

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

Numerische Auslegung und Simulation von Gasturbinen

Reinhold Schaber

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

Doktor-Ingenieurs

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender:

Univ.-Professor Dr.-Ing. Gottfried Sachs

Prüfer der Dissertation:

1. apl. Professor Dr. Ing. Dr.-Ing. habil. Hans Rick
2. Univ.-Professor Dr.-Ing. Dieter Schmitt

Die Dissertation wurde am 20.06.2000 bei der Technischen Universität München
eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 14.12.2000 angenom-
men.

Vorwort

Diese Arbeit wurde angeregt durch meine langjährige Tätigkeit in der Projektteilung der Firma MTU Aero Engines.

Besonderen Dank möchte ich Herrn Prof. Dr.-Ing. H. Rick für den Ansporn zu dieser Arbeit und seine wertvollen Hinweise, die stete Unterstützung und das mir entgegengebrachte Vertrauen aussprechen.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Schmitt danke ich herzlich für das Interesse an meiner Arbeit und die Übernahme des Koreferats.

In ganz besonderem Maße gilt mein Dank Herrn Dr.-Ing. J. Kurzke, der mich von erster Minute an in meinem Vorhaben nicht nur durch viele Anregungen und Diskussionen aktiv unterstützte sowie Herrn Dr. M. Albers, der insbesondere die Voraussetzungen für diese Arbeit in der MTU schuf und ohne den diese Arbeit wohl nie zustande gekommen wäre.

Bedanken möchte ich mich auch bei Herrn Dipl.-Ing. R. Gumucio Urquidi und Herrn Dr.-Ing. E. Ackermann, die beide viel Zeit und Geduld aufgewandt haben, mich in die Grundzüge der projektmäßigen Triebwerksauslegung einzuweisen, sowie Herrn Dr.-Ing. S. Hollmeier, der mir wertvolle Ratschläge zur Ausgestaltung der Dissertation gegeben hat.

Nicht zuletzt danken möchte ich Herrn Dr. P. Krammer, Herrn Prof. Dr.-Ing. K. Broichhausen und der Firma MTU für die freundliche Genehmigung und Unterstützung vorliegender Arbeit.

Inhaltsübersicht

1. EINLEITUNG UND ZIELSETZUNG.....	1
1.1 EINFÜHRUNG	1
1.2 ZIELSETZUNG.....	5
1.3 STAND DER TECHNIK UND BEWERTUNG BISHERIGER AUSLEGUNGSSYSTEME	9
2. DEFINITION DES GASTURBINEN-VORAUSLEGUNGSPROGRAMMS GTSDP	14
2.1 DAS GASTURBINEN-VORAUSLEGUNGSVERFAHREN GTSDP ALS VORSTUFE EINES EXPERTENSYSTEMS	14
2.2 AUFBAU DES GASTURBINEN-VORAUSLEGUNGSPROGRAMMS GTSDP	15
2.3 REALISIERUNG DES GASTURBINEN-VORAUSLEGUNGSPROGRAMMS GTSDP.....	28
2.4 PROTOTYP DES GASTURBINEN-VORAUSLEGUNGSPROGRAMMS GTSDP	31
3. ARBEITSPROZEßRECHNUNG	36
3.1 ALLGEMEINES	36
3.2 STATIONÄRE LEISTUNGSSYNTHESE	38
3.3 INSTATIONÄRE LEISTUNGSRECHNUNG.....	39
4. WEITERE DISZIPLINEN DES GASTURBINEN-VORAUSLEGUNGS- PROGRAMMS GTSDP.....	42
4.1 AUTOMATISIERTE RINGRAUMGENERIERUNG	43
4.2 MITTEL- UND MEHRSCNITTSRECHNUNG	49
4.2.1 Verdichter	49
4.2.2 Turbine.....	53

4.3	GEWICHTSERMITTLUNG	57
4.3.1	Grundzüge der Gewichtsermittlung	57
4.3.2	Gewichtsschätzverfahren mit statistischen Korrelationen.....	58
4.3.3	Gewichtsschätzverfahren mit physikalischen Korrelationen.....	59
4.3.4	Bewertung der Ergebnisse.....	62
4.4	GRUNDZÜGE DER KOSTENBESTIMMUNG.....	63
5.	TYPISCHE ANWENDUNGSBEISPIELE DES GASTURBINEN- VORAUSLEGUNGSPROGRAMMS GTSDP.....	66
5.1	NACHRECHNUNG UND ANALYSE EINES EXISTIERENDEN TURBOFANTRIEBWERKS ..	66
5.2	NEUAUSLEGUNG EINES KOMPLETTEN TURBOFANTRIEBWERKS.....	72
5.2.1	Arbeitsprozeßermittlung.....	72
5.2.2	Triebwerkskomponentenauslegung in automatisierter Voreinstellung.....	76
5.2.3	Parameterstudie: Variation des Hochdruckverdichterdruck- verhältnisses.....	80
5.2.4	Optimierung des Ringraums (Gesamttriebwerk).....	84
6.	ZUSAMMENFASSENDE BEWERTUNG DER ERGEBNISSE UND AUSBLICK.....	94
7.	LITERATUR.....	96

Verwendete Begriffe und Abkürzungen

BK	Brennkammer
CAD	Computer Aided Design (Computerunterstütztes Konstruieren)
CFD	Computational Fluid Dynamics (Computerunterstützte Strömungsmechanik)
CR	Cruise (Reiseflug)
GTSDP	G as T urbine S imulation and D esign P rogram („s. Pre-Design Tool“), Vorauslegungsprogramm für Gasturbinen
GUI	Graphical User Interface (Graphische Benutzeroberfläche)
HDT	Hochdruckturbine
HDV	Hochdruckverdichter
HPC	High Pressure Compressor (Hochdruckverdichter)
HPT	High Pressure Turbine (Hochdruckturbine)
HTML	Hypertext Markup Language, eine standardisierte Sprache, mit der Seiten im Intra- und Internet erstellt werden können
ISA	International Standard Atmosphere (internationale Standardat- mosphäre)
LPC	Low Pressure Compressor (Niederdruckverdichter)
LPT	Low Pressure Turbine (Niederdruckturbine)
LTH	Luftfahrttechnisches Handbuch
MCL	Max. Climb (Steigflug)
MOPS	Modular Performance Synthesis, Leistungssyntheseprogramm der Motoren- und Turbinen-Union München GmbH
NDT	Niederdruckturbine
NDV	Niederdruckverdichter
NPSS	Numerical Propulsion System Simulation (NASA-Programmsystem zur Modellierung komplexer Antriebs- systeme)
NSI	Numerical Status Indicator (Fehler-Kennzahl)
OBELIX	Ringraumgenerierungsroutine
„Pre-Design Tool“	GTSDP, Programmsystem zur projektmäßigen Triebwerksausle- gung bei der Motoren- und Turbinen-Union München GmbH
PW	Pratt & Whitney
RR	Rolls-Royce
SFC	Specific Fuel Consumption (Spezifischer Brennstoffverbrauch)
SFC _e	Equivalent Specific Fuel Consumption (Äquivalenter spezifischer Brennstoffverbrauch)
SGV	Stromlinien-Geometrie-Verfahren
SLS	Sea Level Static; Meereshöhe Bodenstand
TO	Take-off
XML	EX tensible M arkup L anguage, Untermenge der S tandardized G eneralized M arkup L anguage SGML, Auszeichnungssprache für beliebige Datenobjekte [WWW98]

Formelzeichen

a	-	Exponent
A	m ²	Fläche
Ar _{ax}	-	Axiale Schaufelstreckung (Aspect Ratio)
b	-	Exponent
B	-	Blockage-Faktor
b _F	g/KNs	Spezifischer (schubbezogener) Brennstoffverbrauch (SFC)
b _{G ax}	m	Gitterbreite
b _{S ax}	m	Schaufelbreite
c	m/s	Absolutgeschwindigkeit
D	m	Durchmesser
f ₁ , f ₂	-	Faktor
F ₀	N	Nenn-Startschub
h	J / kg	Spezifische Enthalpie
k		Konstante
L	m	Länge
m	kg	Masse
\dot{m}	kg/s	Massendurchsatz
Ma	-	Mach-Zahl
n	1 / min	Drehzahl
N		Stufenzahl
p	N/m ²	Druck
r	-	Reaktionsgrad
R	m	Radius
s	kJ/kg/K	Spezifische Entropie
T	K	Temperatur
TR	-	Taper Ratio, Verjüngung der Schaufel
u	m / s	Mittlere Umfangsgeschwindigkeit (Mittelschnitt)
w	m/s	Relativgeschwindigkeit
X	m	Position in Achsrichtung
Z	m	Position in Achsrichtung

ϕ	-	Lieferzahl, Durchsatzzahl
η	-	Wirkungsgrad
ν	-	Nabenverhältnis
μ	-	Nebenstromverhältnis
$\omega_{p, ink}$	-	inkompressible Profilverluste
$\omega_{p, kom}$	-	kompressible Profilverluste
π	-	Druckverhältnis
ψ	-	Leistungszahl

Indices

0, 1, 2	0: Stufeneintritt 1: Austritt 1. Gitter 2: Austritt 2. Gitter
1, 2	Komponenten-Ein- / -Austritt
13	Nebenstromkanal-Eintritt
16	Mischereintritt (Nebenstrom)
2	Fan-Eintritt
21	Niederdruckverdichter-Austritt
25	Hochdruckverdichter-Eintritt
3	Hochdruckverdichter-Austritt
4	Brennkammeraustritt
41	Hochdruckturbinen-Rotor 1-Eintritt
45	Niederdruckturbinen-Eintritt
5	Niederdruckturbinen-Austritt
6	Mischereintritt (Hauptstrom)
8	Düsenhalsfläche
a	Außenschnitt
ax	axial
eff	effektiv
geo	geometrisch
ges	gesamt
H	Nabe (Hub)
i	Nabe
id	ideal
ILST	Index für letztes Gitter
is	isentrop
m	Mittelschnitt
ref	Referenz
s	statisch
Sek	Sekundärverluste
St	Stufe
STAT	Ebene
t	total
T	Gehäuse (Tip)
TW	Triebwerk
u	Umfangskomponente

1. Einleitung und Zielsetzung

1.1 Einführung

Die aktuelle Situation in der Triebwerksentwicklung ist gekennzeichnet durch einen mit zyklischer Tendenz steigenden Bedarf an zivilen Triebwerken und einem sinkenden Bedarf an militärischen Triebwerken. Dies hat zur Folge, daß eine zivile Vorentwicklung auf Basis militärischer Programme erschwert ist.

Die Anforderungen besonders an zivile Triebwerke hinsichtlich Wirtschaftlichkeit und Umweltverträglichkeit bei gleichzeitig hoher Betriebssicherheit steigen stetig. Daneben ist ein zunehmender Druck auf die Triebwerksentwicklungsabteilungen zur Senkung der Entwicklungskosten bei Verkürzung der Durchlaufzeiten zu beobachten. Unter diesen Randbedingungen wird es in der heutigen Zeit immer wichtiger, bereits in einer sehr frühen Phase der Triebwerksentwicklung schnell neue Konzepte oder auch Konkurrenzprodukte beurteilen zu können. Hierzu ist es notwendig, in kurzer Zeit Triebwerke oder einzelne Komponenten auszulegen bzw. deren Leistungsfähigkeit anhand weniger Daten zu analysieren und zu bewerten.

Die Vorauslegung von Antriebssystemen übernimmt in der Industrie in der Regel die Projektteilung der Triebwerksfirma. Hierbei sind mannigfaltige Interaktionen zwischen den Triebwerkskomponenten, Bild 1-1, einerseits und verschiedenen Fachdisziplinen, wie Thermodynamik, Gasdynamik und Festigkeit andererseits zu beachten. Unter „projektmäßiger Auslegung“ sei eine erste Vorauslegung eines Antriebs hinsichtlich thermodynamischem Arbeitsprozeß, aber auch bereits hinsichtlich Komponentengasdynamik, Ringraum bis hin zu einer ersten Konstruktionszeichnung verstanden. Dabei kommt es darauf an, wesentliche Parameter des Antriebs bereits so festzulegen, daß bei einer detaillierteren Auslegung diese später nicht mehr geändert werden müssen.

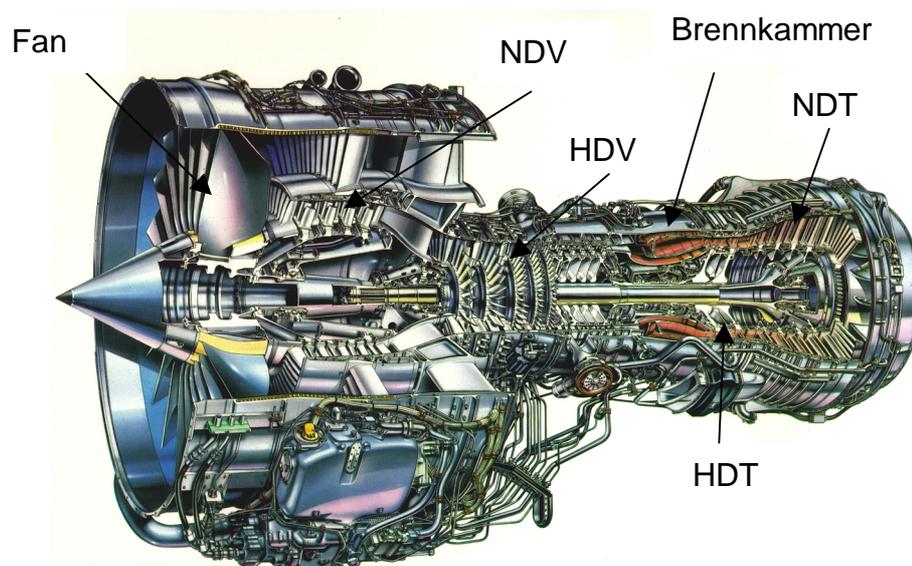


Bild 1-1: Querschnitt durch das Turbofantriebwerk IAE V2500-A5 [IAE96]

Ein Auslegungsprozeß ohne Zuhilfenahme eines speziellen Programmsystems zur projektmäßigen Triebwerksauslegung läuft in der ersten Phase wie folgt ab (Bild 1-2):

- Thermodynamische Auslegung mit Arbeitsprozeßrechnungen und Parameterstudien in den wichtigsten Betriebspunkten mit im Auslegungspunkt angenommenen Komponentenwirkungsgraden und unter Verwendung von Komponentenkennfeldern in Teillastpunkten,
- maßstäbliche Konstruktionsskizzen der betrachteten Komponenten, in der Regel orientiert an bereits existierenden Entwürfen,
- erste aerodynamische Auslegung, unterstützt durch Hilfsprogramme,
- Wiederholung der oben genannten Schritte bis zur Erreichung einer konvergen-ten Lösung,
- Anfertigung erster Konstruktionszeichnungen auf CAD-Basis.

In der zweiten Phase werden dann, ausgehend von dem zuerst gerechneten Auslegungsprozeß, die Fachabteilungen für Gasdynamik und Festigkeit für die Berechnung der einzelnen Komponenten hinzugezogen. Sofern Ergebnisse darauf hinweisen, daß die Auslegung nicht realisierbar ist, wird der Auslegungsprozeß an entsprechender Stelle wieder aufgenommen. Auf diese Weise können sich mehrere Iterationen in der Auslegungsphase ergeben, die sequentiell abzuarbeiten sind.

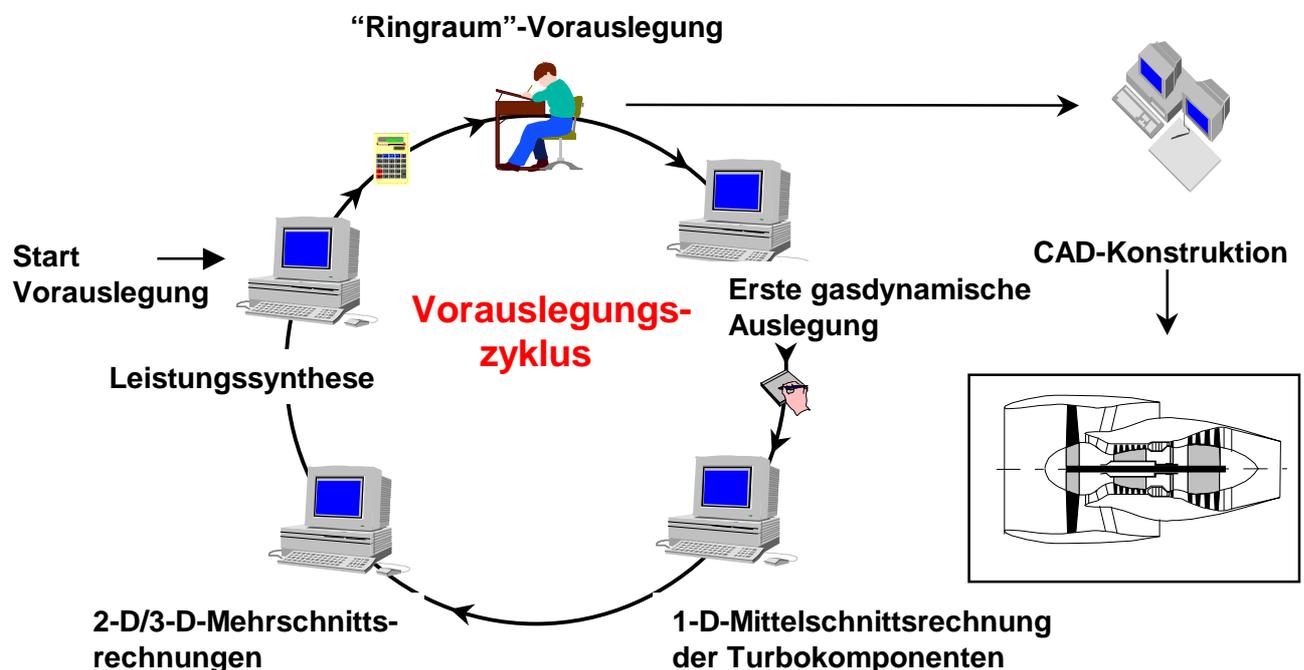


Bild 1-2: Standardprozeß zur projektmäßigen Vorauslegung eines Turbotriebwerks (Phase 1)

Nr.	Phase	Zeitaufwand	Ergebnis	Hilfsmittel
1	Arbeitsprozeßermittlung	ca. 2 - 6 Ingenieurstd.	Arbeitsprozeßdaten	Leistungssynthese- programm
2	Festlegung der radialen Position der Komponenten- ein-/austrittsflächen	ca. 1 - 2 Ingenieurstd.	grobe Ringraumgestal- tung	Überschlägige Rechnungen, Skizzen
3	Ermittlung erster aussa- gekräftigter Kompen- tenkenngrößen	ca. 0.5 - 1 Ingenieurstd. pro Komponente	erste Komponenten- kennwerte	Hilfsprogramme
4	Bewertung des Vorent- wurfs und ggf. Iteration der Phase 1-3		erster Triebwerksentwurf	
5	Mittel-/Mehrschnitts- rechnung (projektmäßig)	ca. 1 - 3 Ingenieurstd. pro Komponente	Ringraum Gasdynamik der Komponenten	Gasdynamik-Programme
6	Projektmäßige Konstruktionszeichnung			
7	Detaillierte Mehrschnittsrechnung	ca. 3 - 5 Ingenieurstd.		Programm-Module der Fachabteilungen

Tabelle 1-1: Erste Arbeitsphasen zur projektmäßigen Vorauslegung eines typischen Turbofantriebwerks

Eine Übersicht über den herkömmlichen Auslegungsprozeß ist in Tabelle 1-1 wiedergegeben.

Die Lösung der Aufgabe in modularer Art ohne die Unterstützung durch ein entsprechendes Programmsystem erfordert erfahrene Projektingenieure mit einem breiten Wissen in verschiedenen Disziplinen. Zukünftig müssen Projektingenieure und Spezialisten aus den Fachabteilungen verstärkt schon in einer frühen Projektphase eng zusammenarbeiten.

Bestrebungen, die derzeitige Situation durch geeignete EDV-Unterstützung zu verbessern, wurden und werden in zahlreichen Firmen und Institutionen durchgeführt. Im ingenieurwissenschaftlichen Bereich ist hier insbesondere das NASA-Programm „Numerical Propulsion System Simulation“ (NPSS) [Cla91], [Cla92] zu nennen, das die numerische Simulation komplexer Antriebssysteme zum Ziel hat. Mit dem in der vorgelegten Arbeit beschriebenen Konzept eines Programmsystems zur projektmäßigen Triebwerksauslegung soll dagegen ein Werkzeug in erster Linie für den industriellen Einsatz entstehen, das „Pre-Design Tool“, im folgenden **Gas Turbine Simulation and Design Program (GTSDP)** genannt.

Das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP ist ein universelles Programmsystem für den Projektingenieur, mit dem in der hier beschriebenen ersten Ausbaustufe die Auslegung eines gesamten Triebwerks vorab durchgeführt werden kann. Den Schwerpunkt dieses Werkzeuges bildet dabei anfangs der in Bild 1-3 dargestellte linke Teil des Würfels.

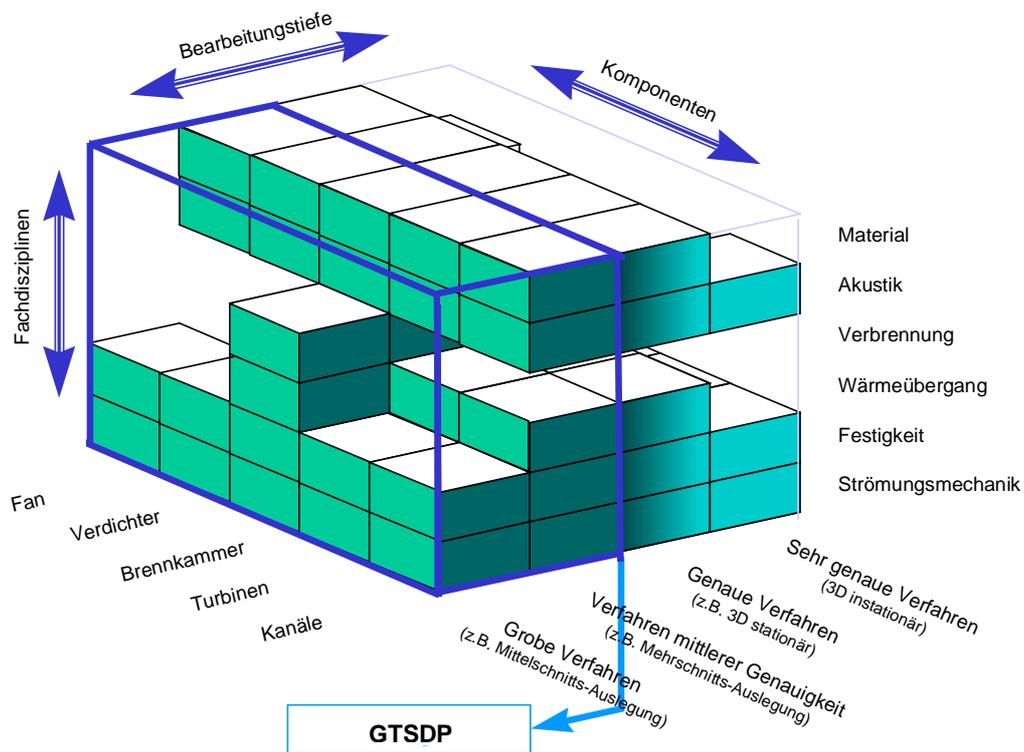


Bild 1-3: Schwerpunkte des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP der ersten Ausbaustufe nach [Cla91]

Einzelne Ziele des mehr ingenieurwissenschaftlich orientierten NASA-Verfahrens NPSS sind zwar durchaus auch für ein industrielles, praxisorientiertes Programmsystem von Interesse, es zeigt jedoch die Erfahrung in der Industrie, daß ein erfolgreiches Programmsystem zur projektmäßigen Triebwerksauslegung anders aufgebaut sein sollte.

Ziel der vorliegenden Arbeit ist, unter besonderer Beachtung industrieller Aufgabenstellungen ein neues universelles Auslegungsverfahren zu entwickeln, die Voraussetzungen und den Rahmen für ein derartiges Programmsystem bereitzustellen und die Einsatzmöglichkeiten an ersten Beispielen aufzuzeigen.

