewahrt bleibt. Außerdem war es so während der experimentellen Validierung möglich, den ursprünglichen Beschleunigungslimiter als zusätzlichen übergeordneten Regelkreis während der Versuche zu benutzen. Die Umsetzung der Beschleunigungsregelung mittels Sauerstoffsensor ist in Bild 6.10 dargestellt. Strukturell besteht sie aus zwei PI-Regelkreisen für Beschleunigung und Verzögerung des Gasgenerators. Rückführgrößen sind dabei der im Abgas gemessene Sauerstoffpartialdruck  $p_{O_2}$  und die Gasgeneratorwellendrehzahl  $n_{HD}$  zur Bestimmung des aktuell gültigen Grenzwertes. Ausgangsgrößen der Regelkreise sind jeweils ein maximaler und minimaler Brennstoffmassenstrom, die über eine Minimal-/Maximal-



auswahl den geforderten Brennstoffmassenstrom des Gasgeneratorreglers (siehe Bild 4.3) begrenzen und so den effektiv zu stellenden Massenstrom  $m_{Br,eff}$  bilden.

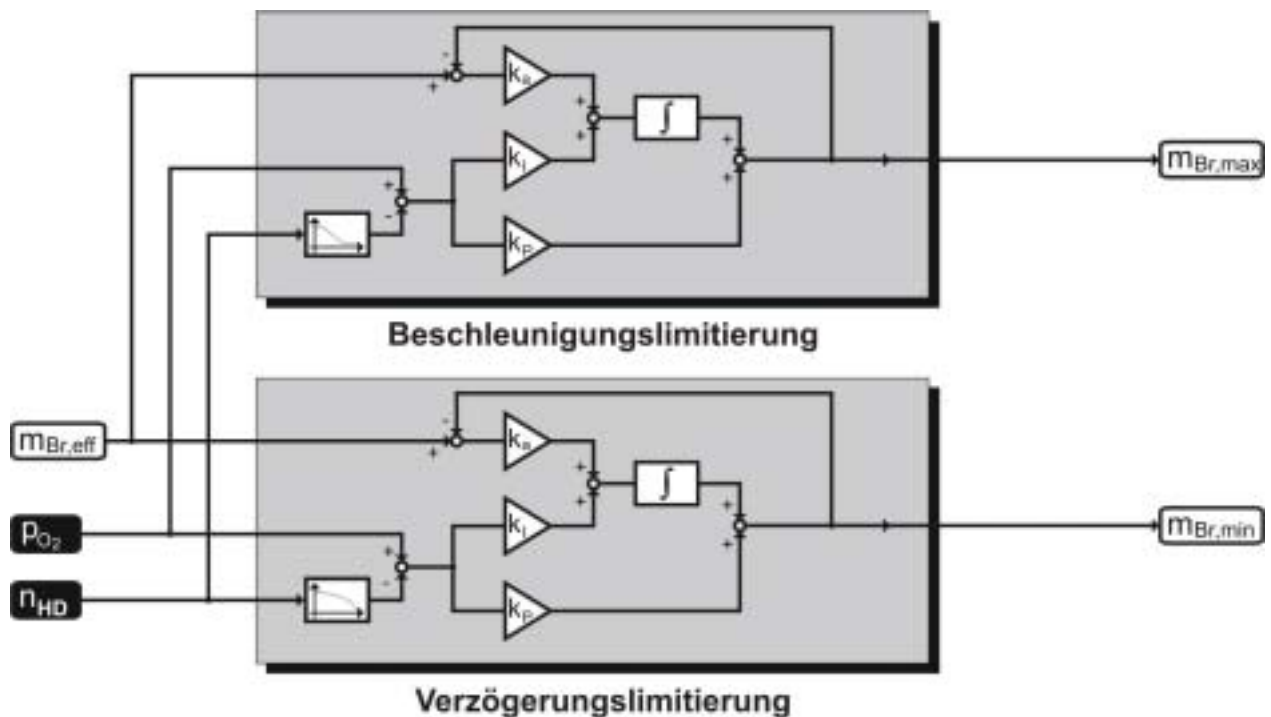


BILD 6.10: BLOCKSCHALTBIODER BESCHLEUNIGUNGSREGELUNG MITTELS SAUERSTOFFSENSOR MIT ZWEI GETRENNTEN FUNKTIONEN FÜR BESCHLEUNIGUNG UND VERZÖGERUNG

Um ein Überlaufen der Integratoren für den Fall dass der entsprechende Regelkreis nicht im Eingriff ist zu vermeiden, wird in einer sog. *anti-wind-up*-Schaltung dem Integrator die Differenz aus effektiv gestelltem Brennstoffmassenstrom und dem vom Regelkreis geforderten Massenstrom zusätzlich zugeführt. Ist der Zweig im Eingriff wird diese Differenz zu Null und beeinflusst so die Funktion des Regelkreises nicht.

Die Verstärkungsfaktoren für beide Regelkreise wurden mittels einer *offline*-Simulation ermittelt. Dazu wurde das erweiterte Zustandsraummodell um das aktuelle Brennstoff-Luftverhältnis in der Brennkammer als zusätzliche Ausgangsgröße ergänzt. Für diesen Wert wird der für eine vollständige Verbrennung zugehörige Rest-Sauerstoffgehalt berechnet (Bild 5.10) und mit Hilfe der identifizierten Übertragungsfunktion der verwendeten Breitbandsonde (Gl. 5.3) ein Sensorsignal für die Simulation gebildet. Die in der Simulation abgeschätzten Parameter für die Verstärkungsfaktoren des Proportionalzweiges  $k_p$ , des Integralanteiles  $k_i$ , sowie der *anti-wind-up*-Schaltung  $k_a$ , wurden experimentell verifiziert. Dabei wurde eine gute Übereinstimmung mit der Simulationsergebnissen erzielt.