1.2 Zielsetzung

Um Gesamtdurchlaufzeiten und damit Entwicklungskosten zu senken, muß der projektmäßige Entwurf bereits so gut sein, daß wesentliche Änderungen von den Fachabteilungen bei den späteren detaillierten Untersuchungen nicht mehr vorgenommen werden müssen. Die Güte der Vorauslegung ist entscheidend, da nach [Bal98] in der Projektphase mit einem Aufwand von nur 1 % der Lebenswegkosten (Life Cycle Costs) bereits ca. 70 % der Kosten eines Triebwerks festgelegt werden (Bild 1-4). Daher bietet insbesondere die Phase der Vorauslegung ein erhebliches Einsparungspotential.

In fast allen Bereichen der projektmäßigen Auslegung kann eine zum Teil erhebliche Zeitersparnis durch Einsatz eines anpassungsfähigen, universellen Programmsystems zur Triebwerksauslegung erreicht werden. Da die Ergebnisüberprüfung und Ergebnisdokumentation bei herkömmlicher Arbeitsweise bereits ca. 30 % der erforderlichen Arbeitszeit in Anspruch nehmen, kann gerade hier eine deutlich spürbare absolute Zeitreduzierung erzielt werden. Tabelle 1-2 zeigt die für die Vorauslegung eines Turbofantriebwerks typischerweise zu erwartenden Zeitersparnisse.

Ziel des zu entwickelnden Programmsystems zur projektmäßigen Vorauslegung GTSDP ist im ersten Schritt die projektmäßige Auslegung eines Gesamttriebwerks mit ausgelegten Komponenten in weniger als 2/3 der Auslegungszeit nach der derzeitigen Methode bei mindestens gleicher Arbeitsqualität.

Der Schwerpunkt der Anwendung wird in erster Linie der Vergleich verschiedener Konzepte bzw. Auslegungen unter Annahme eines einheitlichen Technologieniveaus sein.

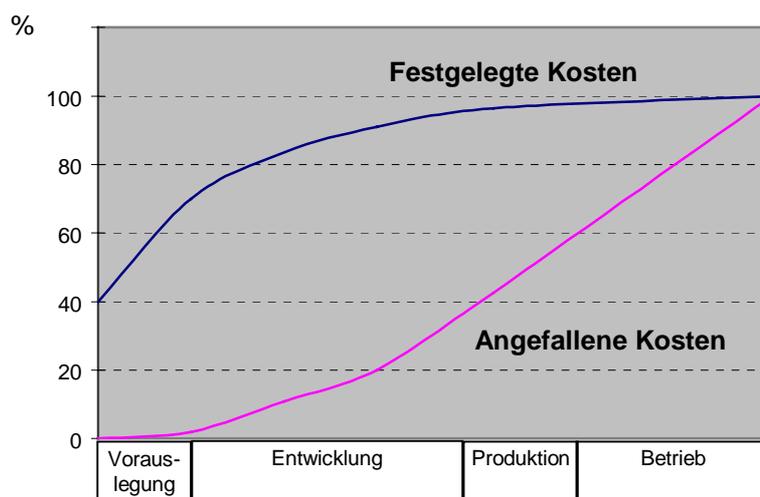


Bild 1-4: Vergleich festgelegter und angefallener Kosten während der Vorauslegung nach [Bal98]

Nummer	Tätigkeit	Aufwand ohne Programmsystem [%]	Aufwand mit Programmsystem [%]
1	Definition des Problems	15	10
2	Ermittlung der Randbedingungen und Eingabedaten	5	5
3	Zusammenstellung der Eingabedaten	5	2
4	Dateneingabe	5	2
5	Rechnungsdurchführung	5	2
6	Ergebnisüberprüfung	15	10
7	Ergebnisdokumentation	15	10
8	Abstimmung mit Fachabteilungen	5	2
9	Schulung von Mitarbeitern	5	2
10	Werkzeugpflege	10	5
11	Sonstiges	15	10
	Zeitersparnis	0	40

Tabelle 1-2: Geschätzte Zeitersparnis durch Einsatz des Programmsystems GTSDP bei der Vorauslegung eines typischen Turbofantriebwerks in der industriellen Praxis

Folgende Disziplinen sollen in das Programmwerkzeug integriert werden:

- Thermodynamik,
- Gasdynamik,
- Festigkeit,
- Akustik,
- Gewicht,
- Kosten (Entwicklung, Herstellung, Betrieb).

Mit dem Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP wird ein offenes, multidisziplinäres Programmsystem angestrebt, das die Möglichkeit zur projektmäßigen Auslegung eines gesamten Triebwerks bietet, auf Wunsch mit fachübergreifender Optimierung, insbesondere von Triebwerksleistung, Brennstoffverbrauch, Triebwerks-Gewicht, -Kosten und Umweltverträglichkeit. Die Unterstützung durch das Programmsystem soll dabei nicht auf die erste Phase in der projektmäßigen Auslegung beschränkt bleiben; GTSDP soll konzeptionell so gestaltet werden, daß es bei Bedarf weiter zu einem nicht nur für die Vorauslegung, sondern auch für die vollständige Auslegung geeigneten Auslegungswerkzeug ausgebaut werden kann.

Die Anforderungen an das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP werden in Bild 1-5 dargestellt.

Da die Anwender des zu entwickelnden Programmsystems in der Regel nicht Spezialisten auf jedem Gebiet sein werden, muß das Programmsystem umfangreiche Hilfestellungen zur Bearbeitung aller Disziplinen bieten. Der Anwender muß durch den Auslegungsprozeß vom Programm geführt werden. Dies schließt zum Beispiel die

Warnung bei Überschreiten von gängigen Grenzwerten oder bei konstruktiv nicht machbaren Geometrien ein. Ein weiteres wesentliches Hilfsmittel, das durch den Umstieg vom Großrechner (Batch-Betrieb) auf Workstations mit interaktiven EDV-Benutzer-Oberflächen möglich wird, ist die ausgiebige Nutzung von Graphik z.B. zur Visualisierung von Geometrien, von Funktionsverläufen und von Kennzahlen. Neben der reinen Darstellung müssen auch Eingabedaten interaktiv bearbeitet werden können, und zwar sowohl über Tastatur als auch mit der Maus.



Bild 1-5: Anforderungen an das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP

Wesentlicher Punkt ist die unbedingt erforderliche Transparenz der durchgeführten Rechnungen. Es müssen zum Beispiel Definitionen abgefragt, Rechenwege nachvollzogen und Erläuterungen gegeben werden können. So muß das Programmsystem die schnelle Bewertung der Triebwerksauslegung, z.B. auch hinsichtlich der aerodynamischen Komponentenauslegung, gewährleisten. Hierzu müssen geeignete Kennzahlen in Diagramme zum Vergleich mit ausgeführten Komponenten eingetragen und ausgedruckt werden können und signifikante Antriebskenngrößen, wie z. B. Komponentenwirkungsgrade, Komponentengewichte, Kosten, Lebensdauer usw., müssen dem Anwender angezeigt werden können.

Die Bearbeitung aller wesentlichen Komponenten eines Triebwerks muß grundsätzlich möglich sein. Neben den Turbokomponenten schließt dies auch die Brennkammer, den Nachbrenner, die Düse, die Gondel, Wellen und Wärmetauscher ein.

Einzelne Algorithmen müssen u. U. aus verschiedenen Umgebungen heraus aufrufbar sein. Dabei sollte sich die Handhabung durch den Anwender nicht unterscheiden. Zusätzlich sollten gleiche physikalische Größen in verschiedenen Programmen immer denselben Namen tragen. Wo dies nicht möglich ist, muß ein Hilfesystem den Anwender entsprechend unterstützen.

Der Hauptvorteil Zeitersparnis führt dazu, daß mehrere Triebwerks-Konfigurationen in kurzer Zeit untersucht werden können. Dem Entwicklungsingenieur wird dadurch ein weiter Spielraum für seine Kreativität gegeben. Eine Einengung der Kreativität des Ingenieurs durch ein solches Programmsystem sollte nicht vorliegen.

1.3 Stand der Technik und Bewertung bisheriger Auslegungssysteme

Bei der projektmäßigen Triebwerksauslegung handelt es sich um einen interdisziplinären Vorgang. Daher sind Arbeiten und Veröffentlichungen aus verschiedenen Bereichen von Interesse. Die hier dargestellte Aufstellung kann daher nur einen kleinen Einblick geben, insbesondere da entsprechende Auslegungssysteme in der Regel firmeneigene Entwicklungen sind, über die keine oder kaum Informationen veröffentlicht werden.

Zu unterscheiden sind

- reine EDV-Benutzeroberflächen, die entsprechende Auslegungsprogramme verbinden, verwalten und gegebenenfalls mit Optimierungsroutinen ergänzen,
- Programme zur Auslegung einzelner Komponenten,
- Programme zur Auslegung eines gesamten Triebwerks.

Computerprogramme zur Auslegung von Luftfahrtsystemen sowie zur Berechnung des stationären und dynamischen Betriebsverhaltens von Gasturbinen gehören seit längerem zu den gängigen Hilfsmitteln. Die Veröffentlichungen zeigen - angesichts der schnell fortschreitenden Entwicklung der Computerhardware - den logischen Weg von oft schon in den 70er Jahren vorhandenen, relativ einfachen Programmen zu weiter ausgebauten, anwenderfreundlicheren Programmsystemen und gegebenenfalls zu Expertensystemen (z.B. [Mar97], [Pro95]).

Beispiele aus der Luftfahrt für ein derartiges Programmsystem sind z.B. das an der Universität Delft entwickelte automatisierte Flugzeugauslegungsprogramm ADAS (Aircraft Design and Analysis System) [Bil88], [Mid92] oder auch die in [Ane97] beschriebene Software.

Zur Triebwerksauslegung wurden erste Ansätze in den USA schon in den 70er Jahren unternommen. General Electric entwickelte z.B. ein „Turbine Design System“ (TDS) [GE77], [Wys78a], [Wys78b], mit dem Axial-Turbinen interaktiv projektmäßig ausgelegt werden können.

Ebenfalls zu den ersten Ansätzen von Gasturbinen-Auslegungssystemen zählt das „Interactive Gasturbine Design System“ TDSYS [Aok81]. Hierbei wurden voneinander unabhängige Programme der Disziplinen Gasdynamik, Wärmetechnik und Festigkeit gekoppelt. Der Datentransfer erfolgt automatisiert über Dateien. Die Programme werden mit einer graphischen EDV-Ausgabe ergänzt. Nach jedem Auslegungsschritt entscheidet der Anwender, wie im Auslegungsprozeß weiter verfahren werden soll.

Ein Programm zur ersten Beurteilung neuer Triebwerksauslegungen ist der „Computerized Preliminary Design Code“ (CPD) [Str91], [Str98]. Mit diesem Programm sind verschiedene, fest vorgegebene Triebwerkskonfigurationen nachrechenbar und erste Gewichte ermittelbar. Hierzu müssen jedoch nahezu alle die Komponenten betreffenden Parameter vom Anwender vorgegeben werden.

Zur Kategorie der Programme, die lediglich eine einzelne Komponente betrachten, zählt FANDES. FANDES ermöglicht die Vorauslegung von langsamdrehenden axialen Fans [Jac91].

Oft stellen modulare Leistungssyntheseprogramme, die die eindimensionale, verlustbehaftete Durchströmung der Triebwerkskomponenten abbilden, die Basis für weitergehende Auslegungen dar, zum Beispiel hinsichtlich der Komponentengasdynamik. Die Entwicklung derartiger Programme leitete die NACA bzw. NASA mit GENENG [Koe72] und GENENG II [Fis72] von *Koenig* und *Fishbach* ein. Während die ursprünglichen Programme nur die Berechnung stationärer Punkte erlaubten, gestatteten die Weiterentwicklungen, z.B. DYNGEN [Sel75], NNEP [Fis75] und DIG-TEM [Dan83], auch die Berechnung dynamischer Vorgänge. Für Triebwerke mit sehr hohen Temperaturen, wie z. B. Hyperschalltriebwerke, werden Leistungssyntheseprogramme mit Thermodynamikbibliotheken wie CET86 von *Gordon* und *McBride* [Gor98] verbunden, um auch Realgaseffekte mit zu berücksichtigen. Ein derartiges Programm ist beispielsweise das NNEPEQ [Fis88].

Die Grundlagen der Leistungsrechnung wurden auch im deutschsprachigen Raum ausführlich untersucht, z.B. von *Münzberg* und *Kurzke* [Mün77] sowie von *Rick* [Ric82a], insbesondere hinsichtlich des stationären und dynamischen Betriebsverhaltens einer Hubschraubergasturbine unter Berücksichtigung äußerer Störungen. Ebenfalls 1982 veröffentlicht wurden die Arbeiten zum Syntheseprogramm MODSYN [Ric82b], das bereits die Berechnung verschiedener Triebwerkskonfigurationen ohne Neuübersetzung der Programmquelle erlaubte. Die Weiterentwicklung führte zum modularen Programm MUSYN [Mug82], [Mug83], das in den 90er Jahren auch für die Berechnung von Hyperschallantrieben ergänzt wurde [Bau94a], [Bau94b], [Hol97], [Kop00].

Komplette, zugängliche Auslegungssysteme sind in der angestrebten Form nicht erhältlich. Ansätze existieren mit GASTURB [Kur98a], einem Leistungssyntheseprogramm mit einer groben Komponenten-„Auslegung“, das ursprünglich in erster Linie für die Lehre gedacht war.

Eine inzwischen kommerziell vertriebene Umgebung zur Optimierung beliebiger Problemstellungen (CAO: Computer Aided Optimization Environment) stellt iSight der Firma Engineous Software Inc. dar [Eng97]. In diese Optimierungsumgebung können beliebige Simulationsroutinen integriert werden, ohne der Notwendigkeit eines Eingriffs in die Programm-Quellen [Ton92a]. Um beliebige Auslegungsprozesse zu optimieren, verbindet iSight Expertenwissen in Form von Regeln mit unabhängigen heuristischen und numerischen Optimierungsverfahren und der begrenzten Fähigkeit, Charakteristiken des Auslegungsraums zu „lernen“ [Nic87].

iSight leistet drei wesentliche Aspekte:

- Automatisierung des Auslegungsprozesses durch Verbindung einzelner Programme, u.U. unter Einbeziehung anwendergegebener Regeln und automatisierter Datentransfers,
- Integration verschiedener Disziplinen,
- Optimierung einer Auslegung.

Große Vorteile dieses Systems sind:

- beliebige Programme können eingebunden werden,
- gute EDV-Benutzer-Oberfläche,
- Anwählbarkeit und Kombination verschiedener Optimierungsroutinen und -verfahren.

Vielversprechende Erfahrungen liegen z. B. für die Auslegung von Radialverdichtern [Rus87], von Axialverdichtern [Hol91] und für die Optimierung von Turbinen [Ton92b] vor.

Ein ähnliches Programmsystem namens 'BOSS quattro' ist auch von der Firma Samtech erhältlich [Sam98]. Es ist besonders auf Optimierungsaufgaben mit Finite-Element-Programmen zugeschnitten.

Die Einsatzmöglichkeiten von iSight in der projektmäßigen Triebwerksauslegung sind vielseitig. Denkbar wäre, vorhandene Programme durch iSight zu koppeln und so zu einem disziplinübergreifenden Werkzeug zusammenzuführen. Der größte Nachteil dieser Vorgehensweise liegt in der relativ geringen Flexibilität einer einmal aufgebauten Konfiguration. Insbesondere muß diese Gesamtkonfiguration für jedes Triebwerksmodell von Hand neu erstellt werden. Die eingebundenen Programme müssen stabil laufen und dürfen nur mit entsprechend auswertbaren Meldungen und Fehlercodes im Fehlerfall abbrechen. Dies erfordert oft Eingriffe in die Programme.

iSight bietet sich offensichtlich insbesondere für die Verbindung großer, eventuell kommerzieller Programmsysteme an, z.B. für das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP und CFD-Verfahren, die per Definition nicht Teil von GTSDP der ersten Generation sein sollen. Entsprechende Aussagen wie für iSight gelten auch für BOSS quattro. Eine detailliertere Beschreibung und ein direkter Vergleich auch hinsichtlich der Eignung der beiden Programmsysteme für GTSDP ist in [Sch98a] dargestellt.

Das 'Agile Engineering Design System' der Firma Concepts ETI Inc. [Jap98] setzt derzeit auf die Verbindung vorgegebener Programme unter dem Betriebssystem Windows NT. Komponenten dieses Systems sind beispielsweise ein Leistungssyntheseprogramm, ein Mittelschnittsprogramm für Verdichter und Turbinen bis hin zu Finite Element-Programmen [Con98]. Derzeit scheint die Flexibilität dieses Programmsystems durch die Beschränkung auf vorgegebene Programme unter dem Betriebssystem Windows NT eingeschränkt.

Auf dem Gebiet der projektmäßigen Gewichtsermittlung von Triebwerken und deren Komponenten sind einige Veröffentlichungen, im wesentlichen aus den 70er Jahren, bekannt. Hierbei sind zu unterscheiden Verfahren,

- die Triebwerkskomponenten zusammengesetzt aus deren Einzelteilen einzeln bewerten [Per77a], [Per77b], [Kle78], [Ona79a], [Hal82],
- die Triebwerkskomponenten als Ganzes bewerten [Sag71], [Fra76],
- die Triebwerke als Ganzes bewerten [Ger70], [LTH94].

Einige dieser Verfahren wurden in dem Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP implementiert und sind in Kapitel 4.3 beschrieben.

In neuerer Zeit sind bei der NASA Bestrebungen im Gange, ein komplettes Triebwerk numerisch abzubilden. Ziel der Numerical Propulsion System Simulation NPSS ist es, umfangreichen Einblick in komplexe Antriebssysteme durch numerische Simulation zu bekommen [Mil89], [Cla91], [Nic91].

Dabei dient NPSS zur stationären und dynamischen Simulation des gesamten Triebwerks. Die multidisziplinäre Analyse eines Triebwerks soll durch Integration verschiedener Disziplinen und von Hochleistungsrechenverfahren numerische Tests des Gesamtsystems „Triebwerk“ ermöglichen und Schwachstellen in der Auslegung aufdecken.

Die Betonung bei der Entwicklung von NPSS liegt auf der Entwicklung physikalischer Modelle, die das Verständnis für die Physik widerspiegeln. Die Programmierung erfolgt unter Beachtung entsprechender Hardware-Voraussetzungen, um eine angemessene Rechenleistung unter Ausnutzung von Hochleistungsrechenverfahren zu gewährleisten. NPSS ist in fünf verschiedene Ebenen gegliedert, die verschieden große Bearbeitungstiefen repräsentieren. Kern der Numerical Propulsion System Simulation NPSS sind CFD-Verfahren (Beispiel: [Ver99], Bild 1-6). Diese benötigen in der Regel aufwendig zu erstellende Netze und müssen erst mit entsprechenden Daten validiert werden. Sie bieten sich daher nicht in erster Linie für projektmäßige Auslegungen an. NPSS ist ein Gemeinschaftsprojekt der NASA, von Universitäten und der Industrie, das mit erheblichen finanziellen Mitteln ausgestattet ist.

Einen ähnlichen Ansatz - wenn auch in wesentlich kleinerem Maßstab - wählt in Deutschland auch das DLR in Köln-Porz [Has96]. Hier werden numerische Simulationsprogramme zur Analyse eines Triebwerks mit einem Visualisierungsmodul gekoppelt.

Einen Überblick über ausgewählte Auslegungssysteme gibt Tabelle 1-3.

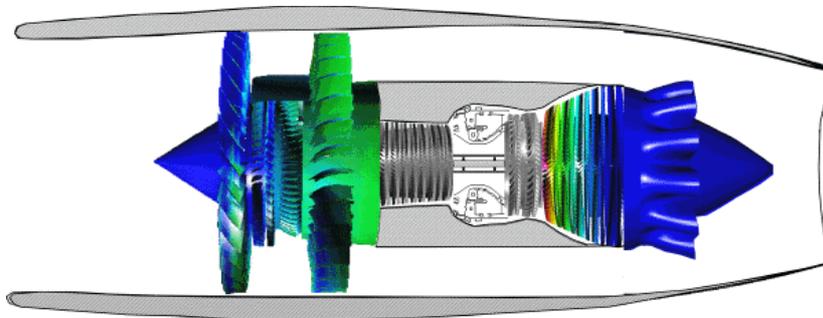


Bild 1-6: Beispiel einer 3-D-Navier-Stokes-Rechnung nach NPSS [Ver99]

	TDS	TDSYS	CPD	NPSS	iSight	BOSS quattro	FANDES	Agile
Autor	Wysong	Aoki et al.	Stricker et al.	Claus et al.	Tong et al.	Samtech	Jackson et al.	Japikse
Veröffentlichung	1978	1981	1991	1991	1987-97	1998	1991	1998
Multidisziplinär		x	x	x	x	x		x
Interaktiv	x	x	x		x	x	x	x
Batch					x	x		
Datenübertragung durch Files	x	x			x	x		
Objektorientierter Aufbau				x	x	x		x
Modularer Aufbau	x	x			x	x	x	x
Optimierung			-		x	x		
Automatisierte Auslegung			-		x	x		
Berechenbare Konfigurationen	vorgeg.	vorgeg.	vorgeg.	vorgeg.			vorgeg.	vorgeg.
Parameterstudien	x				x	x	x	
Graphische Benutzeroberfläche	x		x	x	x	x		x
Anwenderunterstützung			x		x	x		
Kommerzielle Vermarktung					x	x		x

Tabelle 1-3: Übersicht über ausgewählte Triebwerks-Auslegungssysteme

Die meisten Veröffentlichungen zeigen den allgemeinen Trend zu modernen, intelligenten Auslegungssystemen unter Nutzung aller Möglichkeiten moderner EDV-Benutzer-Oberflächen und zu intensivem Graphikeinsatz.

Zusammenfassend lassen sich die Eigenschaften veröffentlichter Konzepte wie folgt beschreiben:

- Programme zur projektmäßigen Triebwerksauslegung sind in der Regel firmeninterne Entwicklungen und Details wenig bekannt.
- Meistens wurden die existierenden Auslegungssysteme für feste Konfigurationen entwickelt.
- Die Verfügbarkeit der Programme und Programmsysteme ist im allgemeinen nicht gegeben, da sie nicht kommerziell vertrieben werden.

Gegenüber den veröffentlichten Auslegungsprogrammen wird das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP vor allem folgende Vorteile aufweisen:

- Berechenbarkeit beliebiger Konfigurationen,
- Möglichkeit einer automatisierten Auslegung ohne Eingriff des Anwenders,
- Möglichkeit der Wahl der Bearbeitungstiefe,
- Unterstützung des Anwenders z.B. durch Bewertung der Auslegung,
- Auslegungsalgorithmen der Fachabteilungen, daher Akzeptanz der Ergebnisse.

2. Definition des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

2.1 Das Gasturbinen-Vorauslegungsverfahren GTSDP als Vorstufe eines Expertensystems

Um die gestellten Anforderungen an ein Programmsystem zur projektmäßigen Triebwerksauslegung zu erfüllen, erscheint ein zum Expertensystem ausbaubares Programmsystem notwendig, das, sofern es sich anbietet, auch neue Erkenntnisse aus dem Bereich der Künstlichen Intelligenz ebenso wie die objektorientierte Programmierung, graphische EDV-Benutzer-Oberflächen, aber auch konventionelle mathematische und physikalische Modelle nutzt [Ton92a], [Ton92b], [Str98]. Ermöglicht und unterstützt wird diese Forderung durch neue Rechnersysteme, insbesondere durch leistungsstarke, dezentrale Workstations, auf denen kostengünstig interaktiv mit Hilfe moderner Benutzer-Oberflächen gearbeitet werden kann.

Unter Expertensystem versteht man z.B. nach [Hei89] ein Softwaresystem, das Probleme eines abgegrenzten Fachgebiets so lösen kann, wie es ein Experte auf diesem Gebiet tun würde. Das Expertensystem leitet aufgrund eines die Ausgangssituation darstellenden Datensatzes und in Form von Daten und Formeln gespeicherten Wissens eine Lösung ab.

Ein Expertensystem besteht aus Dialog-, Erklärungs-, Wissenserwerbs- und Problemlösungskomponente sowie der Wissensbasis (Wissensbank) [Hei89], Bild 2-1.