In Bild 6.11 ist die Funktion der Beschleunigungslimitierung für einen Lastsprung dargestellt. Die Belastung der Wirbelstrombremse wurde dabei sprunghaft von 50 Nm auf 300 Nm erhöht. Der grau hinterlegte Bereich von  $t=1,3$  s bis  $t=4,48$  s kennzeichnet die Dauer des Eingriffs der Limitierung. Nach einem anfänglichen leichten Überschießen wird der sich rampenförmig erniedrigenden Grenzwert (grauer Verlauf) gut eingehalten, allerdings wird mit steigender Triebwerksleistung die Regelabweichung

größer, was aber mit einer Nachführung der Verstärkungsfaktoren in Abhängigkeit der Gasgeneratorzahl kompensiert werden könnte. Die Schwingungen im Signal des Sauerstoffsensors sind während des Regeleingriffs stärker ausgeprägt, was daraufhin deutet, dass der Regelkreis bereits nahe der Stabilitätsgrenze arbeitet.

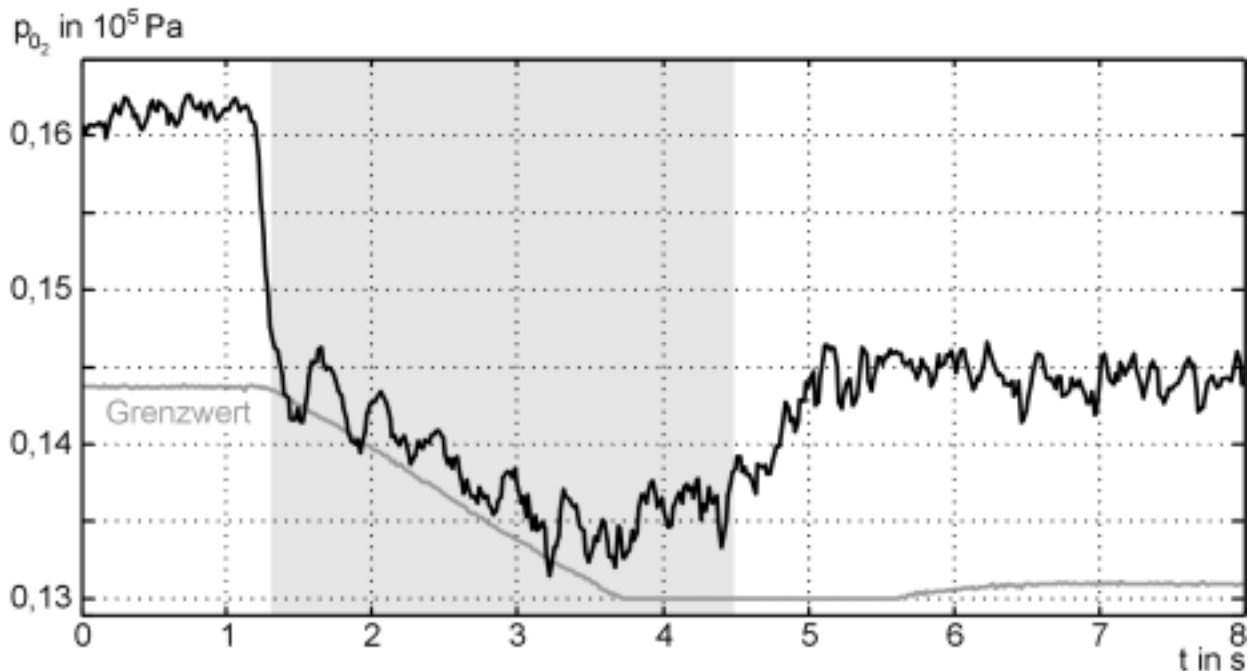


BILD 6.11: REGELUNG DES SAUERSTOFFPARTIALDRUCKS WÄHREND EINER BESCHLEUNIGUNG, BEI WELCHER DER DREHZAHLABHÄNGIGE GRENZWERT ERREICHT WIRD.

In Bild 6.12 ist der Verlauf des Brennstoffmassenstroms während der Beschleunigung dargestellt. Zum Vergleich ist der unlimitierte Verlauf der Brennstoffanforderung des Gasgeneratorreglers dargestellt, der bei  $t \approx 2,0$  s die Stellratenbegrenzung erreicht.

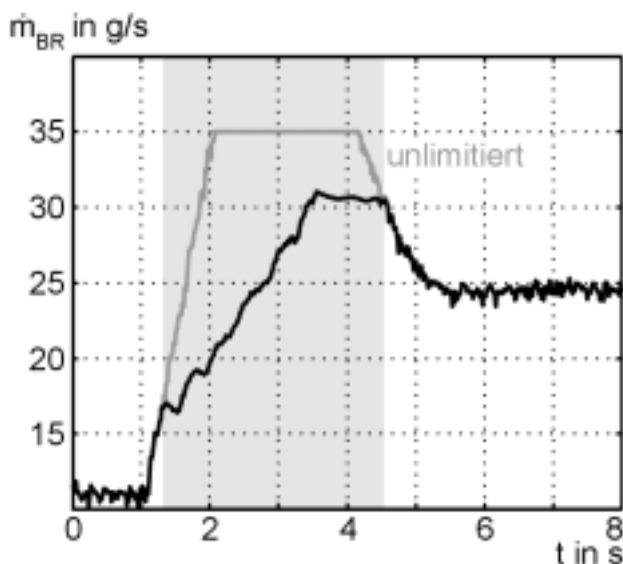


BILD 6.12: STELLBRENNSTOFFMASSENSTROM INFOLGE DER ABREGELUNG.

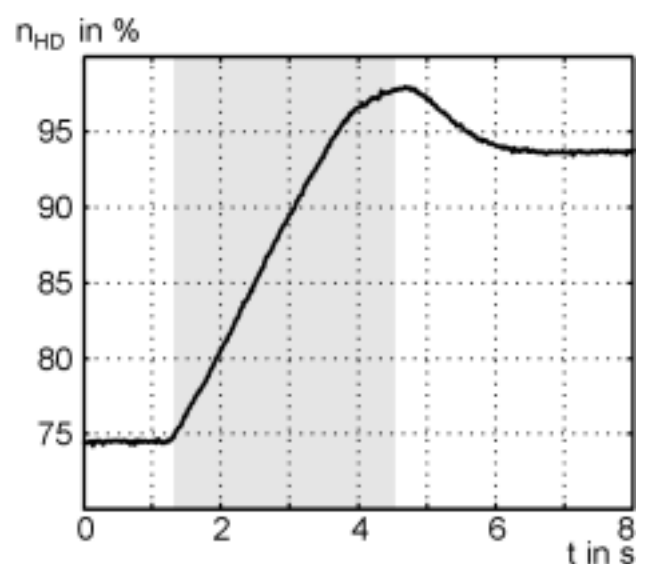


BILD 6.13: RESULTIERENDE HOCHDRUCKWELLEN-BESCHLEUNIGUNG BEI ABREGELUNG

In der Beschleunigungsphase wird eine konstante Gasgeneratorbeschleunigung von ca. 8,3 %/s erreicht, die gesamte Beschleunigung verläuft stetig (Bild 6.13). Allerdings wird die Triebwerksdynamik durch die zunehmende Regelabweichung unnötig stark eingeschränkt und damit die Zeitdauer bis zum Erreichen des stationären Lastniveaus deutlich erhöht.

In Bild 6.14 sind die Fahrlinien für den oben beschriebenen Lastsprung im Verdichterkennfeld dargestellt. Der schwarze Verlauf zeigt die Fahrlinie bei einer  $p_{O_2}$ -Abregelung unter Verwendung der Kennlinie aus Bild 6.9, zum Vergleich kennzeichnet die graue Fahrlinie eine Abregelung durch den Brennstoff-Luft-Begrenzer. Zunächst erfolgt in beiden Fällen eine relativ starke Androsselung des Verdichters bei nahezu unveränderter Drehzahl. Beide Limitierungskonzepte sichern einen ausreichenden Pumpgrenzenabstand, der bei der aktiven Beschleunigungsregelung aufgrund der konservativer gewählten Kennlinie größer ist und durch eine Verbesserung des Führungsverhalten des PI-Reglers noch gleichmäßiger gestaltet werden kann.