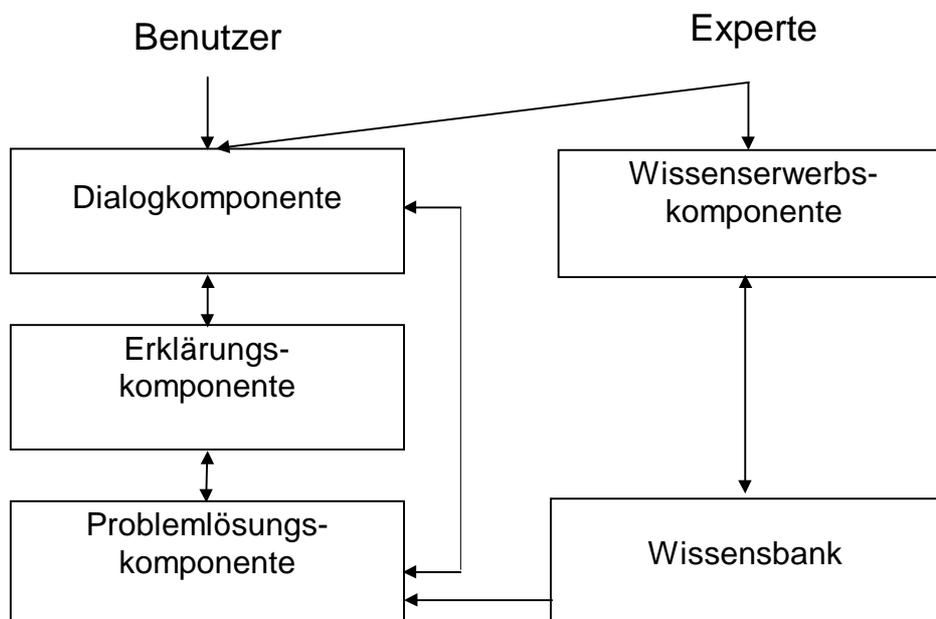


Bild 2-1: Schematischer Aufbau eines Expertensystems [Hei89]

Die Dialogkomponente bildet die Schnittstelle zum Anwender. Sie muß so ausgeführt sein, daß sowohl sehr geübte tägliche Benutzer wie auch gelegentliche Anwender das Programmsystem schnell und bequem bedienen können. Hierzu ist eine graphische EDV-Benutzeroberfläche hilfreich. Die Erklärungskomponente zeigt auf, wie eine Lösung durch das Expertensystem zustande gekommen ist. Die Wissens-erwerbskomponente ist die Schnittstelle zum Programm-Entwickler, über die die Wissensbasis aufgebaut und gewartet wird. Die Problemlösungskomponente (Inferenzkomponente) stellt Inferenz- und Steuerungstechniken zur Verfügung.

In der Wissensbasis ist das zur Problemlösung notwendige Wissen gespeichert. Beispiele für eine Wissensbasis stellen in GTSDP die Triebwerksgewichtstabelle zur Bestimmung des Triebwerksgewichts durch Skalierung, aber auch Vergleichsdaten ausgeführter Triebwerkskomponenten dar. Auf die Realisierung der anderen Elemente eines Expertensystems wird in den folgenden Kapiteln näher eingegangen.

2.2 Aufbau des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

Während in der Vergangenheit Softwareentwicklungen oft Einzellösungen für begrenzte (Teil-)Probleme waren, müssen zukünftige Entwicklungen auf die Kompatibilität zu Programmen und Benutzer-Oberflächen im Umfeld abgestimmt sein, um bei Wartung und möglichen späteren Erweiterungen schon im Ansatz Kosten zu vermeiden und die Akzeptanz und Qualität der produzierten Ergebnisse zu erhöhen.

Bei einem modernen Programmsystem zur projektmäßigen Triebwerksauslegung handelt es sich heutzutage nicht notwendigerweise um ein einzelnes Programm, sondern um die Kombination eines oder mehrerer Programme und Benutzeroberflächen zu einem Auslegungssystem, mit dem Ziel, dem Anwender die nötige Unterstützung, aber auch die nötigen Freiheiten zu geben, seine Aufgaben zu erfüllen.

Will man bereits während der Entwicklungsphase Teile des Programmsystems produktiv nutzen, so ist entscheidend, daß das Konzept so ausgelegt ist, daß ausgehend von den derzeit verfügbaren Hilfsmitteln und unter deren weitgehender Verwendung ein Gesamtprogrammsystem angestrebt wird, das schrittweise erweiterbar ist.

Der Einsatz von Optimierungsverfahren wird hierbei eine wichtige Rolle spielen. Interessant ist sowohl die Optimierung einzelner Komponenten, z.B. des Verdichters [Bia84], aber auch die Optimierung des Gesamtsystems [Sch98a], [Mün77].

Das entstehende Programmsystem sollte bereits zu Anfang als Vorstufe eines Expertensystems (Definition Kap. 2.1) gesehen werden und langfristig immer mehr in Richtung eines universellen Triebwerksauslegungs-Expertensystems ausgebaut werden. Demzufolge müssen einige, für derartige Systeme charakteristische Komponenten ergänzt werden. Vor allem die Wissensbasis muß als wesentliche, in der Regel fehlende Komponente aufgebaut werden. Neben dem aus den vorhandenen Programmen extrahierten „Wissen“ müssen dort einerseits die Vergleichsdaten für in der Ausgabe auszuwertende Daten, andererseits auch Regeln zur Komponenten-

auslegung abgelegt sein. Diese Regeln sollen Lösungsansätze, die z.Z. nur durch die Erfahrung des Projektingenieurs in ein Projekt eingebracht werden, beschreiben und durch das System selbst vorgeschlagen bzw. ausgeführt werden können. Da einerseits die Leistungssynthese die Ausgangsdaten für die Triebwerksauslegung liefert, andererseits sich Leistungssyntheseprogramme oft bereits durch die für das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP erforderlichen Eigenschaften

- modularer Aufbau,
- Nutzung von Programmbibliotheken für Standardprobleme,
- prinzipiell beliebige Anwenderprogramme integrierbar (eventuell Aufbereitung notwendig),
- Trennung von physikalischem Teil, mathematischem Teil und Ein-/Ausgabe

auszeichnen, bietet sich der Ausbau eines Leistungssyntheseprogramms zu einem Programmsystem zur projektmäßigen Triebwerksauslegung an. In vorliegendem Fall wurde das Leistungssyntheseprogramm MOPS (Modular Performance Synthesis) verwendet [Kur87].

Zu den wesentlichen Elementen eines Programmsystems zur projektmäßigen Triebwerksauslegung zählen:

- Software-Programme zur Berechnung in erster Linie physikalischer Problemstellungen,
- EDV-Benutzer-Oberfläche inklusive Hilfe-Einrichtungen,
- Datenbasen,
- Programmwerkzeuge zur graphischen und numerischen Ausgabe von Größen,
- Programmwerkzeuge zur Wartung der Datenbasen.

Die Einbindung bereits vorliegender, bewährter Software in das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP mit Basis des Leistungssyntheseprogramms MOPS hat entscheidende Vorteile. Die wichtigsten sind:

- „Standardisiertes“ Umfeld, d.h. allgemeine Stoffwertfunktionen, Hilfsroutinen, etc. sind verfügbar,
- Iteration beliebiger Eingabegrößen möglich,
- Datentransfer Leistungssynthese - Komponentenauslegung entfällt, dadurch Zeitersparnis und Erhöhung der Arbeitsqualität durch Ausschluß von Übertragungsfehlern,
- Anschluß an MOPS-Umfeld (Grafische Benutzeroberfläche, Datenbank, Datenausgabe, Plots),
- Komplette, konsistente Dokumentation der Ergebnisse,
- Akzeptanz bei den Anwendern, da vertraute Programme.

Das GTSDP-Konzept sieht vor, daß in der Aufbauphase verschiedene Programmbausteine nicht nur in GTSDP Anwendung finden, sondern auch einzeln unter einer geeigneten Benutzer-Oberfläche, wie z.B. iSight, aufgerufen werden können. Dieser Effekt führt neben der Erhöhung der Flexibilität zu einer Standardisierung der Werkzeuge und letztendlich zu einer Reduzierung des Wartungsaufwands und des Anlernaufwands für neue Anwender.

Konkret bedeutet dies für den Anwender, daß entsprechend der in Bild 2-2 dargestellten schematischen GTSDP-Installation während der Aufbauphase ein bestimmtes Auslegungsverfahren sowohl im Rahmen einer interdisziplinären Rechnung über Benutzer-Oberfläche 2 gestartet werden kann - die Daten werden dem Verfahren dann über das Gesamtsystem zur Verfügung gestellt -, als auch als eigenständiges Programm separat über Benutzer-Oberfläche 1, z.B. mit dem vom Gesamtsystem erzeugten Eingabedatensatz als Startdatensatz.

Oberfläche 1 gestattet den Aufruf einzelner GTSDP-Routinen und bietet dem Anwender zusätzliche Unterstützung bezüglich Datenverwaltung, Eingabekomfort, Hilfe und Darstellung der Ergebnisse.

Das Kernstück des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP bildet das unter Oberfläche 2 aufgerufene, auf dem Leistungssyntheseprogramm MOPS aufbauende Programmsystem. Es ist in drei Ebenen konfiguriert [Kur97].

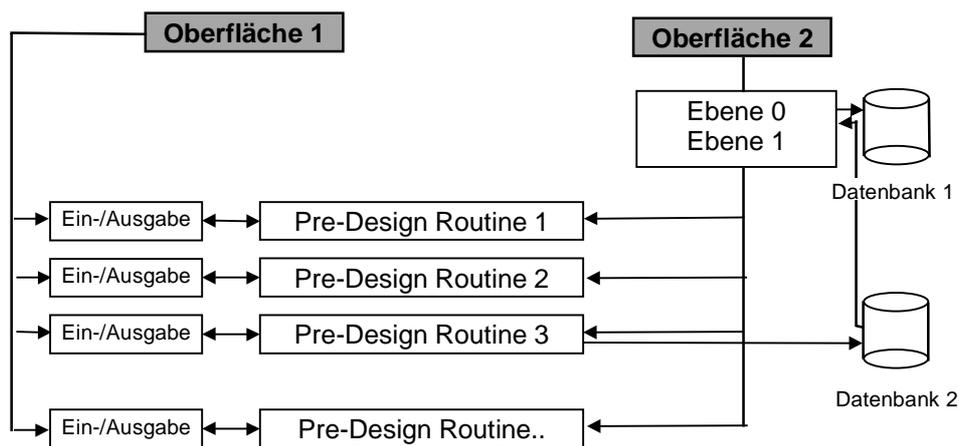


Bild 2-2: Prinzipielle Installation des Gasturbinenvorauslegungsprogramms GTSDP während der Aufbauphase

■ Ebene 0

Die Ebene 0 bildet den Kern des Programmsystems. Ihr gehören alle mathematischen Verfahren, insbesondere für die Iterationssteuerung, die Ein- und Ausgabesteuerung mit der Verarbeitung und Ausgabe von Fehlermeldungen sowie die Organisation des Rechenablaufs an.

Es kann die Thermodynamik mehrerer Betriebspunkte gerechnet werden, um die jeweils relevanten Daten für verschiedene Disziplinen bereitzustellen, z. B. Take-off-Temperaturen und -Drehzahlen, maximale Drücke im Steigflug (MCL), oder um die Zielfunktion einer Optimierungsaufgabe zu bestimmen. Der erste Betriebspunkt ist dabei im Sinne der Leistungssynthese formal der Auslegungspunkt für die Maschine. Die gasdynamische Auslegung der Komponenten erfolgt ebenfalls an diesem Auslegungspunkt. Damit kann - gegebenenfalls mit Hilfe einer allgemeinen Iteration - sichergestellt werden, daß die Wirkungsgradannahmen in der Arbeitsprozeßrechnung, die im Auslegungspunkt Vorgaben sind, mit den Ergebnissen der aerodynamischen Komponentenauslegung zusammenpassen.

Dem Anwender bleibt es damit unbenommen, für die Berechnung weiterer Betriebspunkte im Off-Design - wie traditionell üblich - Komponentenkenfelder, die unter Umständen zu skalieren sind, zu nutzen oder die Betriebspunkte mit geeigneten Kennfeldrechenprogrammen direkt zu berechnen.

Die Ergebnisse der Thermodynamik (Drücke, Temperaturen, Durchsätze) bilden die Randbedingung der gasdynamischen Auslegung. Die Ergebnisse der gasdynamischen Auslegung sind ein Ringraum, Stufenzahlen für die Turbomaschinen, Drehzahlen, Drücke und Temperaturen in den einzelnen Gittern und Angaben über die Beschau felung als Ergebnis einer Mittel- oder Mehrschnittsrechnung. Die festigkeitsmäßige Auslegung der Komponenten kann mit Daten eines unter Umständen jeweils verschiedenen anderen Betriebspunkts erfolgen. Der Ringraum bleibt während der festigkeitsmäßigen Dimensionierung unverändert.

Läßt sich die gewünschte bzw. erforderliche Festigkeit mit dem vorab berechneten Arbeitsprozeß, den Drehzahlen und vorgegebenem Ringraum nicht realisieren, weil zum Beispiel die Niederdruckwelle einen größeren Durchmesser hat als die Bohrung der Hochdruckturbinenscheibe, so weist das Objekt „Ratgeber Ausgabe“ (siehe Ebene 1) auf derartige Unverträglichkeiten hin.

Im Falle einer Optimierung ist in erster Linie die Optimierung des Gesamtsystems das Ziel. Dementsprechend wird vor allem die Abstimmung verschiedener Komponenten vorgenommen, s. Kap. 5.2.4. Die Komponenten können z. B. durch in den GTSDP-Verfahren implementierten Optimierungsroutinen voroptimiert sein. Beispiel einer typischen Zielfunktion ist der Brennstoffverbrauch im Reiseflug unter Berücksichtigung maximaler Temperaturen bei Take-off [Kur98b]. Im allgemeinen sind zusätzlich Nebenbedingungen zu beachten, wie zum Beispiel die Brennkammertemperatur beim Start am Heißtag oder der Lärmpegel beim Überflug. Das Optimierungsverfahren sorgt dafür, daß der Wert der Zielfunktion minimiert oder maximiert wird und gleichzeitig alle Nebenbedingungen eingehalten werden.

Eine Option ist, wie in der Testphase, die Vorzüge kommerzieller Optimierungssysteme zu nutzen und die Optimierungsaufgaben durch einen GTSDP-Aufruf aus iSight [Eng99a], [Eng99b], [Eng99c] heraus zu lösen.

Die eigentliche Triebwerksauslegung gestaltet sich als Mischung zwischen Anwendung automatisierter, regelbasierter Algorithmen, Iterationen zum Abgleich von Ergebnissen und Optimierungen auf Komponenten- und globaler Ebene.

■ Ebene 1

Die Aufteilung in Einzelaufgaben erfolgt fachspezifisch. Die einzelnen Disziplinen stehen in Ebene 1 gleichberechtigt nebeneinander, Bild 2-3, d.h. jede Disziplin kann theoretisch unabhängig bearbeitet werden. Es bietet sich jedoch an, die Disziplinen in ihrer logischen Reihenfolge zu durchlaufen. Die GTSDP-Rechenverfahren aller Fachgebiete können sowohl einzeln als auch im Verbund mit einigen oder allen anderen Disziplinen gestartet werden. Die Auswahl findet dabei über die vom Anwender aufgestellte Konfiguration und über Schalter statt. In GTSDP können beliebige Disziplinen integriert werden. Die Verantwortung für den Inhalt und die Pflege der fachspezifischen Objekte in Ebene 1 übernimmt die jeweilige Fachdisziplin.

Ebene 0

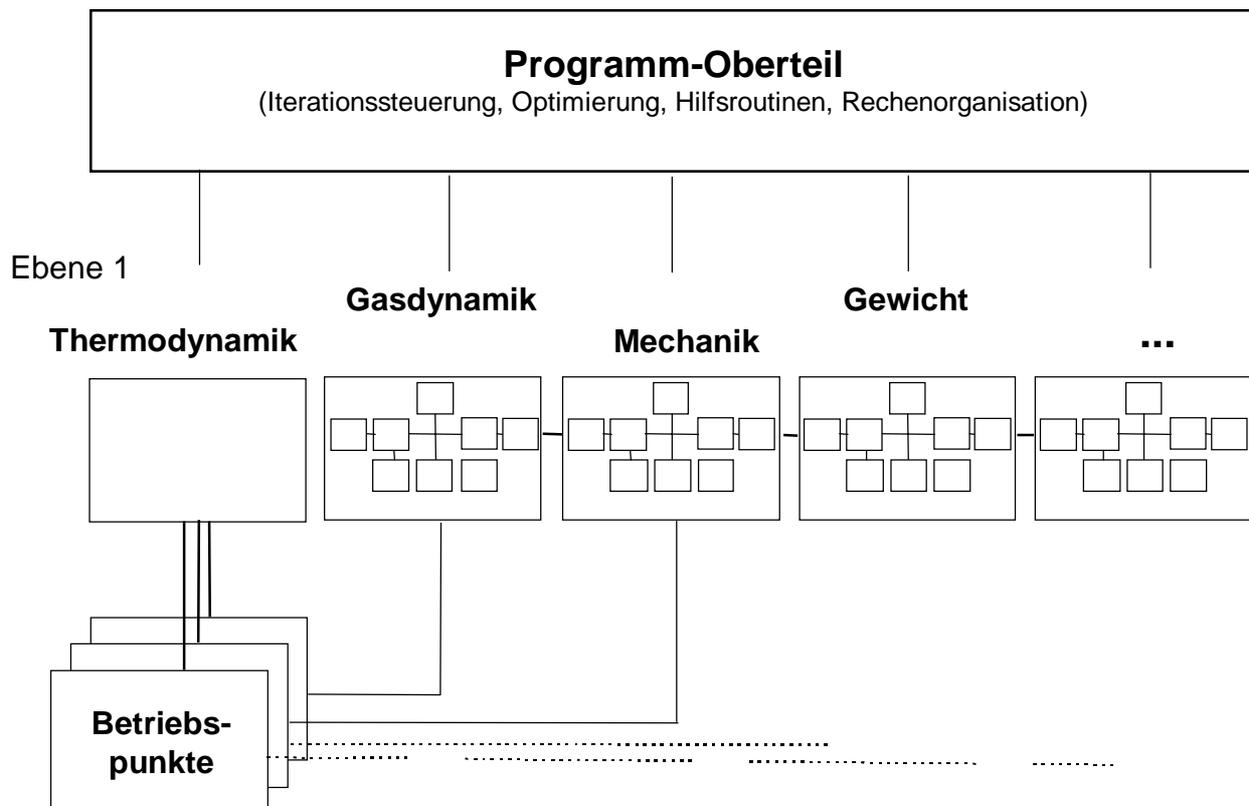


Bild 2-3: Struktur des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

Neben den einzelnen Fachdisziplinen sind in Ebene 1 auch das Objekt „Abgleich (Compare)“ und „Ratgeber Ausgabe (Output-Advice)“ (Beschreibung s. unten) wesentliche Elemente.

Die Zusammenarbeit der einzelnen Fachdisziplinen auf Ebene 1 wird über eine projektspezifische erweiterte Konfiguration geregelt. Die entsprechende Konfiguration eines Turbofantriebwerks ist beispielhaft in Bild 2-4 dargestellt.

Kern der erweiterten Konfiguration ist die Konfiguration der Leistungssynthese, Bild 3-2, erweitert um GTSDP-Module weiterer Fachdisziplinen, die jedoch den Komponenten der Leistungssynthese zugeordnet sind.

Neben der erweiterten Konfiguration können auf Ebene 2 weitere fachspezifische Konfigurationen verwendet werden, soweit die jeweilige Fachdisziplin und deren Verfahren dies verlangen.

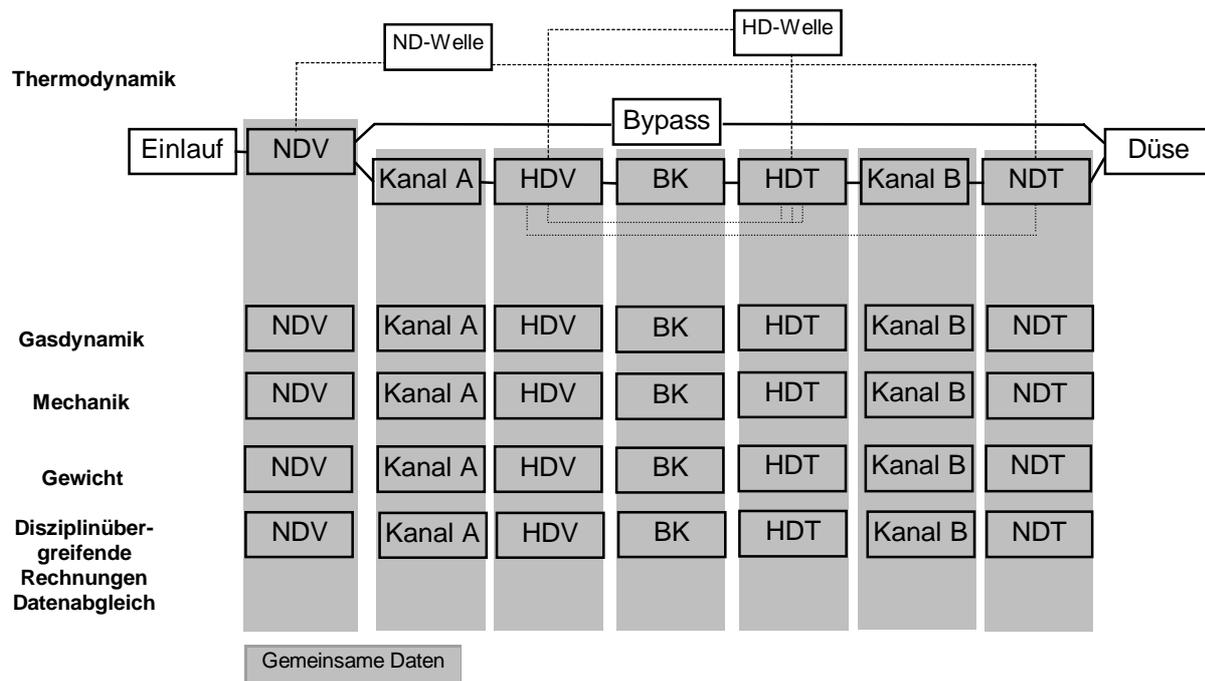


Bild 2-4: Erweiterte Konfiguration am Beispiel eines Turbofantriebwerks

Die interdisziplinäre Datenübertragung wird in der erweiterten Konfiguration definiert und kann erfolgen durch

- zentralen Datenpool, der wesentliche Daten, z.B. die Ringraumgeometrie, allen Disziplinen für eine Komponente zur Verfügung stellt,
- „INFO“ - Größen, d.h. Größen, die in anderen Modulen berechnet wurden und nicht Teil des standardmäßigen Datenflusses in den betrachteten Modul sind,
- konfigurierbare Sekundärverbindungen, d.h. Datenverbindungen von Modul zu Modul, die der Anwender in der Konfiguration frei spezifizieren kann.

Die Reihenfolge der verschiedenen Fachdisziplinen sowie die Auswahl, welche Fachdisziplinen überhaupt in einem Rechenlauf berücksichtigt werden sollen, muß vom Anwender in möglichst einfacher Weise bestimmt werden können. Dies geschieht einerseits in der erweiterten Konfiguration, andererseits über Schalter im Eingabedatensatz.

Wenn die Aufgabenstellung zu einer Reihenfolge von Fachdisziplinen führt, in der eine Ergebnisgröße einer bestimmten Fachdisziplin benötigt wird, bevor diese durchgerechnet wurde, dann muß diese Größe bei Beginn der Rechnung angenommen und iterativ mit dem Ergebnis der Durchrechnung der Fachdisziplin in Übereinstimmung gebracht werden. Das Objekt „Iterationsdefinition (Define Iteration)“ wird dann von sich aus einen Vorschlag für die fachübergreifende Iteration formulieren und den Anwender zur Eingabe eines Schätzwertes für die Iterationsvariable auffordern. Die fachübergreifende Iteration muß unabhängig von den eventuell innerhalb der einzelnen Fachdisziplinen ablaufenden Iterationen formuliert werden können, um die Fehlersuche bei Nichtkonvergenz nicht nahezu aussichtslos zu machen. Die Erfahrungen der einzelnen Fachdisziplinen mit ihren spezifischen mathematischen Problemen müssen nutzbar bleiben.