Druckverhältnis  $\Pi_V$

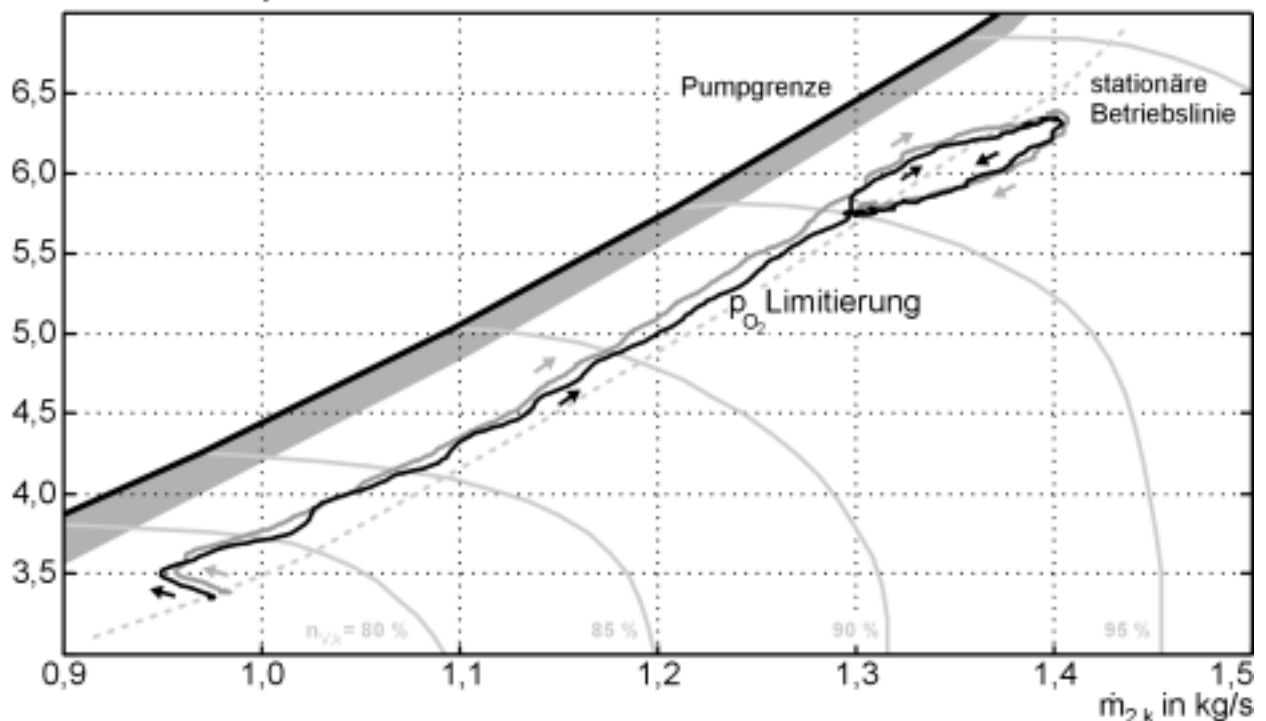


BILD 6.14: VERGLEICH DER FAHRLINIEN IM VERDICHTERKENNFELD BEI EINER BESCHLEUNIGUNG. DIE BEGRENZUNG DER BESCHLEUNIGUNG ERFOLGT DURCH REGELUNG DES SAUERSTOFFGEHALTS IM ABGAS. ZUM VERGLEICH IST EINE FAHRLINIE MIT BRENNSTOFF-LUFTVERHÄLTNIS-BEGRENZUNG DARGESTELLT.

Die aktive Beschleunigungsregelung mittels gemessenem Sauerstoffpartialdruck ist von der Charakteristik der Abregelung und der daraus resultierenden Fahrlinie der Limitierung des Luft-Brennstoffgemisches ähnlich. Im Gegensatz zu der reinen Steuerung des Gemisches ergibt sich hierbei der Vorteil, dass die Regelung tolerant gegenüber Störungen ist, welche die Verbrennung beeinflussen und sich somit im Messsignal niederschlagen.

## 7. ZUSAMMENFASSUNG

Ziel dieser Arbeit war die Erhöhung der Betriebssicherheit von Wellenleistungsgasturbinen als Antrieb für Hubschrauber. Durch die Untersuchung der Auswirkungen inhomogener, instationärer Gaszusammensetzungen sollten Methoden zur Verbesserung des Betriebsverhaltens der Triebwerke entwickelt werden.

Die Auswertung zahlreicher Flugunfallberichte zeigt im Vergleich zur zivilen Verkehrsfluffahrt deutlich höhere Unfallzahlen bei Hubschraubern. Bei einer Aufschlüsselung der Unfallursachen erweist sich hier die Antriebsanlage als zweithäufigste Ursache nach Pilotenfehlern, gefolgt von Schadensfällen an der komplexen Mechanik und dem Rotorsystem des Hubschraubers. Die Bedeutung der störungsfreien Antriebsleistung unterstreicht auch der direkte Vergleich der Unfallstatistiken von 1- und 2-motorigen Hubschraubern, die für 2-motorige Hubschrauber eine um 60 % niedrigere Unfallhäufigkeit aufführen.

Die genauere Betrachtung der Ausfallursachen der Triebwerksanlage ergibt, neben einer hohen Zahl von Wartungsmängeln, zahlreiche einzelne Vorkommnisse, die kein technisches Versagen darstellen, aber durch geringe zusätzliche technische Modifikationen hätten vermieden werden können. Ein solcher Fall ist der Triebwerksausfall bei einem Flug in Gebiete, in denen die Eintrittsluft des Triebwerks eine geänderte chemische Zusammensetzung aufweist. Dazu wurde in einem Versuchsaufbau der Sauerstoffanteil im Eintrittsmassenstrom eines Versuchstriebwerks durch gezielte Einblasung von Kohlenstoffdioxid reduziert.

Die Auswertung der Versuche ergab für den Fall eines Betriebs bei vermindertem Sauerstoffgehalt erhebliche Auswirkungen auf die Betriebssicherheit des Triebwerks. Der Verdichter und die Turbinen wurden durch die geänderte Gaszusammensetzung in ihrem Betrieb nicht nachhaltig gestört, die Funktion der Brennkammer erfährt aber durch den Sauerstoffmangel eine starke Beeinflussung. Bereits bei geringen Reduzierungen des Sauerstoffgehalts werden deutliche Änderungen im Ausbrandgrad des Brennstoffes registriert, die sich im Verlust von Nutzleistung niederschlagen. Dieses Verhalten konnte durch entsprechende Simulationsrechnungen betätigt werden. Der Leistungsverlust wird von dem Regelsystem des Triebwerks durch eine Erhöhung des Brennstoffmassenstroms ausgeglichen, so dass sich der Pilot in der Regel keiner Gefahr bewusst ist. Nimmt der Grad der Verunreinigung weiter zu, kann die Verbrennung infolge von Sauerstoffmangel verlöschen. Ist der Sauerstoffgehalt gegenüber der Normalatmosphäre um 10 % reduziert, muss bereits mit einem kompletten Verlöschen der Brennkammer gerechnet werden. Eine 15 %-ige Reduktion führte in allen Versuchen zu einem sofortigen Verlöschen des Triebwerks.