Es muß sichergestellt sein, daß die von anderen Fachdisziplinen benötigten Größen bereits berechnet oder vorgegeben und iterativ bestimmt worden sind, ehe sie im „Eingabe Selektor (Input Switchboard)“ (siehe Ebene 2) als Eingabegrößen verwendet werden.

Bestandteile der Ebene 1 sind:

- ◆ das Objekt „Daten-Abgleich (Compare)“

Es wird Größen geben, die in mehreren Fachdisziplinen vorkommen, wie zum Beispiel der Wirkungsgrad einer Turbomaschine. Dieser wird in der Leistungsrechnung auftreten und in der Komponentenauslegung. Die Aufgabe des Objektes „Daten-Abgleich (Compare)“ in Ebene 1 ist es, eventuelle Diskrepanzen sichtbar zu machen.

Falls es erforderlich ist, eine Diskrepanz zu beseitigen, dann geschieht das mit Hilfe einer fachübergreifenden Iteration (siehe oben). Die Entscheidung, ob die Diskrepanzen beseitigt werden sollen, liegt beim Anwender.

◆ das Objekt „Ratgeber Ausgabe (Output Advice)“

Im Objekt „Ratgeber Ausgabe (Output Advice)“ sind projektspezifische Beurteilungskriterien für das Gesamttriebwerk enthalten, die von einzelnen Fachgebieten nicht ermittelt werden können. Außergewöhnliche Ergebnisse müssen zu nicht übersehbaren Warnmeldungen führen. Ob ein Ergebnis außergewöhnlich ist, kann der Anwender anhand von Vergleichsdaten feststellen. Vergleichsdaten werden in einer separaten Datenbank abgespeichert. Diese Daten können bei Bedarf auch unabhängig von einem Rechenlauf über die graphische Benutzeroberfläche ausgewertet werden.

Das Objekt „Ratgeber Ausgabe (Output Advice)“ kann auch mit projektspezifischem Inhalt ergänzt sein.

■ Ebene 2

In Ebene 2 wird für jede Disziplin eine Unterstruktur, wie in Bild 2-5 am Beispiel eines Verfahrens aus der Disziplin „Gasdynamik“ dargestellt, geschaffen. Für eine Fachdisziplin können mehrere Verfahren mit unterschiedlicher Bearbeitungstiefe nebeneinander existieren, die dann jeweils dieselbe geschilderte Struktur aufweisen.

Die wesentlichen Elemente von Ebene 2 sind:

- der "Eingabe Selektor (Input Switchboard)",
- das Objekt "Ratgeber Eingabe (Input Advice)",
- das Objekt "Übersetzung",
- das Objekt "Pre-Design Routine",
- das Objekt "Hilfe",
- das Objekt "Ratgeber Ausgabe (Output Advice)",
- das Objekt "Daten-Transfer".

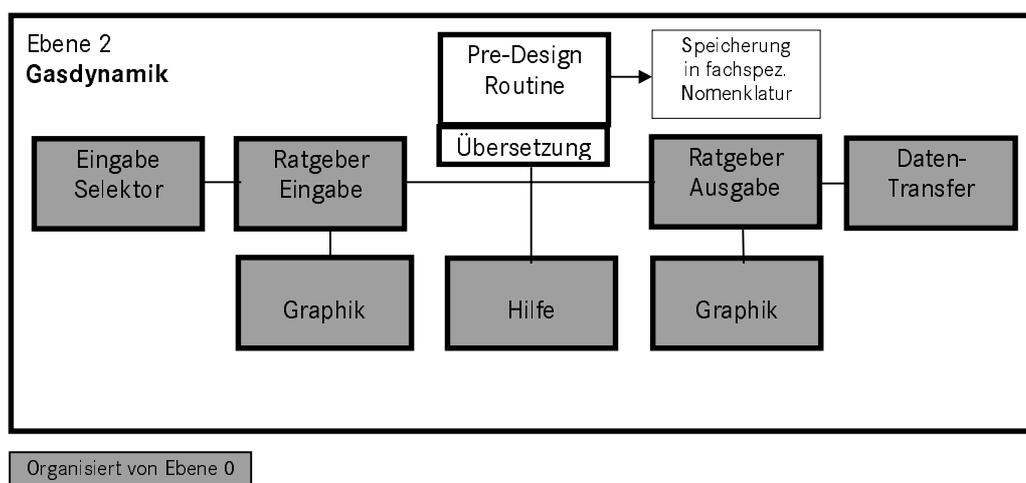


Bild 2-5: Ebene 2 des Gasturbinenvorauslegungsprogramms GTSDP

Die jeweilige Fachdisziplin ist für ihr Objekt der Ebene 2 verantwortlich. Ausgenommen davon sind rein formale Aspekte des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP.

◆ Der Eingabe Selektor

Im Objekt „Eingabe Selektor (Input Switchboard)“ wird die Quelle der Eingabedaten ausgewählt. Für jede einzelne Größe kann gewählt werden zwischen den Typen

- Eingabegröße (konstant während des Rechenlaufes),
- Übernahme eines Rechenergebnisses von einer anderen Fachdisziplin,
- Iterationsvariable einer interdisziplinären Iteration oder einer Iteration nur innerhalb der Disziplin,
- Optimierungsvariable.

Basis der Eingabedaten ist in der Regel ein projektspezifischer Eingabedatensatz. Einzelne Größen daraus können durch manuelle Eingabe überschrieben werden.

Wenn eine Fachdisziplin eine Eingabegröße verwenden will, die Ergebnisgröße einer anderen Fachdisziplin ist und die im aktuellen Rechenlauf (noch) nicht bestimmt worden ist, dann muß eine eindeutige und allgemein verständliche Fehlermeldung erscheinen.

◆ Das Objekt „Ratgeber Eingabe (Input Advice)“

Das Objekt „Ratgeber Eingabe (Input Advice)“ soll projektspezifische Ratschläge über sinnvolle Wertebereiche einzelner Eingabegrößen enthalten, z.B. durch die Auswertung von Statistiken. Gegebenenfalls wird der Sachverhalt graphisch dargestellt.

Für den ungeübten Anwender muß ersichtlich sein, welches die wesentlichen, das Ergebnis stark beeinflussenden Eingabegrößen sind. Standardfälle sind über Voreinstellungen anwählbar, bei denen alle notwendigen Eingabedaten bereits unter Umständen auch projektspezifisch vorgelegt sind. Ein Beispiel für derartige Voreinstellungen sind die Verlustbeiwerte des Verlustmodells für die gasdynamische Mehrschnittsrechnung.

◆ Das Objekt „Übersetzung“

Es wird eine einheitliche Nomenklatur definiert.
Aus der Bezeichnung muß erkenntlich sein

- zu welchem Betriebspunkt,
- zu welcher Fachdisziplin,
- zu welchem Modul innerhalb einer Fachdisziplin

ein bestimmter Parameter und damit der ihm zugeordnete Zahlenwert gehört.

Innerhalb des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP wird konsequent im SI-System gearbeitet. Einheitenumrechnungen finden nur an Schnittstellen zu fachspezifischen Programmen sowie im Ein- / Ausgabeteil statt. Die Ein- und Ausgabe soll leicht zwischen SI-, US- oder auch anwenderdefinierten Einheiten umschaltbar sein. Die Namensgebung wird weitgehend angelehnt an das Luftfahrttechnische Handbuch [LTH94] sowie an der SAE Aerospace Recommended Practice AS755C [SAE97].

Die GTSDP-Nomenklatur wird im Objekt „Übersetzung (Translate)“ in die Größen der jeweiligen Fachdisziplin übersetzt. Das heißt, zu jedem Parameter können zwei Namen existieren - einer auf GTSDP-Ebene, einer im GTSDP-disziplinspezifischen Unterprogramm - sowie eventuell zusätzlich eine Einheiten-Umrechnungsvorschrift. Im Objekt „Übersetzung (Translate)“ können auch manchmal spezielle Rechnungen notwendig sein, um die Ergebnisse weiterverarbeiten zu können.

Beispiele:

- eine Disziplin benötigt oder liefert Lavalzahlen, innerhalb von GTSDP werden jedoch nur Mach-Zahlen verwendet,
- Strömungswinkel müssen umgerechnet werden, weil die Definition von Nullpunkt oder Richtung in den einzelnen Fachdisziplinen unterschiedlich ist,
- Wirkungsgrade müssen neu berechnet werden, weil die Definition der Fachdisziplin nicht mit der in GTSDP verwendeten Definition übereinstimmt,
- Zusammenhänge zwischen thermodynamischen Zustandsgrößen müssen mit den in GTSDP verwendeten Stoffwerten neu berechnet werden.

Der aktuell zur Rechnung verwendete Eingabedatensatz, bestehend aus Basisdatensatz, manuellen und interdisziplinären Änderungen, muß für eine spezielle Pre-Design-Routine wahlweise auch in fachspezifischer Nomenklatur abgespeichert werden können.

◆ Das Objekt „Pre-Design-Routine“

Hier läuft ein spezielles Rechenverfahren der jeweiligen Fachabteilung ab. Die Inhalte der Objekte „Übersetzung (Translate)“, „Ratgeber Eingabe (Input Advice)“, „Hilfe“ und „Ratgeber Ausgabe (Output Advice)“ sind speziell auf dieses Rechenverfahren zugeschnitten.

Jeder beliebige Satz von Eingabedaten muß zu einem eindeutigen, jederzeit reproduzierbaren Ergebnis führen. Das Programm darf unter keinen Umständen "abstürzen", auch nicht bei unsinnigen Eingabedaten. Wenn der Eingabedatensatz unbrauchbar ist, dann muß eine eindeutige Fehlermeldung bis zu Ebene 0 durchgereicht werden. Die Entscheidung über den Abbruch der Rechnung erfolgt nur auf Ebene 0. Die eigentlichen GTSDP-Unterprogramme erhalten ihre Eingaben ausschließlich über den „Eingabe Selektor (Input Switchboard)“ und liefern ihre Ergebnisse vollständig an die „Übersetzung (Translate)“. Weder im Normalfall, noch im

Fehlerfall werden direkte Ausgaben zum Bildschirm oder zu anderen Geräten geschickt, wenn dies nicht ausdrücklich vom Anwender angefordert wird.

Im Prinzip ist das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP dazu geeignet, beliebige Programme zu integrieren. Rechenverfahren, die eine Genauigkeit bieten, die wesentlich über die Genauigkeit der vorherigen die Eingabedaten liefernden Rechenverfahren hinausgeht, machen jedoch wenig Sinn. Daher wurde im GTSDP-Konzept festgelegt, Finite Elemente- und CFD-Rechenverfahren nicht direkt zu implementieren.

◆ Das Objekt „Hilfe“ und „Ratgeber Ausgabe (Output Advice)“

Die wesentliche Neuerung beim Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP besteht darin, daß nicht mehr, wie in früheren Zeiten, das die Physik beschreibende Computerprogramm im Vordergrund steht, sondern eine Hilfe-Einrichtung, die es auch „Nicht-Fachleuten“ ermöglicht, vernünftige Ergebnisse zu produzieren bzw. diese zu beurteilen. Hierzu sind „Ratschläge“ zu den notwendigen Eingabedaten genauso wie eine abrufbare Ergebnisdiskussion zur Beurteilung der Ergebnisse notwendig. Informationen über verfügbare Berechnungsroutinen können mit dem Objekt „Hilfe“ abgerufen werden. Ein Großteil der Hilfe ist - wie heute weitgehend Standard - in Form von Texten im HTML-Format realisiert, so daß unter Verwendung von Verweisen [Bro96] schnell entsprechende Textstellen aufgespürt werden können. Ein weiterer Vorteil von HTML liegt in der einfachen Erweiterbarkeit der Hilfetexte und der Möglichkeit, daß auch der Anwender z.B. projektspezifische Hilfetexte selbst generieren und dem Hilfe-System zufügen kann. Das Objekt „Hilfe“ soll eine Art Gebrauchsanweisung für die Rechenverfahren der jeweiligen Disziplin enthalten, die insbesondere für Fachfremde geeignet ist. „Hilfe“ enthält einen Index, der es gestattet, Erläuterungen zu jeder vorkommenden Größe zu finden. Diese Erläuterungen werden bereits vom Ersteller des jeweiligen Programm-Moduls mit Schlüsselworten in die Programmquelle eingefügt. Ein Präprozessor erstellt daraus automatisiert die dann immer aktuelle Hilfe in Form von HTML-Dokumenten.

Neben der Anwendung muß auch die Programmentwicklung geeignet unterstützt werden. Ein Hilfsmittel hierzu stellt die umfangreiche Kommentierung der FORTRAN-Quelle dar.

Das Objekt „Ratgeber Ausgabe (Output Advice)“ soll projektspezifische Ratschläge über sinnvolle Wertebereiche einzelner Ergebnisgrößen enthalten. In vielen Fällen wird dies durch eine graphische Darstellung der Ergebnisse erreicht. Zum Beispiel können die neu berechneten Daten in eine Statistik ausgeführter Maschinen eingeordnet werden. Außergewöhnliche Abweichungen wichtiger Parameter werden von dem Objekt „Ratgeber Ausgabe (Output Advice)“ dem Anwender gemeldet. Statistiken über Komponentenbelastung, Wirkungsgrade, Stufendruckverhältnisse, Schaukelzahlen, Werkstoffdaten etc. bilden für den „Ratgeber Ausgabe“ eine entscheidende Datenbasis. Um derartige Statistiken pflegen zu können, werden entsprechende Ein- und Ausgabemöglichkeiten in GTSDP vorgesehen.

■ Das Objekt „Daten-Transfer“

Das Objekt „Daten-Transfer“ soll die Eingabe- und Ergebnisgrößen in der Weise aufarbeiten, daß sie von Spezialprogrammen der jeweiligen Fachdisziplin direkt weiterverarbeitet werden können. Hierbei ist an eine XML-Schnittstelle [WWW98] gedacht. Die Spezialprogramme laufen dann außerhalb des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP.

Während die bis jetzt beschriebenen Elemente sich mit der Struktur des Programmsystems beschäftigen, dient die Benutzer-Oberfläche als graphische Benutzerschnittstelle (Graphical User Interface GUI) dem Dialog Mensch - Maschine.

Um ein anwenderfreundliches Programmsystem zu schaffen, ist eine Programmoberfläche erforderlich, die alle wesentlichen Funktionen des Systems unterstützt. Ungeübte Anwender müssen vom Programmsystem angeleitet über entsprechende Menüs intuitiv arbeiten können. Daneben muß die Oberfläche gewährleisten, daß geübte Anwender genauso schnell Tätigkeiten durchführen können, wie mit einer alphanumerischen Oberfläche, bei der die Programmsteuerung durch Kommando-Eingabe realisiert wird. Dies kann z.B. durch Definition von entsprechenden Tastenkombinationen geschehen.

Die Hauptaufgaben einer EDV-Benutzer-Oberfläche sind hierbei:

- Verwaltung von Dateien und Verzeichnissen,
- Aufruf von Programmen,
- Steuerung der Ein- und Ausgabe (numerisch und graphisch),
- Bereitstellung geeigneter Hilfe-Einrichtungen,
- Überprüfung von Zugriffsberechtigungen,
- Entlastung des Anwenders, Aktionen auf Betriebssystemebene ausführen zu müssen.

Die Oberfläche kann auch dazu dienen, einen direkten „Draht“ zwischen Anwender und Entwickler zu realisieren, durch den der Anwender diesem Probleme und Wünsche mitteilen kann.

Die Oberfläche wird in C++ unter Zuhilfenahme kommerziell vertriebener Bibliotheken erstellt. Für den physikalischen und mathematischen Teil wurde aufgrund wesentlicher schon vorliegender Teile des Programmcodes in FORTRAN als Basis die Programmiersprache FORTRAN [RRZ92] gewählt.

Das GTSDP-Konzept wurde an dem Gedanken der objektorientierten Programmierung ausgerichtet [Rum91], in dem Wissen, daß eine Umsetzung in FORTRAN wegen nicht unterstützter, jedoch notwendiger Funktionen wie Vererbung nicht durchgängig möglich ist. Eine Neuprogrammierung der gesamten Software einschließlich physikalischem Teil in einer modernen Sprache scheidet in der Industrie meist aus Kostengründen von vornherein aus, da einerseits eine sehr große Anzahl von eigenerstellter Software in Form von FORTRAN-Programmen noch im produktiven Einsatz ist und daher extrem hoher Umstellungsaufwand erforderlich wäre, andererseits die überwiegende Zahl der Berechnungsingenieure nur oder zumindest besser mit FORTRAN vertraut ist.

Wesentlicher Aspekt und langfristig auch entscheidender Kostenfaktor ist neben der reinen Programmhandhabung auch die Programmquellenverwaltung sowie die Erweiterbarkeit des Programmsystems. Grundsätzlich soll zur Reduzierung des Verwaltungsaufwands und zur Qualitätssicherung eine Programmquelle nur an einem Ort unter der Verantwortung der zuständigen Fachabteilung gespeichert werden. Aus einem fachdisziplinspezifischen Programm wird mittels eines Preprozessors aus der Quelle individuell über Steuerparameter die entsprechende Programm-Variante erzeugt und mit dem GTSDP-Oberteil und den Bausteinen anderer Disziplinen gelinkt. Hierbei handelt es sich lediglich um eine Kopie, die nicht geändert werden darf und aus Gründen der Qualitätssicherung im GTSDP-Verwaltungsbereich gespeichert werden muß. Über ein standardisiertes Update-Verfahren wird sichergestellt, daß jeweils die aktuelle Quelle einer Routine GTSDP zur Verfügung gestellt wird. Eine Übersicht über die Verknüpfung der einzelnen GTSDP-Programmbausteine gibt Bild 2-6.

Die Aufgaben des Preprozessors sind:

- Austausch von mehrfach vorkommenden Commonblock- bzw. Subroutine-Namen (sofern erforderlich)
- Erzeugung einer speziell auf die Anwendung in GTSDP abgestimmten Programmquelle durch Weglassen bzw. Hinzufügen bestimmter Programmzeilen, die über Steuerzeichen entsprechend gekennzeichnet sind.

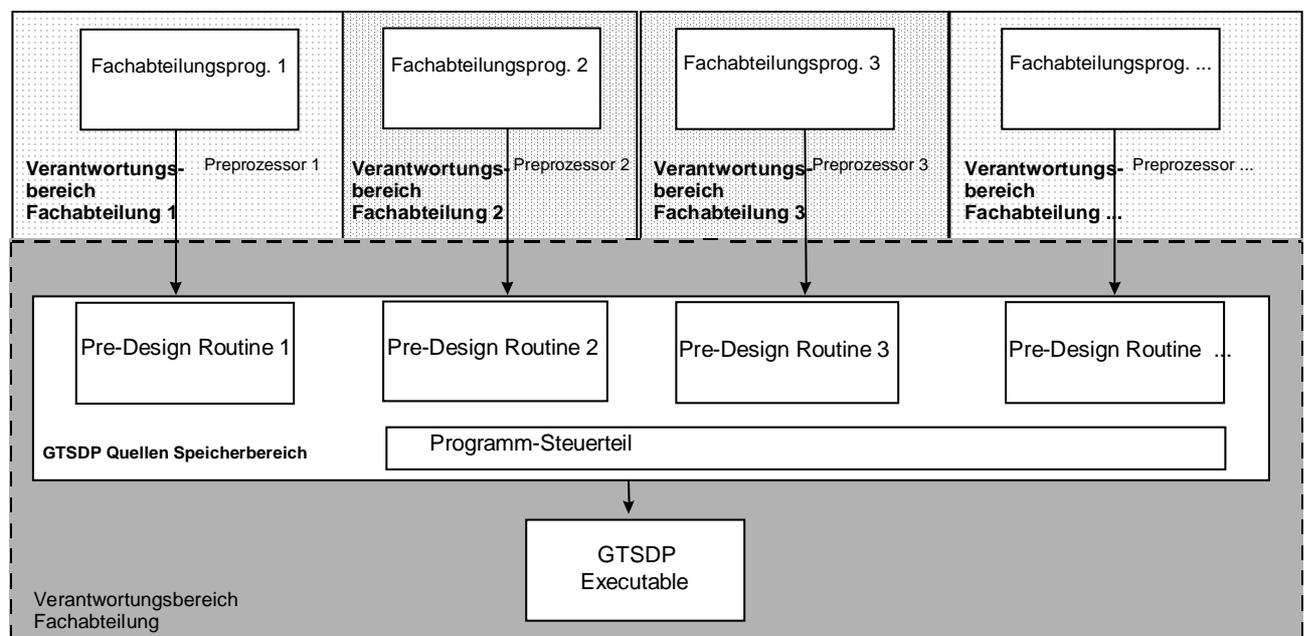


Bild 2-6: Organisation der Programm-Quellen des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

2.3 Realisierung des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

Programmtechnische Organisationsform

Es ist vorteilhaft, die angestrebten Ziele möglichst rasch zumindest teilweise zu erreichen. Daher kommt es bei der Umsetzung des in Kapitel 2.2 spezifizierten Konzepts sehr stark auf die Art und Weise an. Es sind grundsätzlich zwei verschiedene programmtechnische Organisationsformen denkbar:

a.) Die „gestufte Lösung“:

Das jeweils eine Triebwerkskomponente repräsentierende Modul des als Ausgangsbasis verwendeten Leistungssyntheseprogramms wird weiter ausgebaut und mit zusätzlichen Unterprogrammen ergänzt, in denen Berechnungen zu Gasdynamik, Gewicht, Festigkeit und anderen Disziplinen durchgeführt werden.

Vorteile:

- Neu implementierte Routinen sind schnell einsetzbar,
- es liegt eine von vornherein einheitliche Nomenklatur vor,
- einheitliche Unterprogramme für Stoffwerte, isentrope Zustandsänderungen und andere Hilfsroutinen werden verwendet,
- durchgängig einheitliche Programmbedienung,
- übersichtliche Datenflüsse,
- keine gravierenden Änderungen sind in der internen Programmsteuerung notwendig,
- Tests innerhalb des Gesamtsystems sind schon zu einem frühen Zeitpunkt möglich.

Nachteile:

- Die Module der Leistungsrechnung werden sehr komplex. Es erscheint wenig sinnvoll, an dieser Stelle ohne vorherige Umstrukturierung wesentliche Erweiterungen einzubauen.
- Die neuen Unterprogramme müssen in einer Umgebung ausgetestet werden, die für einzelne Fachdisziplinen ungewohnt ist.

b.) Die „parallele Lösung“:

In dieser Variante werden weitgehend unabhängige Programmodule verschiedenster Fachdisziplinen gleichberechtigt nebeneinander aufgebaut. Sie können im Verbund oder auch einzeln verwendet werden.

Vorteile:

- Nach Fertigstellung der Programmstruktur können geeignete Programme verschiedener Fachdisziplinen einfacher und schneller in GTSDP eingebunden werden, da keine direkte Interaktion mit dem jeweiligen Thermodynamik-Modul oder anderen Modulen zu beachten ist.
- Die Nomenklatur ist zumindest innerhalb des eigentlichen Unterprogramms fachspezifisch und damit für den Spezialisten sofort verständlich.
- Die Erfahrungen aus früheren Anwendungen der fachspezifischen Programme können direkt übernommen werden.
- „Hilfe“ kann wegen bereits vorhandener Erfahrung schnell und qualitativ gut erstellt werden.

Nachteile:

- Die unter Umständen uneinheitliche Nomenklatur und Bedienung der einzelnen Module macht die Bedienung des Gesamtsystems schwierig.
- Der Abgleich von Daten zwischen verschiedenen Fachdisziplinen ist u.a. wegen Definitionsunterschieden aufwendig.
- Relativ hoher Verwaltungsaufwand der Datenflüsse von Disziplin zu Disziplin, erhebliche Neuerungen im Programm-Steuerteil (Ebene 0) notwendig.
- Tests erst durchführbar, nachdem die Voraussetzungen hinsichtlich der Anpassung des Leistungssyntheseprogramms geschaffen wurden.