Diese Erkenntnisse lassen, vor dem Hintergrund der bedrohlichen Auswirkungen eines Leistungsverlusts, eine Überwachung der Zusammensetzung des Fluids sinnvoll erscheinen. Im Flugbetrieb ist davon auszugehen, dass Änderungen der Gaszusammensetzung nicht plötzlich auftreten, da solchen Störungen wahrscheinlich lokal begrenzt und stationär sind. In den Randzonen dieser Störungsgebiete ist eine zunehmende Durchmischung mit der ungestörten Umgebungsluft zu erwarten, so dass bei einer Annäherung an dieses Gebiet mit einem relativ langsamen Abfall des Sauerstoffpartialdrucks zu rechnen ist. Bei einer rechtzeitigen Erkennung dieses Zustandes kann dann eine Warnung an den Piloten erfolgen und eventuelle Gegenmaßnahmen von der Triebwerksregelung getroffen werden.

Zur Detektion von Zuständen inhomogener, verunreinigter Eintrittsluft wurden verschiedene aus der Automobiltechnik stammende  $\lambda$ -Sonden untersucht. Dabei erwiesen sich Breitbandsonden der neuesten Generation, die sich momentan in der Serieneinführung befinden, als für die Aufgabe geeignet. Es erfolgte die Integration einer Sonde in den Abgaskanal des Versuchstriebwerks, so dass der Sauerstoffgehalt im Abgas gemessen werden konnte. Die der Brennkammer nachgeschaltete Position bietet die Möglichkeit, den Verbrennungsprozess anhand des Restsauerstoffs im Abgas zu überwachen. Damit können auch allgemeine Störungen in der Funktion der Brennkammer und der Brennstoffzumesseinheit detektiert werden.

Auf der Basis dieser Sensoren wurden verschiedene Regelfunktionen entwickelt und im Versuch validiert. Wird eine Abnahme des Sauerstoffgehalts in der Eintrittsluft registriert, erfolgt die Betätigung der Zündung um ein Verlöschen der Verbrennung zu vermeiden. Gleichzeitig erfolgt eine Warnung an den Piloten, die ihn auf die Gefahr eines Triebwerksausfalls hinweist und ihn veranlasst einen sicheren Flugzustand einzunehmen.

Fällt ein Triebwerk aus, da beispielsweise der gestörte Flugbereich nicht rechtzeitig verlassen werden kann, muss die Funktion der Antriebsanlage wiederhergestellt werden. Die fehlende Antriebsleistung erzwingt das Einleiten einer Autorotationslandung, was auch für erfahrene Piloten in dieser Situation ein schwieriges Flugmanöver darstellt. Je nach Flughöhe ist die verbleibende Restflugdauer zu gering, um das Triebwerk noch manuell starten zu können, zumal der Pilot in dieser Situation stark mit fliegerischen Aufgaben belastet ist. Eine automatische Erkennung des Leistungsverlusts und ein sofortiger Wiederanlassversuch können hier überlebenswichtig werden. Mit Hilfe entsprechend ergänzter Simulationsmodelle wurde deshalb eine Regelung für diesen Vorgang entwickelt und im Versuchsbetrieb erfolgreich getestet. Durch die Einbeziehung des Startermotors und mittels einer speziellen Brennstoffkennlinie ist es möglich, die Zeitspanne des Leistungsverlusts minimal zu gestalten.

Neben den speziell auf die Problematik des Leistungsverlust durch ein Brennkammerverlöschen angepassten Regelfunktionen bietet der Einsatz von  $\lambda$ -Sonden in Flugtriebwerken zusätzliches Potenzial. Mit dem Versuchstriebwerk wurde erstmals das Konzept einer Grenzwertregelung für Beschleunigungs- und Verzögerungsvorgänge demonstriert, das als Verbesserung eine Toleranz gegenüber Fehlern in der Brennstoffzumesseinheit aufweist. Für zukünftige Triebwerksregelanlagen kann die  $\lambda$ -Sonde ein zentraler Bestandteil werden und auch primäre Regelfunktionen übernehmen.

Bei einem Einsatz in fortschrittlichen Monitoringsystemen, die den Zustand des Triebwerks überwachen und Störungen frühzeitig erkennen sollen, stellt die  $\lambda$ -Sonde eine zusätzliche Größe mit hohem Informationsgehalt dar. Durch die Kenntnis des Sauerstoffgehalts im Abgas ist eine Zustandsüberwachung der Verbrennung möglich, was bei zukünftigen emissionsoptimierten Brennkammern von großer Bedeutung sein wird.

Ausschlaggebend für die Entwicklung der Regelfunktionen war das Auftreten von großen Mengen Kohlenstoffdioxids, die den Betrieb des Triebwerks beeinflussten. Die Funktion dieser Regelkreise ist nicht nur auf eine reine  $\text{CO}_2$ -Störung beschränkt. Auch bei der Aufnahme von großen Mengen Wassers ist eine Verlöschgefahr vorhanden, die von der hier entwickelten Sensorik erkannt werden kann. Im Rahmen zukünftiger Arbeiten ist dies im Flugversuch zu verifizieren. Weitere, für Hubschrauber bedeutende Formen von Verunreinigung der Eintrittsluft sind durch Stickstoffoxide aus dem Abbrand von Feststoffraketen oder durch größere Mengen unverbrannter Kohlenwasserstoffe möglich. Auch hierzu sollte insbesondere die Funktion der automatischen Zündungs- betätigung verifiziert werden.