Die zweitgenannte parallele Lösung eignet sich für das gewählte Konzept grundsätzlich besser, da einige Eigenschaften des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP hierdurch automatisch umgesetzt werden. Sie wurde daher angestrebt. Dennoch kann es in Einzelfällen günstig sein, die bereits in Thermodynamik-Modulen integrierten Pre-Design-Rechenverfahren zu erweitern. Auf diese Weise sollen die Vorteile beider Strukturalternativen optimal miteinander kombiniert werden.

Während der Testphase im GTSDP-Prototyp und solange die programmtechnischen Voraussetzungen der Ebene 0 noch fehlen, werden auch Mischformen verwendet, um

- die Machbarkeit des Konzepts zu verifizieren,
- Probleme aufzudecken,
- Erfahrungen mit den Pre-Design-Routinen der Fachabteilungen zu sammeln und
- erste Tests durchführen zu können.

Der Prototyp des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP wird in Kapitel 2.4 näher vorgestellt.

Strategie zur Realisierung

Um in Zeiten knapper finanzieller und personeller Ressourcen ein Programmsystem, wie das in Kap. 2.2 spezifizierte, umsetzen zu können, bedarf es einer gut überlegten Strategie.

Für die Umsetzung des Gesamtvorhabens gibt es zwei mögliche Vorgehensweisen:

a.) Die Top-Down-Strategie

Wesentliches Element dieser Strategie ist die Festlegung der Ziele und des dazugehörigen Konzepts, wie in Kapitel 2.2 erläutert, von Beginn der Arbeiten an. Alle folgenden Tätigkeiten können dann speziell auf das erarbeitete Konzept abgestimmt werden.

b.) Die Bottom-Up-Strategie

Hierunter wird die konsequente Weiterentwicklung vorhandener Verfahren entsprechend des in Kapitel 2.2 spezifizierten Konzepts durch Aufbau des Programmsystems, ausgehend von vorhandenen Grundelementen, verstanden.

Eine Verbesserung hinsichtlich der Entwicklungsdurchlaufzeiten läßt sich realistisch und kurzfristig gesehen nur schrittweise durchführen. Dabei führt der Weg der fast ausschließlich eigenentwickelten Software zur Komponentenauslegung vom im Batch-Betrieb arbeitenden und in FORTRAN IV geschriebenen „Rechenknecht“ mit listengesteuerter Eingabe der 70er Jahre über interaktive, in FORTRAN 77 geschriebene Programme mit Graphikunterstützung der 80er Jahre zu (halb-) intelligenten Programmsystemen der 90er Jahre. Letztere bringen bereits das Potential mit sich, sich in die Expertensysteme der Zukunft und somit auch in GTSDP-Teile zu wandeln. Da heute noch Software aller genannten Kategorien im produktiven Einsatz ist, andererseits kaum die finanziellen Mittel für komplette Neuentwicklungen zur Verfügung gestellt werden können, läßt sich eine allmähliche Verbesserung der Situation nur schrittweise erreichen.

Da die physikalischen Modelle weitgehend in Form von bereits existierenden, relativ alten FORTRAN-Programmen vorliegen [Sch95], [Sch97], liegt der erste, recht aufwendige und nicht zu unterschätzende Schritt in Richtung eines universellen Werkzeugs in der Vereinheitlichung von Schnittstellen. Hier ist das Einsparungspotential beträchtlich.

Parallel dazu bietet sich die Umstellung spaltengebundener Eingaben, die ursprünglich blockweise abgearbeitet wurden, auf Namelist-Format an. Gleichzeitig damit können entsprechend den Namenslisten Common-Blöcke aufgebaut werden, die die Eingabedaten bereitstellen, sofern das entsprechende Programm aus einem anderen heraus aufgerufen wird. Fehler bei der Datenübertragung von Papier zum Programm werden beim über Schnittstellen automatisierten Datentransfer von Programm zu Programm ausgeschlossen.

Die Voraussetzung für eine Weiterentwicklung und Verbesserung der vorhandenen Rechenprogramme bildet die Trennung der oft mit dem physikalischen Teil vermischten Ein- und Ausgabe. Der herausgelöste physikalische Teil kann so, versehen mit einer geeigneten Schnittstelle, auch von anderen Programmen oder Benutzer-Oberflächen aus aufgerufen und damit ein Baustein in einem Programmsystem werden.

Eine besondere Schwierigkeit besteht darin, Fehler und Fehlermeldungen so abzufangen, daß das Programm definiert abgebrochen werden kann und die übergeordnete (Programm-)Instanz auch im Batch-Betrieb angemessen reagiert. Dazu notwendige Fehlermeldungen und -Codes sind meist nicht vorgesehen und müssen neu erstellt werden.

Sich wiederholende Funktionen, die in den einzelnen Programmen als Subroutine programmiert sind, müssen standardisiert und in Programm-Bibliotheken zur Verfügung gestellt werden. Alle Programme (und Unterprogramme) können dann zum Beispiel dieselben Stoffwertfunktionen aufrufen.

Das Programmsystem muß so angelegt sein, daß möglichst bald viele Funktionen verfügbar sind. Diese im ersten Schritt u.U. sehr groben Modelle können nach und nach verfeinert und durch genauere ersetzt werden.

Zur Erstellung des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP wurde die Top-Down- und Bottom-Up-Strategie parallel verwirklicht. Dies bedeutet, daß einerseits von Anfang an ein klar formuliertes Konzept bestand, andererseits aber die vorhandenen Werkzeuge (wie geschildert) derart angepaßt wurden, daß sie konform mit dem Konzept in das Gesamtsystem eingebunden werden konnten. Dies bietet den Vorteil, daß jede durchgeführte Maßnahme zu einer sofortigen Verbesserung führt. Die in GTSDP favorisierte Top-Down-Strategie bildet also zu der Bottom-Up-Strategie keinen Widerspruch, sondern vereint die Vorteile.

2.4 Prototyp des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

Um im Sinne einer Bottom-up-Vorgehensweise bereits in der Entwicklungsphase des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP die wesentlichen Elemente testen zu können, wurden „Prototyp-Module“ entwickelt, die zwar nicht den später geplanten Komfort hinsichtlich Anwenderfreundlichkeit und Einfachheit in der Bedienung aufweisen, jedoch bereits relevante Rechenergebnisse liefern. Der Prototyp-Modul für Turbokomponenten soll neben der Demonstration der Richtigkeit des Konzepts und einer Verfahrensvalidierung bereits den produktiven Einsatz des Programmsystems erlauben [Sch98b].

Zur Zeit beinhaltet der Turbokomponenten-Prototyp-Modul die später als eigenständige GTSDP-Module implementierten Disziplinen Gasdynamik, Festigkeit, Gewicht und - in ersten Ansätzen - Kosten.

Als mit dem Prototyp-Modul berechenbare Komponenten sind vorgesehen:

- Fan (zivil, militärisch),
- Niederdruckverdichter (konventionell, schnelldrehend),
- Hochdruckverdichter,
- Hochdruckturbinen,
- Mittel- und Niederdruckturbinen,
- Nutzturbinen.

Den ersten Schritt zur Gasdynamikberechnung bildet die Ringraumauslegung. Zu diesem Zweck wurde ein Ringraumgenerierungsprogramm geschaffen. Dieses Programm stellt entsprechend den in Kapitel 4-1 geschilderten Verfahren projektmäßige Ringraumgeometrien für Turbokomponenten zur Verfügung und bildet eine zentrale Schnittstelle zur Leistungssyntheserechnung einerseits und zu den Gasdynamik- und Festigkeitsprogrammen der Fachabteilung andererseits.

Das Ringraumgenerierungsprogramm gestattet die Berechnung von Turbokomponenten (Ringraumerzeugung und Vorbereitung der Gasdynamik-Berechnung)

- 1) in Voreinstellung, vollständig programmerzeugt,
- 2) teilweise durch Vorgaben des Anwenders gesteuert,
- 3) vollständig durch Vorgaben des Anwenders gesteuert, z.B. zur Nachrechnung bekannter Geometrien.

Im Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP werden damit über die Leistungssynthese hinausgehend bereits Aussagen zu erreichbaren Wirkungsgraden, Maße und Gewicht der Turbokomponenten getroffen.

Um auch von Nicht-Spezialisten bedienbar zu sein, wird der Anwender bereits beim Prototyp durch zahlreiche Hilfsmittel unterstützt:

- Online Hilfe: Programmbeschreibung inklusive Parameterdefinitionen, realisiert als HTML-Datei,
- Ratgeber Eingabe: Anzeige von Definitionen, Parametervorbelegungen, Angabe von Wertebereichen,
- Ratgeber Ausgabe: Anzeige von Wertebereichen, Standarddiagrammen, ...,
- Warnung bei Bereichsüberschreitungen (extreme Lösungen jedoch trotzdem zulässig),
- separate Diagnose: Protokoll der Rechenschritte auf Dateien für jede berechnete Komponente,
- mit Kommentaren versehene Programmquelle.

Teil der Anwenderführung besteht darin, in der Ausgabe Schalterstellungen in Klartext umzuwandeln. So wird beispielsweise nicht die Kennziffer für eine ausgewählte Komponente, sondern die Komponentenart selbst ausgegeben, Bild 2-7. Dies gibt dem Anwender schneller eine genaue Übersicht über die durchgeführte Rechnung und hilft damit Fehler zu vermeiden.

	PRE-DESIGN
Number	4
...	
Component Type	HPC
Inlet Guide Vane	yes
...	
Stage Number	user supplied
Stage Number	9
...	
File created	yes
Calculation	valid
Error Norm	0.00002848
Calculated is. Efficiency	0.86634
...	

Bild 2-7: Beispiel einer Ausgabe des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP (Ausschnitt)

Die automatisierte Vorauslegung orientiert sich an existierenden Komponenten und gewährleistet so, daß der Ausgangspunkt bereits eine vernünftige Lösung darstellt. Realisiert wird dies z.B. dadurch, daß bei automatisierter Auslegung alle wesentlichen Auslegungsparameter anhand von Statistiken gewählt werden.

Die zugrunde gelegten Regeln hierzu, die die Wissensbasis des Programmsystems bilden, sind in separaten, bei Bedarf leicht austauschbaren Unterprogrammen zusammengefaßt.

Die einzelnen im Ringraumgenerierungsprogramm durchgeführten Schritte sind im Detail in Kap. 4.1 geschildert.

Der Gasdynamikteil des GTSDP-Moduls erledigt seine Aufgaben in einem dreistufigen Ansatz:

- 1) Bereitstellen einer ersten Geometrie,
- 2) Erzeugung der Voreinstellungen einer zugehörigen Gasdynamikrechnung,
- 3) Gasdynamische Auswertung der Geometrie.

Um sehr schnell erste Aussagen über die Gasdynamik von Verdichtern machen zu können, wurde in GTSDP ein Verdichtermittelschnittsprogramm implementiert. Dieses Programm berechnet im Mittelschnitt für jedes Gitter eines Verdichters die Geschwindigkeitsdreiecke und die zugehörigen Stufenwirkungsgrade nach einem Verlustmodell nach [Gri75]. Auch Aussagen über den Einfluß der Reynoldszahl können getroffen werden [Was68]. Das Programm wird in Voreinstellung so betrieben, daß die Rechnung weitgehend konsistent zu einer ebenfalls durchführbaren Mehrschnittsrechnung nach dem Stromlinien-Geometrieverfahren [Dup95] erfolgt. Hier wird dann auch der Pumpgrenzabstand neben einer Methode nach Rolls Royce auch nach Koch [Koc81] durchgeführt. Mittel- und Mehrschnittsrechnung können wahlweise einzeln oder im Verbund ausgeführt werden. Der Vorteil der alleinigen Anwendung des Mittelschnittsprogramms liegt darin, daß es aufgrund seiner kurzen Laufzeit auch während notwendiger Iterationen oder Optimierungsläufe zugeschaltet

werden kann und neben ersten Aussagen über Belastung und Wirkungsgrad der Komponente den Ausgangsdatensatz mit bereits guten Startwerten für eine nachfolgende Mehrschnittsrechnung liefert.

Zur Vorauslegung von Turbinen im Projektstadium wurde im Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP ein Mehrschnittsprogramm implementiert. Es ermöglicht die Berechnung von axialen Turbinen in fünf Schnitten auf Ebenen außerhalb der Gitter ohne Berücksichtigung des Krümmungseinflusses der Stromlinie. Die Einflüsse von Drehzahl, Durchsatz, Eintrittsprofil (Drall, Druck, Temperatur), Reaktionsgrad, Arbeitsaufteilung und Ringraumgeometrie können ermittelt werden. Die aerodynamische Auslegung erfolgt nach dem radialen Gleichgewicht. Der Einfluß der Nachbargitter wird nach dem Wirbelscheibenverfahren berücksichtigt [Lin92]. Mit diesem Mehrschnittsprogramm können für jedes Turbinen-Gitter sämtliche thermodynamischen und aerodynamischen Parameter sowie die Stufen- und der Gesamtwirkungsgrad nach *Traupe* [Tra66] berechnet werden.

Mit Kenntnis der Geschwindigkeitsdreiecke und der Thermodynamik der ausgelegten Turbine werden nach zwei verschiedenen Methoden die Schaufelzahl und Profilierungsparameter im Mittelschnitt für jedes Gitter ermittelt.

Die berechneten Ringraum- und Gasdynamikdaten bilden die Grundlage für die Berechnungen der nachfolgenden Disziplinen. Insbesondere werden die Komponentengewichte entsprechend den in Kapitel 4.3 vorgestellten Verfahren ermittelt. Der Anwender erhält somit für eine Komponente mehrere geschätzte Gewichte und kann sich so besser ein Bild über das tatsächlich zu erwartende Gewicht machen.

Eine Übersicht über den gesamten, vereinfachten Berechnungsablauf im GTSDP-Turbokomponenten-Modul gibt Bild 2-8.

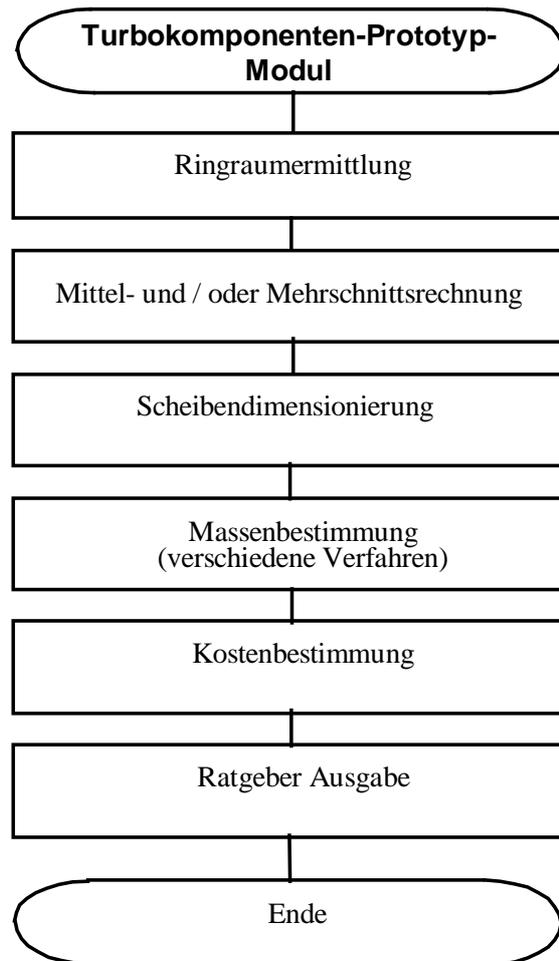


Bild 2-8: Vereinfachter Programmablauf im Turbokomponenten-Prototyp-Modul

Neben dem für die Turbokomponentenauslegung zuständigen Test-Modul sind im GTSDP-Prototyp auch ein Kanalmodul (Erzeugung des Kanalringraums), ein Brennkammermodul und ein sogenanntes „Overall“-Modul, das für die Gewichtsbestimmung des Gesamttriebwerks und für die provisorische graphische Ausgabe des Gesamttriebwerks zuständig ist, implementiert.

3. Arbeitsprozeßrechnung

3.1 Allgemeines

Für die EDV-gestützte Simulation des Leistungs- und Betriebsverhaltens von Gasturbinen stehen sogenannte Leistungssyntheseprogramme zur Verfügung. Leistungssyntheseprogramme berechnen das Leistungs- und Betriebsverhalten des Gesamtsystems „Triebwerk“ aus dem Zusammenspiel der einzelnen Triebwerkskomponenten. Zu den für die Leistungssynthese wichtigsten Triebwerkskomponenten gehören Einlauf, Verdichter, Kanäle, Brennkammer, Turbinen, Mischer, Düsen, unter Umständen auch Wärmetauscher und Nachbrenner. Das physikalische Verhalten der Komponenten wird durch eindimensionale analytische oder auch empirische Modelle beschrieben. Jede der Komponenten bewirkt eine Zustandsänderung des Fluids durch Wärme- bzw. Energiezu- oder -abfuhr oder durch Druckverluste, wie am Beispiel eines gemischten Turbofantriebwerks in Bild 3-1 gezeigt.

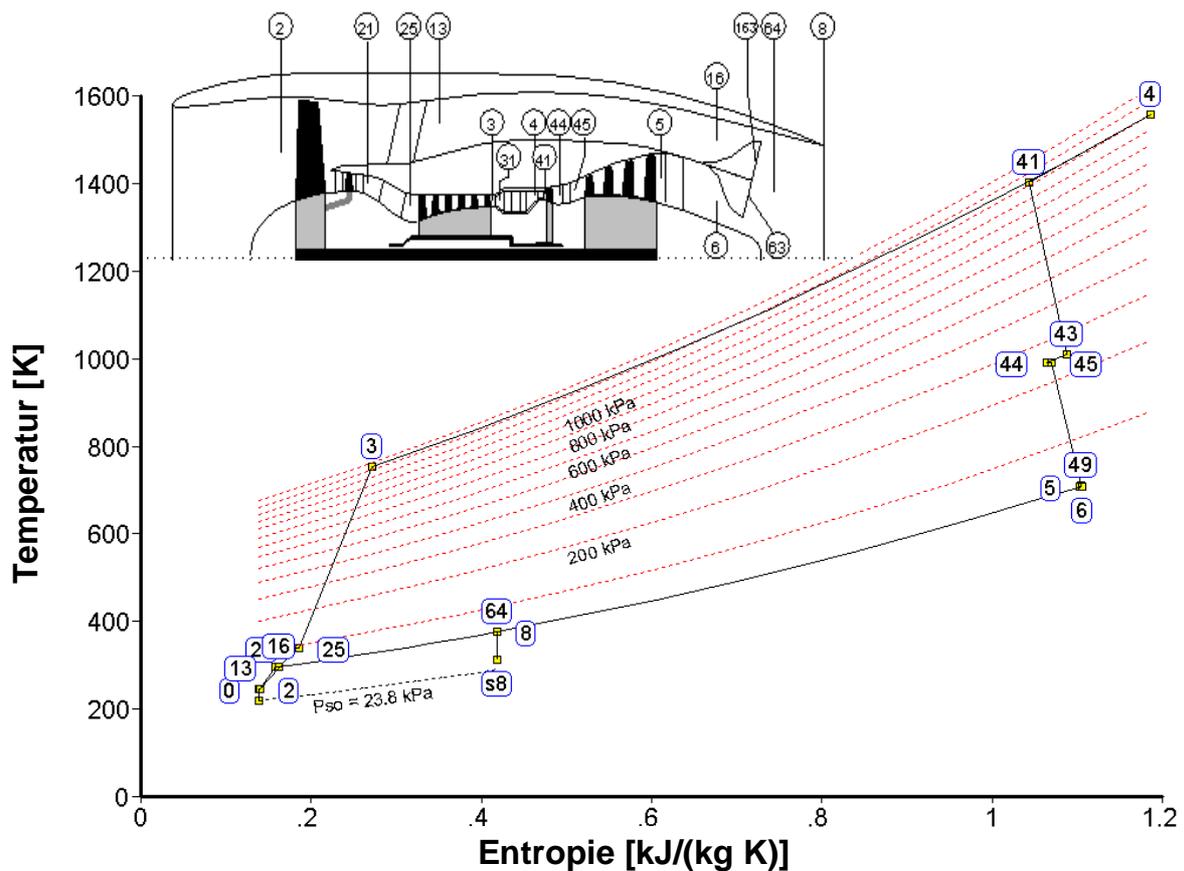


Bild 3-1: T-s-Diagramm eines gemischten Turbofantriebwerks

Das Fluid wird in der Regel als „halbideales Gas“ modelliert, d.h. die Berücksichtigung der spezifischen Wärme bzw. des Isentropenexponenten erfolgt als Funktion der Temperatur. In Sonderfällen kann auch mit Realgas gerechnet werden. Hierzu werden die Stoffgrößen mittels eines Unterprogramms z.B. nach [Gor98] in jeder Ebene ermittelt.

Das Zusammenwirken der Komponenten wird über Verträglichkeitsbedingungen an den Komponentenein- und -ausgängen (Leistungsgleichgewicht, Massenerhaltung, Energieerhaltung) gesteuert.

Zu unterscheiden sind Leistungssyntheseprogramme, in denen bestimmte Antriebskonfigurationen, wie Einwellen-Einstrom- und Zweiwellen-Zweistrom-Strahltriebwerke (gemischt und ungemischt), bereits fest vorgegeben sind (z.B. GASTURB [Kur98a]) und modulare Programme, mit denen beliebige Konfigurationen auch heute noch nicht existierender Triebwerke simuliert werden können (z.B. [Fis75], [Fis80], [Ric82a], [Ric82b], [Mug82], [Kur92]). Hier entspricht jedem Triebwerksmodul in der Regel auch direkt ein Modul im Rechenprogramm. So gibt es Verdichtermodule, Brennkammermodule, Turbinenmodule, Nachbrennermodule, Düsenmodule u.v.m. Alle Module haben genormte Schnittstellen, an denen sie in jeder sinnvollen Reihenfolge zusammengefügt werden können. In Bild 3-2 ist beispielsweise die Konfiguration eines in Bild 3-3 im Blockschaltbild dargestellten Turbofan-Triebwerks abgebildet.

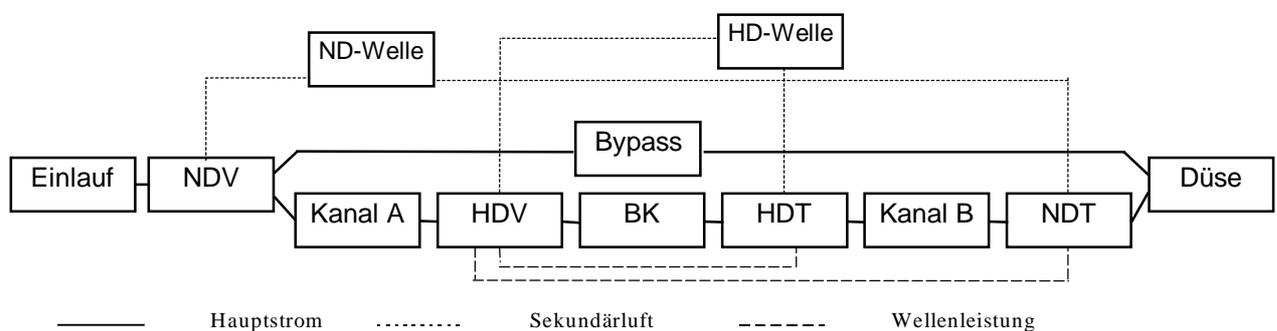


Bild 3-2: Turbofan Leistungssynthese-Konfiguration

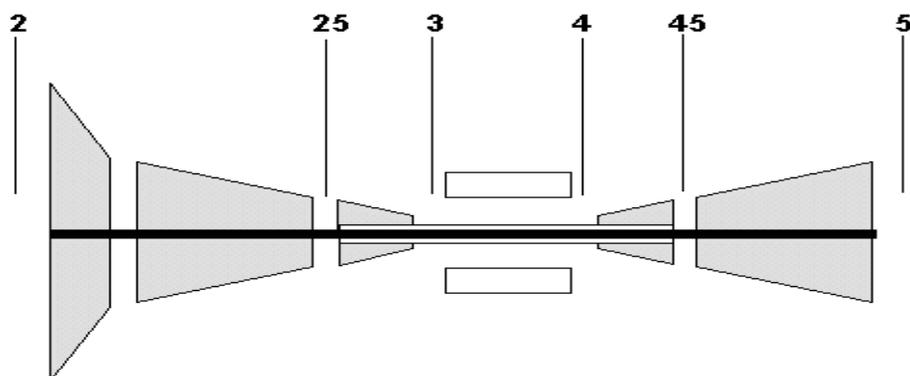


Bild 3-3: Blockschaltbild des Turbofan-Triebwerks

3.2 Stationäre Leistungssynthese

Bei der Leistungssynthese unterscheidet man zwischen dem Auslegungspunkt einer Rechnung, in der Regel der Vollastpunkt des Triebwerks, und Teillastpunkten. Im Auslegungspunkt wird der Arbeitsprozeß des Triebwerks durch Vorgabe der einzelnen Komponentenparameter so festgelegt, daß alle systemseitigen Randbedingungen wie Schubforderungen, zulässiger spezifischer Brennstoffverbrauch, Lärmforderungen, Emissionsforderungen und geometrische Randbedingungen, wie zum Beispiel maximal zulässige Fandurchmesser, erfüllt werden (siehe z.B. [Sch94]). Zu den wichtigsten Parametern zählen der Triebwerksdurchsatz, die Verdichterdruckverhältnisse, das Nebenstromverhältnis und die Turbineneintrittstemperatur. Mit der Festlegung der Auslegungsparameter ergeben sich unter Annahme von Auslegungsmach-Zahlen durchströmte Querschnitte, die bei den sich in der Regel anschließenden Teillastrechnungen beibehalten werden.