## LITERATURVERZEICHNIS

- [All73] N.N.: *Model Specification No.847*, Detroit Diesel Allison Division, Indianapolis, 1973
- [All85] N.N.: *Allison 250-C20 Series Operation and Maintenance Manual*, Allison Gasturbine Division, Indianapolis, 1985
- [Arb96] Arbinger C., Schießl M., Gabler R., Hollmeier S.: *Numerische Linearisierung nichtlinearer Triebwerksmodelle zur Darstellung von Hubschrauber-Gasturbinen im Zustandsraum*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1996
- [Aue95] Auer, E.: *Modellbildung, Simulation und Entwicklung eines digitalen Reglers für eine Hubschraubergasturbine*, VDI-Fortschrittsberichte, Reihe 8, Nr. 581, VDI-Verlag Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, Düsseldorf, München, 1995
- [Aws01] N.N.: *Aerospace Source Book: Gas Turbine Engines Outlook/Specifications*, Aviation Week & Space Technology, January 15, 2001, New York, 2001
- [Aws99] N.N.: *Simulink linked with Beacon Autocoder*, Aviation Week & Space Technology, June 28, 1999, New York, 1999
- [Bal80] Ballal D.R., Lefebvre A.H.: *Basic Ignition Research Related to Altitude Relight Problems*, Gas Turbine Combustor Design Problems, Hemisphere Publishing, Washington D.C., 1980
- [Bau94] Bauer A.: *Betriebsverhalten luftatmender Kombinationstriebwerke unter besonderer Berücksichtigung der Triebwerksintegration*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1994
- [Bau99] Bauerfeind K.: *Steuerung und Regelung der Turboflugtriebwerke*, Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Berlin, 1999
- [Bee99] Beer F., Preiß A.: *Untersuchung von Hubschrauberflugunfällen*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1999
- [Ben75] Benson T.P., Mittag C.M., Buckanin R.M.: *Engineering Evaluation JOH-58A Helicopter with an Automatic Relight System*, NASA Technical Report AD-A019407, Langley, 1975
- [Bfu00] N.N.: *Jahresbericht 1999, V157, Unfälle und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge*, Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, Braunschweig, 2000
- [Bfu87] N.N.: *Flugunfallinformation V67: Arbeitsflüge mit Hubschraubern an Kaminen*, Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, Braunschweig, 1987

- [Bos95] N.N.: *Lambda-Sonden, Erstausrüstungs-Information*, Robert Bosch GmbH, Stuttgart, 1995
- [Bos97] N.N.: *Breitband Lambda-Sonde LSU4, Erstausrüstungs-Information*, Robert Bosch GmbH, Stuttgart, 1997
- [Bos99] N.N.: *Technische Kundenunterlage Y258*, Robert Bosch GmbH, Stuttgart, 1999
- [Bra92] Braun H.: *Experimentelle Untersuchungen zur dynamischen Druck- und Temperaturmessung in einer Hubschrauber-Gasturbine*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1992
- [Caf98] Cafarelli R., Gandolfo A., Sbuttoni A., Polidoro R.: *Engine Sub-Idle Model*, Proceedings of the 21st ICAS Congress, ICAS-98-562, Melbourne, 1998
- [Car00] Carcasi C., Facchini B., Grillo F.: *Influence of Ambient Conditions on an Aeroderivative Gas Turbine Based Cogeneration Plant – A Comparison of Numerical Simulation With Field Performance Data*, Proceedings of the ASME TURBOEXPO 2000, 2000-GT-313, München, 2000
- [Cas00] Casadevall T., Murray T.: *Advances in Volcanic Ash Avoidance and Recovery*, Boeing Aero Magazine, Issue No. 9, Seattle, 2000
- [Cha93] Chappell M.A., McLaughlin P.W.: *Approach to Modeling Continuous Turbine Engine Operation from Startup to Shutdown*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No.3, Reston, 1993
- [Con00] Condra L.: *Minimizing the Effects of Electronic Component Obsolescence*, Boeing Aero Magazine, Issue No. 10, Seattle, 2000
- [Dav98] David C., Preiß A., Erhard W.: *Erstellung eines echtzeitfähigen Simulationsmodells für die Wellenleistungsgasturbine Allison 250-C20B*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1998
- [Due00] Duenas A., Preiß A.: *Integration von Lambda-Sonden in Fluggasturbinen*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000
- [Erh98] Erhard W., Gabler R., Preiß A., Rick H.: *Monitoring and Control of Helicopter Engines at Abnormal Operating Conditions*, RTO Meeting Proceedings 8, Toulouse, 1998
- [Eta00] N.N.: *AWS2 Signal Conditioning Unit, User's Guide*, ETAS GmbH, Stuttgart, 2000
- [Faa94] N.N.: *Helicopter Simulator Qualification*, Federal Aviation Administration, Advisory Circular 120-63, Washington, D.C., 1994
- [Fad00] Faden M., Wolf K.: *Softwareintegration und –kopplung als Basis der multi-disziplinären Simulation*, DGLR-Jahrestagung, DGLR-JT-1999-194, Berlin, 1999
- [Fin98] Finkel S., Wittmann W., Preiß A.: *Simulation des Startverhaltens der Gasturbine Allison 250-C20B*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1998