Da die meisten Komponentencharakteristiken heute noch nicht ausreichend genau und nur bei unakzeptabler Rechenzeit analytisch bestimmt werden können, verwendet man bei der Teillastrechnung Komponentenkenfelder, von deren Güte die Qualität der Rechnung abhängt. Derartige Komponentenkenfelder, die durch Messung oder auch durch aufwendige Rechnungen ermittelt werden, besitzen den Vorteil, daß durch deren Anwendung mehrdimensionale Effekte in die Arbeitsprozeßsynthese Eingang finden können. Für Verdichter wird in den Komponentenkenfeldern beispielsweise der Zusammenhang zwischen Verdichterdruckverhältnis, aerodynamischer Drehzahl, Wirkungsgrad und korrigiertem Durchsatz tabelliert [Mün77]. Bild 3-4 zeigt exemplarisch die Betriebslinie im Hochdruckverdichterkennfeld eines Turbofantriebwerks.

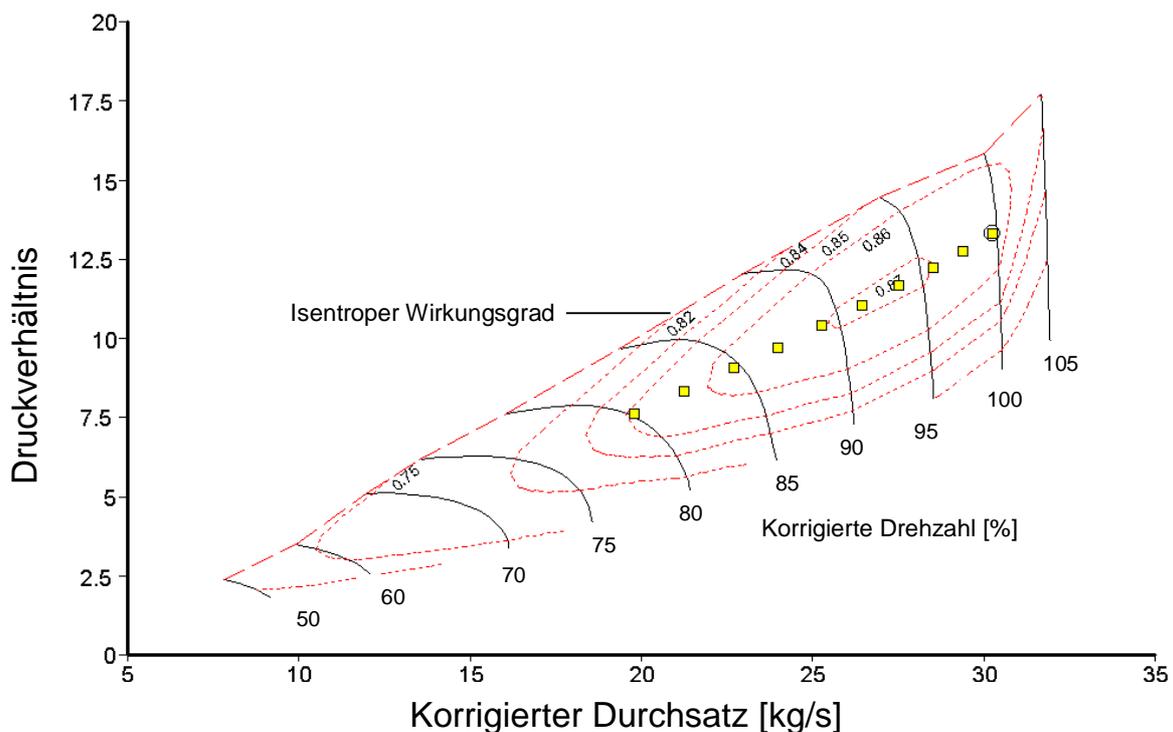


Bild 3-4: Verdichterkennfeld mit typischer Betriebslinie (Vollast – Teillast; MCL, Ma 0,8)

Aus der Verwendung von Komponentenkennefeldern folgt die Notwendigkeit, Teillast-Betriebspunkte iterativ zu bestimmen. So kann sich aus den aus den Komponentenkennefeldern ermittelten Massendurchsätzen im Nieder- und Hochdruckverdichter eine Differenz („Fehler“) ergeben, die zum Beispiel durch die iterative Anpassung von Verdichter-Drehzahl und Beta-Wert zu Null reduziert wird. Unter „Beta-Wert“ wird hierbei eine Hilfskoordinate verstanden, die zusammen mit der Drehzahllinie die Lage eines Betriebspunkts in einem Verdichterkennefeld bestimmt [Kur93]. Die Einführung von Beta-Linien ist notwendig, um auch im Bereich senkrechter Drehzahllinien eindeutige Werte für Durchsatz, Druckverhältnis und Wirkungsgrad zu erhalten.

Ergänzt man ein reines Leistungssyntheseprogramm mit den Angaben typischer Mach-Zahlen am Ein- und Austritt der jeweiligen Komponente, so lassen sich bereits erste Abmessungen der Komponenten ermitteln. Zusätzlich können in den Modulen Komponenten-Auslegungsroutinen implementiert werden. Beispiele für derartige Routinen sind die Turbinenauslegung nach *Glassman* [Gla72] und zugehörig die Turbinenkühlluftauslegung nach *Gaunter* [Gau80]. So lassen sich bereits erste Aussagen z.B. über die Gasdynamik gewinnen.

Im Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP bildet die Arbeitsprozeßrechnung die Grundlage für alle weiteren Disziplinen. Mit ihrer Hilfe werden alle thermodynamischen Größen (Drücke, Temperaturen, Durchsätze) an den Komponentenein- und -austritten ermittelt und zur Verarbeitung in weiteren Disziplinen bereitgestellt.

Gängige Methode zur Wahl eines geeigneten Kreisprozesses ist die Parameterstudie. Hier werden wesentliche Einflußgrößen, wie Nebenstromverhältnis, Turbineneintrittstemperatur und Gesamtdruckverhältnis, variiert, um unter Berücksichtigung verschiedener Nebenbedingungen (z. B. Temperaturlimits) einen optimalen Kreisprozeß zu finden. Ein Beispiel einer derartigen Parameterstudie ist in Kapitel 5.2.1 dargestellt.

3.3 Instationäre Leistungsrechnung

Gasturbinen stellen an die Zeitabhängigkeit der Laständerung bestimmte Anforderungen. So werden z.B. schnelle Laständerungen verlangt, um die Flugsicherheit bei Start und Landung zu gewährleisten. Mit dem Betriebsbereich, in dem sich die thermodynamischen Parameter in Abhängigkeit von der Zeit ändern, befassen sich vollständige Leistungssynthesemodelle, die neben der stationären Leistungsrechnung auch die instationäre Leistungsrechnung erlauben [Ric82a], [Ric82b], [Cra99].

Während im stationären Fall bei Vorgabe eines Brennstoffdurchsatzes das Leistungsgleichgewicht zwischen Verdichter und Turbine erfüllt ist, trifft dies für den instationären Fall nicht mehr zu. Der wesentliche Unterschied zu stationären Rechnungen besteht in der zusätzlichen Berücksichtigung von Trägheitsmomenten in den Leistungsgleichgewichten. Trägheitsmomente bewirken, daß z.B. instationär eine zusätzliche Leistung zur Beschleunigung der Gasturbine aufgebracht werden muß.

Zur korrekten Modellierung müssen

- Wärmeübertragung,
- die Dynamik von Volumen und
- variable Spalte,
- Verzögerungen in den Brennkammerinjektoren,
- Verzögerungen in den hydromechanischen Komponenten des Triebwerkreglers

berücksichtigt werden:

Wärmeübertragung

Im Gegensatz zum stationären Betrieb, in dem ein zu vernachlässigender Wärmeaustausch zwischen Fluid und Struktur stattfindet, können Wärmeflüsse während des instationären Betriebs für genaue Rechnungen nicht vernachlässigt werden. So wird nach [Wal98] bei der Beschleunigung von Leerlauf nach Vollast typischerweise 30 % der Überschußenergie des Brennstoffs von der Struktur des Antriebs absorbiert.

Volumen-Dynamik

Während im stationären Zustand der in eine Komponente fließende Massenstrom gleich groß ist, wie der sie verlassende, kann sich im instationären Zustand aufgrund einer zeitlich abhängigen Dichteänderung insbesondere in voluminösen Komponenten, wie zum Beispiel Brennkammer und Kanälen, Masse ansammeln.

Variable Spalte

Bei einer Beschleunigung und damit verbundenen Aufheizung des Triebwerks dehnen sich Gehäuse schneller aus, als Scheiben. Dies führt dazu, daß Spalte sich zeitweise vergrößern. Bei Verzögerungen tritt der entgegengesetzte Effekt auf; Schaufeln streifen eventuell an. Vergrößerte Spalte bewirken eine Verringerung des Pumpgrenzabstands.

Möglichkeiten der genauen Modellierung zeigt z.B. [Fio93] auf.

Das instationäre Betriebsverhalten von Gasturbinen ermittelt man, indem man Zeitintervalle einführt. In jedem dieser Zeitintervalle werden alle thermodynamischen Größen ermittelt und das zugehörige Leistungsgleichgewicht für alle Wellen bestimmt. Durch Integration der Beschleunigungsleistung erhält man die Änderung der Wellendrehzahlen [Wal98].

Neben den Regelgrenzen der stationären Leistungssynthese werden weitere für den instationären Betrieb benötigt: zulässige Beschleunigungen und Verzögerungen, minimale und maximale Brennstoffdurchsätze.

Während des instationären Betriebs weicht die Betriebslinie in den Verdichtern beträchtlich von der stationären ab. So liegt sie z.B. für den Hochdruckverdichter von Turbojets und Turbofans über der stationären, Bild 3-5.

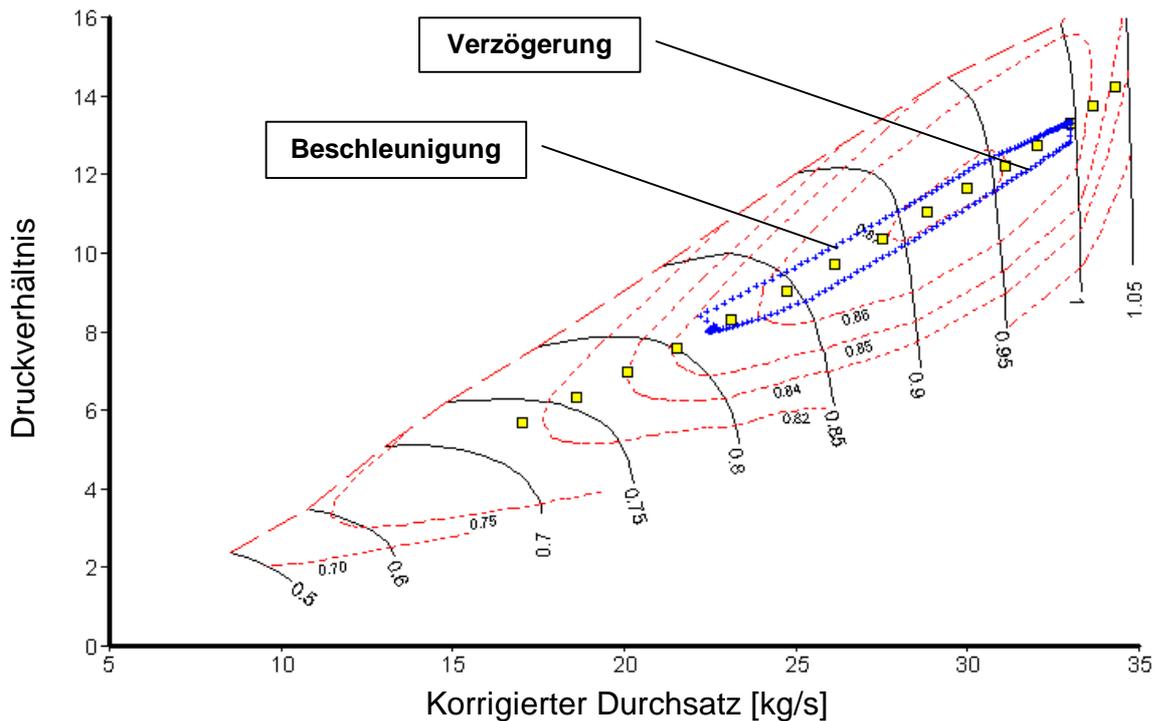


Bild 3-5: Betriebslinie im Hochdruckverdichterkennfeld während einer Verzögerung und Beschleunigung (Vollast – Teillast – Vollast; MCL, Ma 0,8)

Unter der Annahme einer kritischen Hochdruckturbine bleibt der reduzierte Eintrittsdurchsatz der Hochdruckturbine konstant. Erhöht man den Brennstoffdurchsatz, so steigt die Turbineneintrittstemperatur zunächst sofort, die Hochdruckverdichterdrehzahl jedoch wird sich wegen der Massenträgheit zuerst nicht ändern. Die Folge ist ein Ansteigen des Drucks im Hochdruckverdichter entlang einer konstanten Drehzahllinie. Erhält man die Erhöhung des Brennstoffdurchsatzes aufrecht, so beschleunigt die Hochdruckwelle und die Arbeitslinie verläuft ungefähr parallel zur stationären, siehe Bild 3-5.

4. Weitere Disziplinen des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

Die Vorauslegung eines Triebwerks mit Hilfe eines Programmsystems hat zum Ziel, alle wesentlichen Parameter des Triebwerks zu berechnen und somit eine Bewertung der Güte der Auslegung durch den Projektierenden zu gestatten. Um dies zu gewährleisten, müssen die wesentlichen Disziplinen in einem Rechenlauf bearbeitet werden.

In der ersten Ausbaustufe des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms wurden neben dem Arbeitsprozeßsyntheseprogramm insbesondere schnelle Verfahren zur Berechnung der Komponenten-Gasdynamik, erster Gewichte und Kosten implementiert.

Die Verfahren sollen in der ersten Ausbauphase des Programmsystems in der Regel weniger dazu dienen, das absolute Niveau eines Ergebnisparameters zu ermitteln, als vielmehr einen Vergleich verschiedener Antriebs-Konzepte unter der Annahme desselben Technologiestands zu gestatten. Zu Beginn einer neuen Studie legt man im ersten Schritt die Hauptparameter des Arbeitsprozesses fest, im zweiten Schritt den dazugehörigen Ringraum und Komponentenstufenzahlen. Mit dem Ringraum können bereits Mittelschnittsrechnungen durchgeführt werden, die Aussagen über die Belastung und das Wirkungsgradniveau der Komponenten zulassen. Um auch Festigkeitsaspekte, Gewichte und Kosten noch ausreichend genau ermitteln zu können, müssen die genannten vorangestellten Disziplinen entsprechend genau bearbeitet werden. Dies führt dazu, daß Thermo- und Gasdynamik bereits in der ersten GTSDP-Ausbaustufe auch mit tiefer gehenden Verfahren beleuchtet werden können, die daran anschließenden Disziplinen Festigkeit und Gewichtsermittlung jedoch im ersten Schritt eher mit relativ groben Verfahren durchgeführt werden. Die festigkeitsmäßige Scheibenauslegung kann z.B. mit einem einfachen Programm nach [Sey74] berechnet werden. Es gestattet die Nachrechnung gegebener Scheiben und ermittelt neben signifikanten Spannungen entlang des radialen Scheibenverlaufs auch die Berstdrehzahl sowie ein Scheibengewicht. Ist die Geometrie nicht gegeben, so wird, ausgehend von einer parametrisierten Scheibenform, die Geometrie optimal für die zugehörige Randlast bestimmt.

Bereits in der Vorauslegungsphase ist die Lebensdauerbestimmung von großer Bedeutung. *Cyrus* [Cyr86] und andere schlagen demzufolge vor, die am häufigsten an Fehlerfällen beteiligten Komponenten, d.h. die Turbokomponenten und die Brennkammer, zumindest mit den bereits in der Vorauslegung relativ einfach bestimmbareren Schadensmechanismen mit in die Lebensdauerberechnungen einzubeziehen, nämlich die Zeitfestigkeit, die Bruchfestigkeit und die Kriechfestigkeit sowie Oxidation und Korrosion.

Die Kunst der projektmäßigen Turbotriebwerksauslegung besteht in der richtigen Anwendung der einzelnen Modelle. Es hat sich dabei bewährt, für wesentliche zu bestimmende Größen mehrere, voneinander unabhängige Modelle zu verwenden. Einerseits können dadurch eher potentielle Fehler während der Erstellungsphase des Programmsystems schon frühzeitig lokalisiert werden, andererseits weist ein Abweichen verschiedener Verfahren voneinander bei extremen Auslegungen den Anwender darauf hin, die Sinnfälligkeit der automatischen Auslegung sorgfältig zu überprüfen.

Die wesentlichen in einem Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm wie GTSDP zu bearbeitenden Disziplinen werden im folgenden kurz beschrieben.

4.1 Automatisierte Ringraumgenerierung

Den ersten Schritt zur Geometrieerzeugung bildet die Ringraumauslegung. Zu diesem Zweck wurde eigens ein Programm erstellt, das projektmäßige Ringraumgeometrien für Turbokomponenten zur Verfügung stellt und damit eine zentrale Schnittstelle zur Leistungssyntheserechnung einerseits und zu den Gasdynamik- und Festigkeitsprogrammen andererseits darstellt.

Die Kennwerte zur ersten Ringraumgenerierung können mit dem Ringraumgenerierungsprogramm aufgrund einer Wissensbasis, wie im folgenden näher beschrieben, automatisch erstellt werden und sofort als Ausgangsbasis für eine Feinauslegung oder Optimierung dienen.

Die automatisierte Vorauslegung ist an existierenden Komponenten orientiert und gewährleistet so, daß die erste Auslegung bereits eine vernünftige Lösung darstellt. Realisiert wird dies z.B. dadurch, daß bei automatisierter Auslegung alle wesentlichen Auslegungsparameter anhand von Statistiken gewählt werden. Auch die Triebwerksgondel kann automatisiert und angepaßt an die Triebwerkskomponenten mit einem entsprechenden, im Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP implementierten Gondelauslegungsprogramm, z.B. nach [Bra96] ausgelegt werden.

Das Ringraumgenerierungsprogramm gestattet die Berechnung von Turbokomponenten (Ringraum und Gasdynamik)

- 1.) in Voreinstellung (vollständig programmerzeugt),
- 2.) teilweise durch Vorgaben des Anwenders gesteuert oder
- 3.) vollständig durch Vorgaben des Anwenders gesteuert.

Die Wahlmöglichkeit wird durch „Schalter“ realisiert. Hierunter werden vom Anwender vorzugebende Parameter verstanden, die je nach gewähltem Wert verschiedene Rechenwege ansteuern. Wesentliche Eingabegrößen sind - soweit möglich - dimensionslos vorzugeben.

Die thermodynamischen Größen an Komponentenein- und -austritt werden aus der Leistungssynthese übernommen.

Im Gegensatz zu den in der Thermodynamik üblichen Ebenen an Komponentenein- und -austritt fordert ein geometrischer Ringraum auch Schnittstellen „senkrecht“ zur Strömungsrichtung.

Neben der reinen Ringraumgenerierung bereitet das Ringraumgenerierungsprogramm auch sich anschließende Gasdynamikrechnungen vor.

Im Ringraumgenerierungsprogramm werden der Reihe nach folgende Aktionen durchgeführt:

1.) Bestimmung der Komponentenstufenzahl

Die Komponentenstufenzahl kann vom Anwender vorgegeben werden, oder sie wird - in Abhängigkeit von der Komponentenart - automatisch bestimmt:

Verdichter:

Die Stufenzahl wird aus dem mittleren Stufendruckverhältnis berechnet.

Dieses kann vom Anwender vorgegeben werden oder es wird entsprechend Tabelle 4-1 automatisch bestimmt [Hag82], [CFM87].

NDV	schnellaufender NDV	HDV
1,20	1,35	1,35

Tabelle 4-1: Mittlere Stufendruckverhältnisse zur Bestimmung der Verdichterstufenzahl

Hochdruckturbine:

Es wird eine einstufige Hochdruckturbine gewählt, sofern der vom Anwender vorgebbare Vergleichswert der spezifischen Arbeit h/T_i (Voreinstellung: 330 J/kgK) nicht überschritten wird; sonst wird eine zweistufige Hochdruckturbine angenommen.

Niederdruckturbine:

Die Stufenzahl der Niederdruckturbine wird in Abhängigkeit von deren Druckverhältnis aus Erfahrungswerten bestimmt.

2.) Bestimmung der Stufendruckverhältnisse bzw. Stufenenthalpien

Die Stufendruckverhältnisse bei Verdichtern oder die Stufenenthalpiedifferenzen pro Stufe bei Turbinen können vom Anwender vorgegeben oder automatisch bestimmt werden. Es wird in Abhängigkeit von der Komponentenart eine auf Statistiken beruhende Verteilung vorgegeben.

3.) Bestimmung der Stufenwirkungsgrade

Die Stufenwirkungsgrade können vom Anwender vorgegeben oder automatisch bestimmt werden. Hierbei wird ein konstanter isentroper Stufenwirkungsgrad zugrunde gelegt.

4.) Bestimmung der Schaufelverjüngung (Taper-Ratio)

Die Schaufelverjüngung (Verhältnis der axialen Breiten an Blattspitze und -fuß) kann für jedes Gitter vom Anwender vorgegeben oder automatisch bestimmt werden. In letzterem Fall wird nach [Kle78] eine konstante Verjüngung von $TR=1,0$ für jedes Gitter angenommen.

5.) Bestimmung der axialen Schaufelstreckung (Aspect-Ratio)

Die axiale Schaufelstreckung, unter der das Verhältnis der Schaufelhöhe zur axialen Schaufelbreite verstanden wird, kann (sofern nicht die Gesamtgeometrie vorgegeben wird) für jedes Gitter vom Anwender vorgegeben oder z.B. nach [Kle78] automatisch bestimmt werden. Danach wird eine lineare Änderung der Streckung zwischen erstem und letztem Gitter (s. Tabelle 4-2) angenommen.

	Fan	Verdichter	HDT	NDT
Schaufelstreckung Komponenteneintritt	4,00	3,00	2,00	3,00
Schaufelstreckung Komponentenausstritt	3,00	1,50	2,00	3,00

Tabelle 4-2: Axiale Schaufelstreckung nach [Kle78]

6.) Bestimmung des Verhältnisses Gitter- / Schaufelbreite

Das Verhältnis Gitter- zu Schaufelbreite kann für jedes Gitter vom Anwender vorgegeben oder z.B. nach [Kle78] automatisch bestimmt werden.