- [Fio93] Fiola R.: *Berechnung des instationären Betriebsverhaltens von Gasturbinen unter besonderer Berücksichtigung von Sekundäreffekten*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1993
- [Fis95] Fischer K., Rock K.: *Calculated Effects of Nitric Oxide Flow Contamination on Scramjet Performance*, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 95-2524, San Diego, 1995
- [Föl82] Föllinger O., Franke O.: *Einführung in die Zustandsbeschreibung dynamischer Systeme*, Verlag Oldenbourg, München, Wien, 1982
- [Gab95] Gabler R., Auer E., Erhard W., Rick H.: *Turboshaft Engine Monitoring System including Contingency Operation*, 5<sup>th</sup> European Propulsion Forum, EPF95-17, Pisa, 1995
- [Gab98] Gabler R.: *Betriebsverhalten von Wellenleistungsgasturbinen bei Verdichterinstabilitäten und Methoden zur Restabilisierung*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1998
- [Geb96] Gebhardt A.: *Rapid Prototyping -Werkzeug für die schnelle Produktentwicklung*, Carl Hanser Verlag, München, Wien, 1996
- [Ger92] v. Gersdorff M., Lordon C.: *Flight Tests of the Digitally Controlled Turbomeca ARRIUS 1B Engines on EC BO 108*, 18<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Paper No. 87, Avignon, 1992
- [Gor98] Gordon S., McBride B.J.: *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Thermodynamics*, NASA RP-1311, Lewis, Ohio, 1998
- [Hai00] N.N.: *U.S. Civil Helicopter Safety Summary Report (1999-2000)*, Helicopter Association International, Alexandria, VA, 2000
- [Han95] Hanselmann H.: *DSP in Control - The Total Development Environment*, International Conference on Signal Processing Applications, Boston, 1995
- [Har95] Harris J. S.: *Fatal Turbine-helicopter Accidents Provide Clues to Safer Operations*, Helicopter Safety Vol. 25 No.1, Flight Safety Foundation, Alexandria, VA, 1995
- [Har99] Harris J. S.: *Data Show Same U.S. Fatal-accident Rate for Single-turbine and Twin-turbine Helicopters*, Helicopter Safety Vol. 21 No.2, Flight Safety Foundation, Alexandria, VA, 1999
- [Hau00] Haugg R., Preiß A.: *Auslegung einer Anlage zur Reduktion des Sauerstoffgehalts im Einlaufmassenstrom einer Gasturbine*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000
- [Hau99] Hauser A.: *Defining the Next Generation Turbofan Engine/Technologies*, 14<sup>th</sup> International Symposium on Airbreathing Engines, ISABE 99-34111, Florenz, 1999
- [Her90] Hermann J., Erhard W.: *Entwicklung einer digitalen Regeleinheit für eine Hubschraubergasturbine*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1990

- [Hin97] Hinkhofer J., Preiß, A., Erhard W.: *Entwicklung eines LabVIEW-Programms zur Visualisierung von Messwerten am Gasturbinenprüfstand Allison 250-C20B*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1997
- [Hol97] Hollmeier S.: *Simulation des Betriebsverhaltens von Antrieben für Raumtransporter/Hyperschallflugzeuge*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1997
- [Ise88] Isermann R.: *Digitale Regelsysteme, Band 1: Grundlagen, Deterministische Regelungen*, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, 1988
- [Iso75] N.N.: *Standard Atmosphere ISO 2533*, International Organisation for Standardisation, Genf, 1975
- [Kop00] Kopp S.: *Dynamische Echtzeit-Leistungssyntheserechnung mit Sekundär- und Störeffekten für Hyperschall-Luftstrahlantriebe*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000
- [Kra91] N.N.: *Kraftfahrtechnisches Taschenbuch*, Robert Bosch GmbH, Stuttgart, 1991
- [Kre00] Kreiner A., Kopp S., Preiß A., Erhard W., Rick H.: *Advances in Turbo Engine Real-Time Simulation for Modern Control System Development*, Proceedings of the 22nd ICAS Congress, ICA0514.9, Harrowgate, 2000
- [Kur98] Kurzke J.: *Gasturb - A Program for Calculatio Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*, Users Manual, Version 8.0, München, 1998
- [Lsi84] N.N.: *DC Starter-Generator 23032-022, Manual*, Lear Siegler Inc., Maple Heights, Ohio, 1984
- [Mar98] Marion C., Hauser H., Preiß A.: *Validierung für die Echtzeitsimulation eines Triebwerksmodells des Triebwerks Turbomeca ARRIUS 2b1 und dessen Funktionalitäten*, Interner Bericht, Eurocopter Deutschland GmbH, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, Ottobrunn, München, 1998
- [Mat95] Ljung L.: *System Identification Toolbox User's Guide*, The Mathworks Inc., Nattick, Massachusetts, 1995
- [Mat99] N.N.: *Using MATLAB R11*, The Mathworks Inc., Nattick, Massachusetts, 1999
- [Mbb75] N.N.: *System Familiarization Manual*, Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH, Ottobrunn, 1975
- [Meh00] Meher-Homji C., Mee T.: *Inlet Fogging of Gas Turbine Engines. Part A: Theory, Psychrometrics and Fog Generation*, Proceedings of the ASME TURBOEXPO 2000, 2000-GT-307, München, 2000
- [Men89] Menrath M.: *Experimentelle Kennwertermittlung und Systemanalyse bei Hubschrauber-Gasturbinen*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1989
- [Mil93] Mills D.: *Precision Synchronization of Computer Network Clocks*, Technical Report 93-11-1, University of Delaware, 1993