7.) Bestimmung der Blockage-Faktoren

Zur Berücksichtigung des Grenzschichtinflusses werden sogenannte Blockage-Faktoren eingeführt. Man geht davon aus, daß die realen Verhältnisse eines Geschwindigkeitsanstiegs in der Grenzschicht von Null an der Wand (Haftbedingung) auf den Wert der ungestörten Strömung durch ein Verdrängungsmodell abgebildet werden können. Dabei wird vom geometrischen Ringraum eine Zone, in der die angenommene Strömungsgeschwindigkeit Null herrscht, abgezogen. Im verbleibenden effektiven Ringraum wird eine mittlere, über den Querschnitt konstante Geschwindigkeit angenommen. Über die Wand-Blockage-Faktoren B

$$(4.1) \quad B = A_{\text{geo}} / A_{\text{eff}} - 1$$

kann aus der geometrischen Fläche A_{geo} die effektive Fläche A_{eff} ermittelt werden. Die Blockage-Faktoren können für jedes Gitter vom Anwender vorgegeben oder

automatisch bestimmt werden. Hierbei wird ausgehend von einem vom Anwender vorgegebenden Startwert (Voreinstellung 0,000) für jede Stufe ein konstanter Wert von 0,002 addiert. Innerhalb einer Stufe bleibt der Blockage-Faktor über den Rotor konstant, über den Stator wird eine lineare Erhöhung angenommen.

8.) Bestimmung der Nabenverhältnisse

Die Nabenverhältnisse an Komponentenein- und -austritt können vom Anwender vorgegeben werden oder entsprechend Tabelle 4-3 gemäß einer Statistik automatisch bestimmt werden.

	Fan	NDV	schnellaufender NDV	HDV	HDT	NDT
Nabenverhältnis Eintritt	0,4	0,80	0,80	-	-	-
Nabenverhältnis Austritt	-	-	-	0,91	0,83	0,50

Tabelle 4-3: Programmseitig vorgegebene Nabenverhältnisse an Komponentenein- und -austritt

9.) Bestimmung der axialen Geschwindigkeiten am Stufeneintritt

Die axialen Geschwindigkeiten am Stufeneintritt jeder Stufe können vom Anwender vorgegeben werden oder werden automatisch bestimmt. Dabei wird eine lineare Änderung der aus der Leistungssynthese bekannten Geschwindigkeiten zwischen Komponentenein- und -austritt angenommen.

10.) Bestimmung von Durchsatz, Druckverhältnis, Temperatur und Enthalpie am Stufeneintritt

11.) Bestimmung der effektiven Flächen am Stufeneintritt

12.) Bestimmung der Ringraum-Kontur-Radien

Der Anwender hat folgende Möglichkeiten zur Beschreibung der Ringraumkontur:

- Außenradius konstant,
- Mittelschnittsradius konstant,
- Innenradius konstant,
- Geometrie vom Anwender vorgegeben (r_i, r_a, Z),
- Geometrie vom Anwender vorgegeben (r_m, A_m, Z).

Voreinstellung für alle Komponenten ist „Mittelschnittsradius konstant“.

Die Option „Geometrie vom Anwender vorgegeben (r_m, A_m, Z)“ ist zur automatisierten Optimierung des Ringraums gedacht, die ersten drei Optionen dienen zur Er-

zeugung eines geeigneten Start-Ringraums, der vom Anwender weiter bearbeitet werden kann.

13.) Bestimmung der axialen Positionen der Eintrittsflächen

14.) Vorbelegung der Gasdynamikprogramm-Eingabegrößen

Besonderes Augenmerk wurde auf die Konsistenz der Vorgaben für die einzelnen Gasdynamik-Verfahren gelegt. Sofern nicht vom Anwender vorgegeben, werden wesentliche Parameter, wie radiale Spalte, Verlustbeiwerte, Minderumlenkung, Deviationswinkel etc. für anschließende Gasdynamikrechnungen mit weiterführenden Programmen, z.B. für die Mittel- und Mehrschnittsrechnung, konsistent vorbelegt.

15.) Start der Mittelschnittsrechnung

Entsprechend der Komponentenart werden die Eingabedatensätze für die Mittelschnittsprogramme erzeugt und ausgegeben. Anschließend erfolgt in Abhängigkeit von der entsprechenden Schalterstellung der Programmstart (siehe auch Kapitel 4.2).

16.) Bestimmung der Schaufelzahlen

Es kann sowohl wahlweise die Schaufelzahl oder das Teilungsverhältnis vom Anwender vorgegeben werden oder die Schaufelzahl wird mittels einer Statistik automatisch bestimmt.

Für Turbinen wird die Schaufelzahl anhand optimaler Teilungsverhältnisse in Abhängigkeit von den Strömungswinkeln ermittelt.

17.) Bestimmung der Schaufelkoordinaten

18.) Erzeugung der Eingabedatei für das Mehrschnittsprogramm

19.) Bestimmung der Schaufelmassen und der Randlast

Die Bestimmung der Schaufelmassen erfolgt z.B. nach [Ona79a] (Kapitel 4.3.3).

20.) Abspeichern der Ringraumdaten auf das Ringrauminterface

Bild 4-1 zeigt den für alle Komponentenarten gleichen Aufbau eines projektmäßig erzeugten Ringraums mit wesentlichen Bezeichnungen. In Bild 4-1 dargestellt ist ein Verdichter mit Vorleitrad (VLR). Besitzt der berechnete Verdichter kein Vorleitrad, so wird $R_i(1)$, $R_a(1)$, $A_{r_{ax}}(1)$ usw. nicht berechnet, der Index der ersten Ebene, d.h. des Komponenteneintritts, ist dann 2. Im Falle einer Turbine bezeichnet Index 1 den Eintritt in den ersten Stator.

4.2 Mittel- und Mehrschnittsrechnung

Mittelschnittsverfahren benötigen aufgrund ihrer Eindimensionalität nur relativ kurze Rechenzeiten und bilden daher den ersten Schritt zur Berechnung der Komponentengasdynamik im Auslegungspunkt. Um jedoch die Beschauung einer Turbokomponente auslegen zu können, ist die Kenntnis der Geschwindigkeitsdreiecke für jedes Gitter entlang des Radius notwendig. Diese Geschwindigkeitsdreiecke werden durch eine Mehrschnittsrechnung ermittelt, der in der Regel eine Mittelschnittsrechnung zur ersten Beurteilung der gasdynamischen Komponentenauslegung vorausgeht. Unter Mittelschnitt wird dabei nach *Cordes* [Cor63] der in Umfangsrichtung durch den Kanalquerschnitt einer Turbokomponente geführte Schnitt verstanden, dem charakteristische, den Betriebszustand der ganzen Maschine kennzeichnende Strömungsparameter zugeordnet werden können. In allgemeiner Form lässt sich der mittlere Radius r_m in der Form

$$(4.2) \quad r_m = ((r_a^n + r_i^n) / 2)^{1/n}$$

darstellen. Hieraus ergeben sich die Spezialfälle $n=1$ für den die Schaufellänge halbierenden Mittelradius und $n=2$ für den Radius, der den Strömungsquerschnitt in gleiche Flächen teilt. In der Regel wird die Mittelschnittsrechnung mit den mittleren Radien nach Formel (4.2) für $n=2$ durchgeführt.

4.2.1 Verdichter

Bei der aerodynamischen Auslegung der Verdichter im Auslegungspunkt beginnt man mit der Mittelschnittsrechnung. Auch wenn die endgültige gasdynamische Auslegung Mehrschnittsverfahren überlassen bleibt, so bilden die ermittelten An- und Abströmwinkel eine gute Grundlage zur Ermittlung erster überschlägiger Schaufelprofile, die zur Bestimmung von Randlasten benötigt werden [Hüt94]. Einen weiteren Punkt der gasdynamischen Auslegung kann die Kennfeldrechnung zur Nachrechnung des Teillastverhaltens bilden.

Die zu Beginn eines Auslegungsprozesses durchgeführte Leistungsrechnung liefert die Anforderungen zur Auslegung der Verdichter hinsichtlich Gesamtdruckverhältnis und Durchsatz und legt zudem die thermodynamischen Größen an Komponentenein- und -austritt fest. Daneben sind noch weitere Randbedingungen von Bedeutung, zum Beispiel der Mindest-Pumpgrenzenabstand, gasdynamische und mechanische Belastungsgrenzen und konstruktionsbedingte Grenzen [Gri81].

Mittelschnittsprogramme arbeiten mit einigen vereinfachenden Annahmen:

- Stationäre Strömung, d.h. Strömungs- und Zustandsgrößen sind zeitunabhängig,
- adiabate Strömung - kein Wärmeübergang von Fluid zur Geometrie,
- axialsymmetrische, eindimensionale Strömung, d.h. die Strömung wird als konstant über die Kanalhöhe angenommen,
- Radialkomponenten der Geschwindigkeiten werden nicht berücksichtigt,
- Strömungs- und Zustandsgrößen werden entsprechend der Duct-Flow-Methode in den Axialspalten bestimmt. Das Fluid wird als ideales Gas betrachtet, d.h. die Wärmekapazität ist nur von der Temperatur abhängig.

Eine erste nachzurechnende Geometrie (Bild 4-1) wird entsprechend den in Kapitel 4.1 geschilderten Methoden generiert und bildet die geometrischen Randbedingungen der Auslegungsaufgabe. Wurde die automatische Ringraumauslegung gewählt, so wird der Verdichter mit konstantem mittleren Radius entsprechend der Definition nach (4.2) für $n=2$

$$(4.3) \quad r_m = \sqrt{((r_a^2 + r_i^2) / 2)}$$

ausgeführt. In diesem Fall lassen sich die Strömungsverhältnisse mit sogenannten ebenen Geschwindigkeitsdreiecken, mit denen die Strömung in Absolut- und Relativsystem vektoriell dargestellt wird, in erster Näherung gut abbilden. Das ebene Geschwindigkeitsdreieck liegt dabei in einer Ebene parallel zur Verdichterachse. Ein typisches ebenes Geschwindigkeitsdreieck einer Verdichterstufe ist in Bild 4-2 dargestellt.

Unter den genannten Vereinfachungen berechnet sich die in einer Verdichterstufe umgesetzte Energie nach der Eulerschen Turbomaschinen-Gleichung

$$(4.4) \quad \Delta h_{t,St} = U_2 C_{u2} - U_1 C_{u1}$$

Bei der im Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP verwirklichten Auslegungsaufgabe ist dabei die Stufenenthalpieerhöhung über das angestrebte Stufen-druckverhältnis vorgegeben.

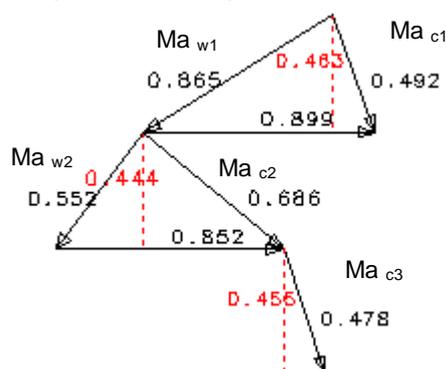


Bild 4-2: Geschwindigkeitsdreiecke einer Verdichterstufe

Eine Aussage über die Aufteilung der Energie auf Rotor und Stator macht der sogenannte Reaktionsgrad r

$$(4.5) \quad r = \Delta h_{\text{Rotor}} / \Delta h_{\text{t,St}} ,$$

der das Verhältnis von statischer Enthalpieerhöhung im Laufrad zu totaler, isentroper Enthalpieerhöhung der Stufe angibt. Bei inkompressibler Strömung ist dies gleichbedeutend mit dem Verhältnis der statischen Druckerhöhung im Rotor zur Gesamtdruckerhöhung der Stufe.

Die Leistungsfähigkeit von Verdichterstufen geben dimensionslose Kennzahlen an, zum Beispiel:

- die Durchsatz- oder auch Lieferzahl ϕ als relatives Maß für Durchsatz bzw. Strömungsgeschwindigkeit,

$$(4.6) \quad \phi = c_{ax} / u$$

- die Leistungszahl ψ als relatives Maß für die Energieumsetzung,

$$(4.7) \quad \psi = \Delta h_{\text{t,St}} / (u^2 / 2)$$

- die Druckziffer, analog zur Leistungszahl, jedoch mit isentropen Stufengrößen,

$$(4.8) \quad \psi_{is} = \Delta h_{\text{t,St,is}} / (u^2 / 2) .$$

Da sich die reale Verdichterströmung nicht isentrop verhält, sind entsprechend Verluste anzusetzen. Als Maß für die Verluste werden ω -Verlustbeiwerte definiert, die das Verhältnis von Totaldruckverlusten zum Staudruck der Eintrittsebene angeben:

$$(4.9) \quad \omega = (p_{t2,id} - p_{t2}) / (p_{t1} - p_1)$$

Nach [Gri75] setzt sich der Verlustbeiwert ω_{ges} aus Profilverlusten (inkompressibler und kompressibler Anteil sowie Stoßverluste), Seitenwandreibungsverlusten, Sekundärverlusten und Spaltverlusten zusammen:

$$(4.10) \quad \omega_{ges} = \omega_{p,ink} + \omega_{p,kom} + \omega_{Stoß} + \omega_{Wand} + \omega_{Sek} + \omega_{Spalt}$$

Da die Strömungs- und Zustandsgrößen sowohl von der Eintritts- als auch von der Austrittsebene der Verdichterstufe zur Bestimmung der Verlustbeiwerte bekannt sein müssen, kann die Auslegungsaufgabe nur iterativ gelöst werden. Ausgehend von einem Startwert für die Verluste werden die Größen der Gitteraustrittsebene bestimmt. Damit ergibt sich ein neuer Verlustbeiwert. Die Durchrechnung wird solange

wiederholt, bis die Änderung des Verlustbeiwerts unterhalb eines vorzugebenden Grenzwerts liegt.

Als Rechenmodelle können Mittel- und Mehrschnittsverfahren verwendet werden. Während die lediglich in einem radialen Schnitt rechnenden Mittelschnittsverfahren ausschließlich nach der Duct-Flow-Methode arbeiten, kann in Mehrschnittsverfahren auch die Through-Flow-Methode Verwendung finden. Nach der Duct-Flow-Methode wird ausschließlich in den sogenannten Axialspalten, den Ebenen zwischen den Gittern, gerechnet, die Through-Flow-Methode erlaubt dagegen auch Aussagen hinsichtlich der Strömungsverhältnisse im beschauften Gitterkanal.

Die Ausgangsbasis für eine Mehrschnittsrechnung liefert das radiale Gleichgewicht. Dieses kann, je nach Anforderung an die Genauigkeit, als vereinfachte Differentialgleichung der Turbomaschinenströmung für inkompressible, reibungsfreie Strömung mit rein koaxialer Durchströmung modelliert werden:

$$(4.11) \quad 1/\rho * dp/dr = c_{ax} dc_{ax}/dr + c_u dc_u/dr + c_u^2/r$$

Legt man einen konstanten Totaldruck und konstante axiale Geschwindigkeit in radialer Richtung zugrunde, so ergibt sich aus Gleichung (4.11) durch Integration das Drallgesetz für Potentialwirbel

$$(4.12) \quad c_u * r = \text{const.} ,$$

das als Basis für die Berechnung der Verwindung von Verdichterschaufeln herangezogen werden kann. Setzt man voraus, daß sich die einzelnen Fluidteilchen, nur einem Zentrifugalfeld unterworfen, auf zylindrischen Stromröhren bewegen, so kann die Geschwindigkeitsverteilung in radialer Richtung und damit die Verwindung der Schaufeln nach dem allgemeinen Drallgesetz

$$(4.13) \quad c_u = k * R^n$$

mit den Sonderfällen

- n = -1: Potential-Wirbel-Gesetz
- n = 0: $c_u = \text{const.}$
- n = 1: Fest-Wirbel-Gesetz

berechnet werden, wobei k eine Konstante und n einen das Drallgesetz beschreibenden Exponenten charakterisiert [Mün72].

4.2.2 Turbine

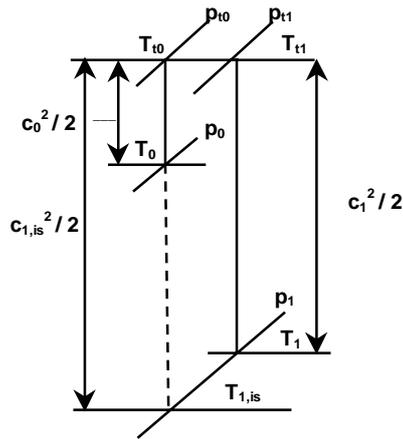
Ebenso wie bei den Verdichtern liefert die zu Beginn eines Auslegungsprozesses durchgeführte Leistungsrechnung die Anforderungen zur Auslegung der Turbinen. Sie legt die aufzubringende, notwendige Gesamtleistung und damit das nötige Expansionsverhältnis und den Durchsatz sowie die thermodynamischen Größen an Komponentenein- und -austritt fest. Eine erste und vorläufige nachzurechnende Geometrie (Bild 4-1) wird entsprechend den in Kapitel 4.1 geschilderten Methoden generiert und bildet die geometrischen Randbedingungen der Auslegungsaufgabe. Wurde die automatische Ringraumauslegung gewählt, so wird die Turbine mit konstantem mittleren Radius entsprechend der Definition nach Gleichung (4.3) ausgeführt.

Analog zum Verdichter liefern Mittelschnittsprogramme, z.B. nach [Gla72], sehr schnell erste Aussagen über das Belastungsniveau von Turbinen. Hierzu muß neben den in der Leistungssynthese ermittelten thermodynamischen Größen in der Eintrittsebene und dem Expansionsverhältnis auch die Drehzahl bekannt sein. Diese wird in der Regel durch die Verdichterauslegung festgelegt.

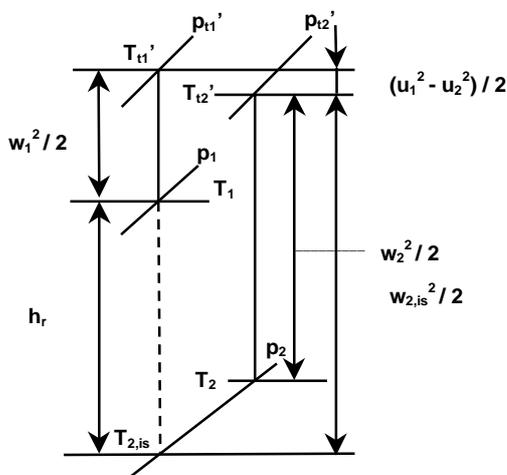
Analog zu Verdichtern geht man zur Berechnung von Turbinen ebenfalls von Geschwindigkeitsdreiecken und der Eulerschen Turbomaschinengleichung

$$(4.14) \quad \Delta h_{t,St} = u_1 c_{u1} - u_2 c_{u2}$$

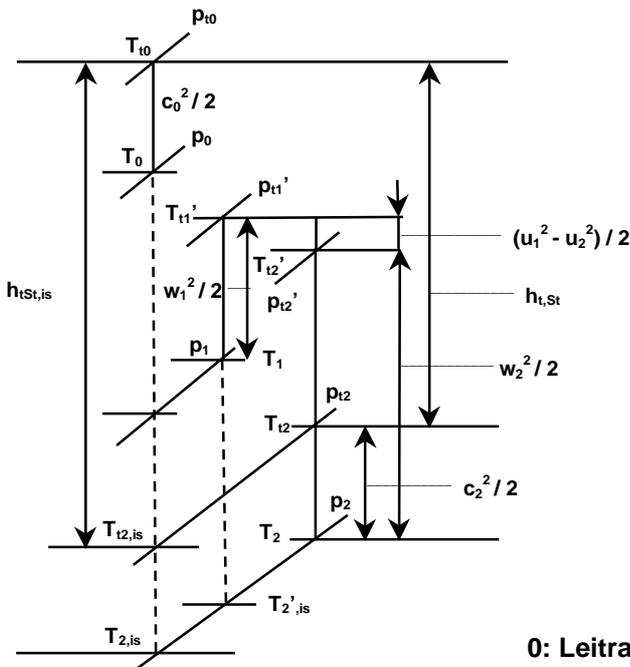
aus. Das h-s-Diagramm eines Stufenverbands aus Leitrad und Laufrad ist in Bild 4-3 dargestellt.



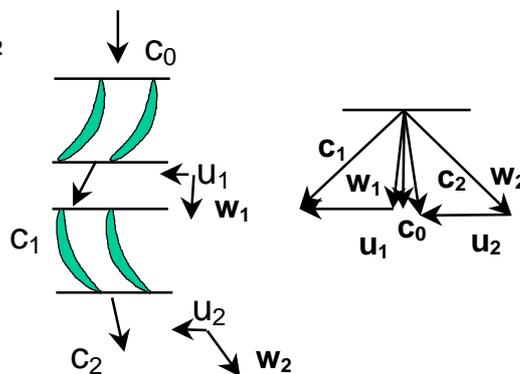
Leitrad
(Absolutsystem)
 $h_{t0} = h_0 + c_0^2 / 2 = h_1 + c_1^2 / 2 = h_{t1}$



Laufblad
(Relativsystem)
 $h_{t1}' = h_1 + w_1^2 / 2 = h_{t2}' + (u_1^2 - u_2^2) / 2 = h_2 + w_2^2 / 2 + (u_1^2 - u_2^2) / 2$



Stufenverband
 $h_{t,St} = (c_1^2 - c_2^2) / 2 + (u_1^2 - u_2^2) / 2 + (w_2^2 - w_1^2) / 2$



0: Leitrad Eintritt 1: Laufrad Eintritt 2: Laufrad Austritt

Bild 4-3: h-s-Diagramm einer ungekühlten Turbinenstufe

Als wesentliches Unterscheidungsmerkmal verschiedener Turbinenauslegungen kann der sogenannte Reaktionsgrad dienen. Er ist definiert als Quotient aus isentropem, statischen Enthalpiegefälle im Laufrad und isentropem Enthalpiegefälle der ganzen Stufe:

$$(4.15) \quad r = \Delta h_{\text{Rotor}} / \Delta h_{t,\text{St}}$$

In Bild 4-4 ist schematisch die Wirkung verschiedener Reaktionsgrade auf die Geschwindigkeitsdreiecke und die zugehörige Beschauelfelung zu sehen [Mün72].

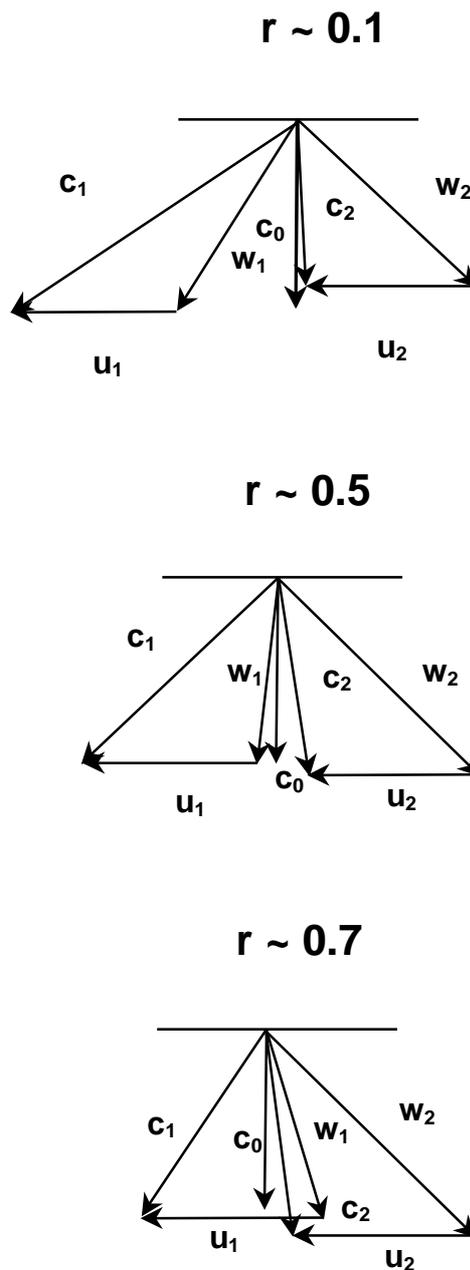


Bild 4-4: Auswirkung verschiedener Reaktionsgrade auf die Geschwindigkeitsdreiecke einer Axialturbine

Nach Cordes [Cor63] liegen die Reaktionsgrade im Mittelschnitt für Turbinen mit Nabenverhältnissen von $v = 0,6$ bis $0,8$ zwischen $0,4$ und $0,5$. Für vordere Stufen wählt man tendentiell eher kleinere Reaktionsgrade, um eine hohe Temperaturabsenkung im Leitrad realisieren zu können.