- [Möl00] Möller D.: *Luftchemie und Luftreinhaltung*, Skriptum zur Vorlesung, BTU Cottbus, 2000
- [Mün77] Münzberg H.G., Kurzke J.: *Gasturbinen - Betriebsverhalten und Optimierung*, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1977
- [Nts01] N.N.: *Summary of Air Carrier and General Aviation Accidents 2000*, Press Release SB-01-07, National Transportation Safety Board, Washington, DC, 2001
- [Pre00] Preiß A., Kreiner A., Erhard W.: *Monitoring of Critical Inlet Air Conditions for Helicopter Gas Turbine*, Proceedings of the 20<sup>th</sup> Symposium on Aircraft Integrated Monitoring Systems, Garmisch-Partenkirchen, 2000
- [Pre97] Preiß A., Gabler R., Erhard W.: *Entwicklung eines Labor-FADEC-Systems zur Regelung von Gasturbinen*, DGLR-Jahrestagung, DGLR-JT-1997-060, München, 1997
- [Rao73] Rao H.N.S., Lefebvre A.H.: *Ignition of Kerosine Fuel Sprays in a Flowing Air Stream*, Combustion Science and Technology, Vol. 8, No. 1-2, Newark, 1973
- [Rei69] Reid C.: *The Response of Axial Flow Compressors to Inlet Flow Distortion*, ASME 69-GT-29, New York, 1969
- [Rei99] Reiners D., Fey I., Thomas C.: *Autocoding sicherheitsrelevanter Software in der Luftfahrt*, DGLR-Jahrestagung, DGLR-JT-1999-148, Berlin, 1999
- [Ric82] Rick H.: *Zur digitalen Simulation des stationären und instationären Betriebs- und Leistungsverhaltens von Flug-Gasturbinen, insbesondere von Hubschraubertriebwerken*, Habilitationsschrift, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1982
- [Ric95] Rick H.: *Flugantriebe*, Skriptum zur Vorlesung, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1995
- [Ros00] Rossmann A.: *Die Sicherheit von Turbo-Flugtriebwerken*, Eigenverlag, Turbo Consult A. Rossmann, München, 2000
- [Rtc92] N.N.: *Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification*, RTCA/DO-178B, Requirements and Technical Concepts for Aviation, Inc., Washington, D.C., 1992
- [Rtw99] N.N.: *Real-Time Workshop R11, User's Guide*, The Mathworks Inc., Nattick, Massachusetts, 1999
- [Rup00] Rupp O.: *Vorhersage von Instandhaltungskosten bei der Auslegung ziviler Strahltriebwerke*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000
- [Sch00] Schmid N. R.: *Leistungsverhalten von Turbostrahltriebwerken unter dem Einfluss von Hyperschall-typischen Eintrittsstörungen*, Dissertation, Institut für Strahlantriebe, Universität der Bundeswehr, Neubiberg, 2000
- [Sch92] Schmuttermair H.: *Experimentelle Simulation and Analyse des Betriebsverhaltens einer Solar-Kraftanlage mit Gasturbine*, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1992

- [Sch95] Schaumburg H.: *Sensoranwendungen*, B.G. Teubner, Stuttgart, 1995
- [Sch97] Schmucker H., Gabler R., Erhard W.: *Experimentelle Identifikation von Verdichter- und Bleedluftparametern der Wellenleistungsgasturbine Allison 250-C20B*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1997
- [Sch98] Schütte H.: *TDE - An integrated Toolset for Real-Time Control Applications*, Fourth International Conference on Motion and Vibration Control, Zürich, 1998
- [Sfb98] Sonderforschungsbereich 255: *Transatmosphärische Flugsysteme, Antriebe und Flugmechanik, Arbeits- und Ergebnisbericht 1995-1998*, TU München, 1998
- [Spi91] Spirkl A., Muggli W., Holly L.: *A new Proposal for an old Problem – The right Engine for the Right Helicopter*, 7<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, ERF 91-51, Berlin, 1991
- [Ste99] Steffens K., Schäffler A., Buckl F.: *Entwicklungstendenzen im Luftfahrttriebwerksbau*, DGLR-Jahrestagung, DGLR-JT-1999-075, Berlin, 1999
- [The92] Therkorn D.: *Fortschrittliches Leistungs-Berechnungsverfahren für luftatmende Turbotriebwerke*, Dissertation, Institut für Luftfahrtantriebe der Universität Stuttgart, 1992
- [Thi96] Thieme C., Erhard W.: *Wassereinspritzung bei Fluggasturbinen*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1996
- [Tho75] Thomson B.: *Basic Transient Effects of Aero Turbines*, AGARD Conference Proceedings 151, Paris, 1975
- [Uhl99] Uhlmann G.: *Analyse von Verdichterinstabilitäten*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1999
- [Vdi97] N.N.: *VDI Wärmeatlas*, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, 1997
- [Vin52] Vincent K. R., Huntley S. C., Wilsted H. D.: *Comparison of Locked-Rotor and Windmilling Drag Characteristics of an Axial-Flow-Compressor Type Turbojet Engine*, Research Memorandum, NACA RM E51K15, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, 1952
- [Wei99] Weiß T., Preiß A.: *Entwicklung einer graphischen Oberfläche zur Bedienung des Triebwerksauslegungsprogramms PSSD*, Interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1999
- [Wie85] Wiedenmann H.: *Aufbau und Funktion von Lambda-Sonden für mageres Abgas*, VDI Berichte 578, VDI Verlag, Düsseldorf, 1985
- [Wos88] Woschni G.: *Verbrennungsmotoren*, Vorlesungsskript, Lehrstuhl für Verbrennungskraftmaschinen und Kraftfahrzeuge, TU München, 1988