Entsprechend den Kennzahlen bei Verdichtern werden auch bei Turbinen die Lieferzahl (4.6) und die Leistungszahl (4.7) bei gleicher Definition benutzt. Mit ihnen läßt sich aus dem Belastungsdiagramm, auch Smith-Diagramm genannt, Bild 4-5, der Wirkungsgrad der Turbine grob abschätzen [Mün72], [Hag82].

Die im Rahmen einer Mehrschnittsrechnung ermittelte Verwindung der Turbinenschaufeln erfolgt vornehmlich nach dem Potentialwirbelgesetz [Mün72] (siehe Kap. 4.2.1).

Nach der Mittelschnittsrechnung, die Aufschluß über gasdynamische Belastung und grundlegende Arbeitsweise der Turbokomponente gibt und der Mehrschnittsrechnung, die die Strömungsbedingungen in allen radialen Schnitten klärt, bildet die Schaufelprofilierung den dritten großen Abschnitt im Entwurf der Turbokomponente. Ziel ist die Ermittlung des Schaufelprofils, das bei optimalem Wirkungsgrad die für die aus der Mehrschnittsrechnung ermittelten Geschwindigkeitsdreiecke erforderliche Umlenkung und Beschleunigung erreicht. Daneben soll sich die Schaufel durch eine hohe Festigkeit bei gleichzeitig geringem Gewicht und leichte Fertigbarkeit auszeichnen.

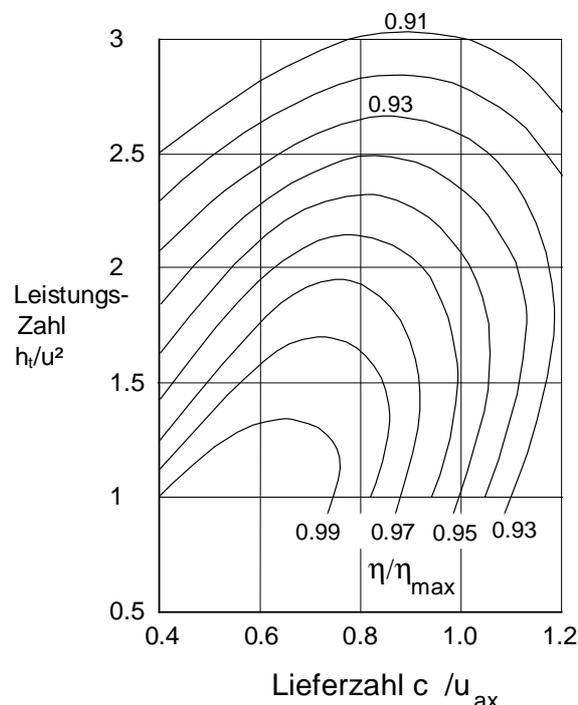


Bild 4-5: Turbinen-Belastungsdiagramm (Smith-Diagramm)

4.3 Gewichtsermittlung

4.3.1 Grundzüge der Gewichtsermittlung

Ein erhöhtes Triebwerksgewicht und damit Gesamtgewicht des Flugzeugs führt zu einem erhöhten Widerstand und letztlich zu einem erhöhten Missionsverbrauch. Es ist deshalb essentiell, schon bei Vorstudien den Einfluß des Antriebsgewichts bei der Wahl des Antriebskonzepts zu berücksichtigen. Dies geschieht in der Regel über die Umrechnung der Gewichtsdivergenz in eine Differenz im spezifischen Brennstoffverbrauch mittels eines Austauschfaktors, da eine Verschlechterung des spezifischen Brennstoffverbrauchs denselben Effekt wie eine Gewichtserhöhung hat.

Die Gewichtsbestimmung eines Turboantriebs in einer frühen Phase der Antriebsvorauslegung stellt eine schwierige Aufgabe dar. Herkömmlicherweise werden Gewichte anhand von Konstruktionszeichnungen ermittelt. Die Konstruktionszeichnung gibt Aufschluß über das Volumen und Material aller Bauteile und ermöglicht daher eine sehr exakte Gewichtsbestimmung.

Liegt eine Konstruktionszeichnung noch nicht vor, so können verschiedene Näherungsverfahren zum Einsatz kommen, die im folgenden näher erläutert werden. Für Vorstudien muß eine Genauigkeit der Schätzung im Bereich $\pm 10\%$ angestrebt werden.

Um die Vergleichbarkeit aller mit verschiedenen Verfahren ermittelten Gewichte zu gewährleisten, wird definiert, aus welchen Einzelteilen ein bestimmtes Triebwerksmodul besteht. Dementsprechend müssen einzelne Verfahren leicht modifiziert und an die Moduldefinitionen angepaßt werden [Bau98].

Einen Überblick über die im Prototyp des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP implementierten Gewichtsroutinen gibt Tabelle 4-4.

Die Verfahren zur Gewichtsbestimmung lassen sich unterteilen in

- rein auf Statistik beruhende Gewichtsschätzverfahren und
- Gewichtsschätzverfahren, die auf physikalischen Korrelationen beruhen.

Daneben können die Verfahren unterschieden werden, in solche, die das Gewicht von Triebwerkskomponenten als Ganzes ermitteln, und solche, die die Teilelemente wie Scheiben, Schaufeln, Gehäuse usw. einzeln bewerten.

Im folgenden werden einzelne, in GTSDP implementierte Verfahren exemplarisch vorgestellt.

Verfahren	Kurzbeschreibung	Anwendungsbereich	Referenz
A	Formeln zur projektmäßigen Abschätzung verschiedener Triebwerksmodule	Fan, Verdichter, Turbinen, Brennkammer, Fanduct, Struktur, Accessories	Sagerser, Lieblein, Krebs, NASA TM X-2406
B	Formeln zur projektmäßigen Abschätzung verschiedener Triebwerksmodule	Fan, Verdichter, Turbinen, Brennkammer, Kanäle, Zwischengehäuse, Accessories	Franciscus, NASA TM X-73404
C	Abwandlung der Verfahren A und B	Gesamtgewicht, Turbokomponenten, Brennkammer, Kanäle	Bauer: Korrelationen für die Längen- und Gewichtsbestimmung von Turboflugtriebwerken
D	Formeln zur projektmäßigen Abschätzung verschiedener Triebwerksmodule durch Zusammensetzung ihrer Einzelteile	Turbokomponenten und deren Einzelteile, Wellen, Kanäle, Brennkammer, Mischer, Düsen, Getriebe, Schubumkehrer, ...	Onat, Klees, NASA CR 159481
E	Gewichtsermittlung durch Skalierung	Gesamttriebwerk, Turbokomponenten	
F	Komponentengewichtsermittlung nach MTU-Verfahren	Brennkammer, Lager, Scheiben	
G	LTH-Formeln	Ziviles Turbofantriebwerk	LTH, 31321-02

Tabelle 4-4: Im Prototyp des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP implementierte Gewichtsroutinen

4.3.2 Gewichtsschätzverfahren mit statistischen Korrelationen

Gewichtsschätzverfahren, die das Triebwerksgewicht mittels statistischer Korrelationen schätzen, gehören zu den einfachsten Methoden, die jedoch meist keine große Genauigkeit erlauben.

Komponentengewichtsbestimmung durch Skalierung

Bei dieser Gewichtsbestimmung werden existierende Komponenten (oder auch ein gesamtes Triebwerk) durch Skalierung mit dem mittleren Komponentendurchmesser ermittelt [Ack93]:

$$(4.16) \quad m / m_{\text{ref}} = (f_1 * (D / D_{\text{ref}})^a + f_2 * (D / D_{\text{ref}})^b)$$

Die entsprechenden Referenzradien und -gewichte sind in der GTSDP-Wissensbasis für gängige Vergleichstriebwerke gespeichert.

Die Güte dieses Gewichtsschätzverfahrens hängt entscheidend von der Wahl eines geeigneten zur Skalierung heranzuziehenden Referenztriebwerks ab.

Die sich ergebenden Genauigkeiten reichen von wenigen Prozenten bis hin zu deutlichen Abweichungen.

Komponentengewichtsbestimmung nach LTH

Das Luftfahrttechnische Handbuch [LTH92] gibt eine einfache, aus einer statistischen Auswertung verschiedener Triebwerksgewichtsdaten abgeleitete Korrelation zur Bestimmung des Gewichts von zivilen Turbofantriebwerken m_{TW} an, in die der Nennstartschub F_0 , das Gesamtdruckverhältnis Π_{ges} , das Nebenstromverhältnis μ und der Nennluftdurchsatz \dot{m}_i im inneren Kreis eingehen:

$$(4.17) \quad m_{\text{TW}} = 228 (10^{-4} F_0 [\text{N}])^{1,205} (1 + \mu)^{-0,221} (10^{-1} \dot{m}_i [\text{kg/s}])^{-0,007} \Pi_{\text{ges}} \quad [\text{kg}]$$

Eine entsprechende Formel liegt auch für Nachbrennertriebwerke vor.

Komponentengewichtsbestimmung nach Gerend, Roundhill

[Ger70] wählt als Ansatz die Gewichtsbestimmung des Gesamtantriebs, um insbesondere schon in der Vorauslegung bei Variation einer großen Parameteranzahl konsistente Gewichtsangaben zu erhalten. Hierbei wird das Gesamtgewicht des Triebwerks als Funktion des Durchsatzes ermittelt. Korrekturfaktoren berücksichtigen den individuellen Arbeitsprozeß und weitere Einflüsse wie z.B. die Lebensdauer des Triebwerks.

4.3.3 Gewichtsschätzverfahren mit physikalischen Korrelationen

Zu den Verfahren, in denen bereits physikalische Korrelationen in die Schätzung einzelner Komponentengewichte mit eingehen, gehören die Verfahren nach [Sag71]. Im folgenden ist exemplarisch die Verdichter- und Turbinengewichtsermittlung dargestellt. Daneben liegen weitere Formeln z.B. für die Brennkammer, Mischer und Düsen vor.

Verdichtergewichtsbestimmung nach NASA TM X-2406 [Sag71]

Bestimmung der Verdichterlänge und des Verdichtergewichts:

$$(4.18) \quad L = 0,5 * (D_H + D_T)_1 * (0,2 + N * (0,234 - 0,218 * (D_H / D_T)_1))$$

$$(4.19) \quad m = k * (D_M)^{2,2} * N^{1,2} * (u_T / u_{T,ref})^{0,3} * (1 + (L / D_{M1}) / (L / D_{M1})_{ref}) \text{ mit}$$

$$(4.20) \quad (L / D_{M1})_{ref} = 0,2 + 0,081 * N$$

Verwendete Parameter (s. a. Bild 4-6):

D_{H1}	[m]	Nabendurchmesser - Verdichtereintritt
D_M	[m]	Mittlerer Durchmesser (über alle Gitter [Mittelschnitt])
D_{M1}	[m]	Mittlerer Durchmesser (Mittelschnitt) - Verdichtereintritt
D_{T1}	[m]	Gehäusedurchmesser - Verdichtereintritt
m	[kg]	Verdichtergewicht
k		Faktor (24,2)
L	[m]	Verdichterlänge
$(L / D_{M1})_{ref}$		Bezogene Verdichterlänge - Referenz
N		Stufenzahl
u_T	[m/s]	Durchschnittliche Blattspitzenumfangsgeschwindigkeit
$u_{T,ref}$	[m/s]	Durchschnittliche Blattspitzenumfangsgeschwindigkeit (Referenz [335 m/s])

In Tabelle 4-5 sind die Abweichungen der nach NASA ermittelten Verdichtergewichte zweier ausgewählter Turbofantriebwerke gegenüber den tatsächlichen aufgelistet.

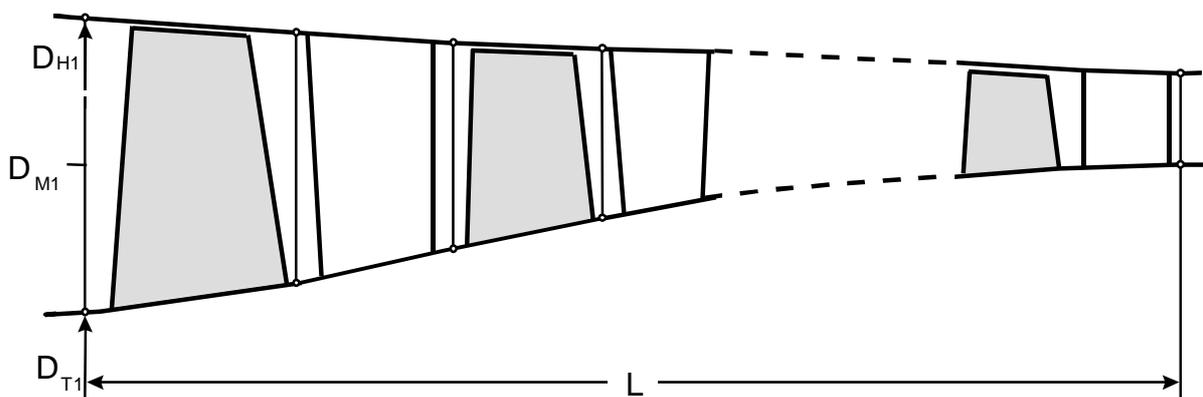


Bild 4-6: Bezeichnungen zur Verdichtergewichtsbestimmung nach NASA TM X-2406

	V2500	PW2040
Verdichtergesamtgewicht	-7,8 %	-4,8 %

Tabelle 4-5: Abweichung der nach NASA TM X-2406 ermittelten Verdichtergewichte für ausgewählte Triebwerke

Turbinengewichtsbestimmung nach NASA TM X-2406 [Sag71]

Bestimmung der Turbinenlänge:

$$(4.21) \quad L = N * (b_{S_{ax,Stator}} + b_{S_{ax,Rotor}}) + (2N - 1) b_{G_{ax}}$$

Bestimmung des Turbinengewichts:

$$(4.22) \quad m = k * (D_M)^{2,5} * N * u^{0,6}$$

Verwendete Parameter (s. Bild 4-7):

$b_{G_{ax}}$	[m]	Gitterabstand
$b_{S_{ax,Rotor}}$	[m]	Axiale Sehnenlänge Rotor
$b_{S_{ax,Stator}}$	[m]	Axiale Sehnenlänge Stator
D_M	[m]	Mittlerer Durchmesser (über alle Gitter [Mittelschnitt])
m	[kg]	Turbinengewicht
k		Faktor (7,9)
L	[m]	Turbinenlänge
N		Stufenzahl
u	[m/s]	Durchschnittliche mittlere Umfangsgeschwindigkeit

In Tabelle 4-6 sind die Abweichungen der projektmäßig ermittelten Turbinengewichte zweier ausgewählter Turbofantriebwerke gegenüber den tatsächlichen aufgelistet.

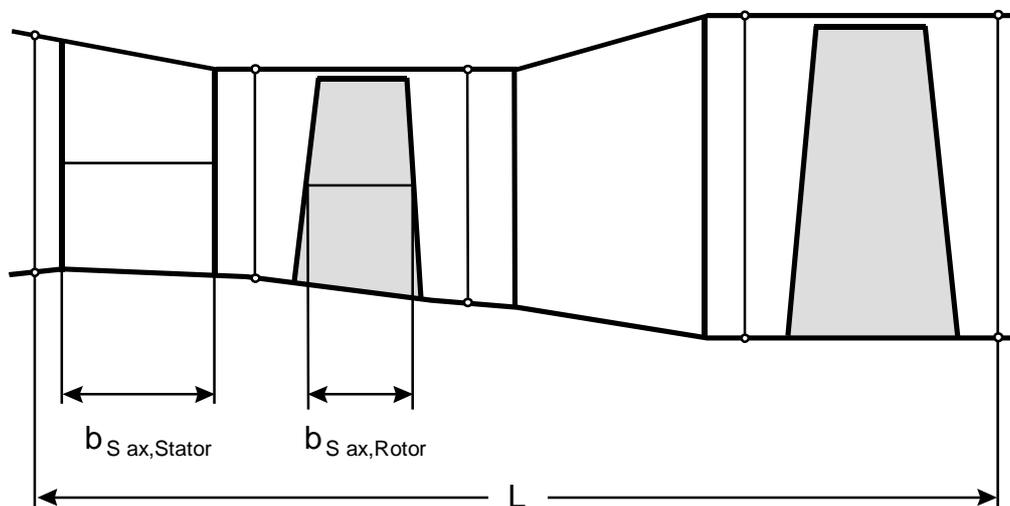


Bild 4-7: Bezeichnungen zur Turbinengewichtsbestimmung nach NASA TM X-2406

	V2500	PW2040
Turbinengesamtgewicht	+7,1 %	+2,9 %

Tabelle 4-6: Abweichung der nach NASA TM X-2406 ermittelten Turbinengewichte für ausgewählte Triebwerke

Komponentengewichtsbestimmung nach NASA CR 159481

Die Komponentengewichtsbestimmung nach NASA CR 159481 [Ona79a] berücksichtigt, ausgehend von einem projektmäßigen Entwurf eines Ringraums und zugehörigen thermodynamischen Daten, die einzelnen Gewichtsanteile von Schaufeln, Scheiben, Gehäusen und Verbindungsteilen. Daraus wird das Gewicht der Hauptkomponenten (Verdichter, Brennkammer, Turbinen, Kanäle, Wellen und Düsen) eines Triebwerks zusammengesetzt.

Die Genauigkeit des Verfahrens hängt entscheidend von der gewählten Größe der im Verfahren verwendeten Faktoren (Formfaktoren, relativen Dicken usw.) ab. Zur Ermittlung und Justierung der Faktoren ist umfangreiches Datenmaterial notwendig.

In Tabelle 4-7 ist die Abweichung der projektmäßig ermittelten Gewichte zweier ausgewählter Turbofantriebwerke gegenüber den tatsächlichen aufgelistet.

	V2500	PW2040
Verdichtergesamtgewicht	-24,5 %	-25,9 %
Turbinengesamtgewicht	-23,0 %	-6,5 %

Tabelle 4-7: Abweichung der nach NASA CR 159481 ermittelten Komponentengewichte

4.3.4 Bewertung der Ergebnisse

Ein Literaturüberblick zeigt, daß es einige veröffentlichte Verfahren zur Gewichtsbestimmung von Triebwerkskomponenten oder Gesamtantrieben gibt. Das einfachste Verfahren bildet dabei die Skalierung vorhandener Komponenten oder Antriebe, andere Verfahren führen die Gewichte auf einige wenige signifikante Triebwerksparameter zurück, meist gestützt auf statistische Auswertungen.

Aufgrund der Einfachheit derartiger Verfahren ist die Genauigkeit erwartungsgemäß meist beschränkt. Allerdings lassen sich die Gewichte unter Zusammenfassung größerer Baugruppen zu Einheiten, wie zum Beispiel die Zusammenfassung der Gewichte von Nieder- und Hochdruckverdichter zum Gesamtverdichtergewicht, selbst mit diesen einfachen Verfahren bereits mit beachtlicher Genauigkeit in der Größenordnung einer Abweichung vom realen Gewicht um 20 % bestimmen. Da die Datenbasis der beschriebenen Verfahren älteren Datums ist, müssen die Verfahren neu justiert werden. Nach dieser Justierung sind auch für die einzelnen Komponentengewichte größere Genauigkeiten zu erwarten.

4.4 Grundzüge der Kostenbestimmung

In der Vergangenheit wurde die Auslegung von Triebwerken durch die zur Verfügung stehende Technologie bestimmt. Die Kosten waren dabei ein Ergebnis, ebenso wie das Triebwerksgewicht und der spezifische Verbrauch. Zunehmender Druck der Kunden auf die Hersteller erzwingt heute jedoch eine Triebwerksauslegung, die in erster Linie auf die Optimierung des Gewinns und damit der Kosten hin ausgerichtet ist [Lon98].

Um Kosten als Auslegungsparameter schon während der Vorauslegung verwenden zu können, sind Kostenmodelle notwendig, die schnelle und ausreichend genaue, konsistente Ergebnisse in allen Phasen der Triebwerksentwicklung liefern. Die Bestimmung von Kosten für ein neues Triebwerksprojekt stellt somit einen zentralen Punkt bei der projektmäßigen Triebwerksauslegung dar.

Dabei sind

- Entwicklungskosten,
- Herstellkosten und
- Betriebs- und Lebenswegkosten (Direct Operating Costs bzw. Life Cycle Costs)

von Interesse.

Ebenso wie zur Gewichtsbestimmung ist bei herkömmlicher Arbeitsweise auch zur Bestimmung dieser Kosten ein bereits detaillierter Triebwerksentwurf notwendig. In mehreren Veröffentlichungen werden Wege aufgezeigt, wie eine projektmäßige Kostenschätzung vor sich gehen kann [Bar79], [Fir72], [Ona79b], [Bal90]. Grundsätzlich sind für die Herstellkosten analoge Verfahren wie zur Gewichtsermittlung denkbar.

[You98] und [Lon98] zeigen für die Ermittlung der Herstellkosten drei Methoden auf:

■ Parametrischer Ansatz:

Herstellkosten werden dabei bauteilspezifisch vereinfacht als Funktion verschiedener Parameter wie z.B. Gewicht oder Schub in der Form

$$(4.23) \quad \text{Kosten} = f_1 * \text{Gewicht}^{f_2}$$

geschätzt (f_1, f_2 : Konstanten). Änderungen im Technologieniveau und in der Art der Auslegung werden dabei nicht berücksichtigt. Der Vorteil des Ansatzes liegt darin, daß das einzelne Bauteil noch nicht im Detail spezifiziert sein muß. Die Funktionen werden anhand verfügbaren Datenmaterials abgeleitet. Der Nachteil besteht darin, daß die Parameter keinen direkten Bezug zu dem aktuell ausgelegten Bauteil besitzen. Im Laufe der Jahre wurde die geschilderte Technik verfeinert, z.B. durch eine Klassifizierung von Materialtypen („Maurer Faktor“, [Fin84]) bzw. Bauteiltypen (früheres GE-Modell [Lon98]). Bei Anwendung des Maurer-Faktors werden die Herstellkosten im wesentlichen in Abhängigkeit von Typ und Menge des eingesetzten Materials geschätzt [Ona79b]. Der Maurer-

Faktor ist das Produkt aus eingesetztem Materialgewicht und einem relativen Gewichtsfaktor [Ona79b]. Dieser ist wiederum das Produkt aus einem relativen Materialkostenfaktor und einem relativen Bearbeitungsfaktor. Die Faktoren sind dabei abhängig von verschiedenen Materialklassen. Die durchschnittlichen Bearbeitungskosten eines Bauteils sind eine lineare Funktion des Maurer-Faktors.

■ **Bottom-up-Technik:**

Hierbei werden die Herstellkosten bauteilspezifisch für jeden einzelnen Arbeitsschritt geschätzt unter der Annahme, daß die Definition des Teils abgeschlossen ist. Der Vorteil des Verfahrens liegt in der möglichen Genauigkeit. Nachteilig jedoch ist, daß für die Bottom-up-Technik ein Detaillierungsgrad notwendig ist, der in der Vorauslegungsphase in der Regel nicht vorliegt. Aufgrund der Vielzahl zu berücksichtigender Informationen ist die Bottom-up-Technik sehr aufwendig und zeitintensiv und eignet sich daher eher für die Auslegungs- als für die Vorauslegungsphase.

■ **Herstellkostenschätzung aufgrund von Vergleichen:**

Die Kosten einer Triebwerkskomponente werden durch Vergleich von Größe, Material, Komplexität und wesentlichen Eigenschaften unter Berücksichtigung von Korrekturen für abweichende Eigenschaften mit den ähnlichsten, bereits existierenden Teilen ermittelt. Die Gesamtriebwerkskosten ergeben sich dann als Summe der Kosten der Einzelbauteile. Diese Technik stellt in gewisser Weise einen Kompromiß aus den beiden erstgenannten Methoden dar. Das Verfahren ist auch für die Vorauslegungsphase brauchbar, da es auf bereits existierende Bauteile zurückgreift, die bereits Details enthalten, die sonst in der Vorauslegungsphase leicht übersehen werden. Damit steigt die Genauigkeit gegenüber den rein parametrischen Verfahren. Grundsätzlich geht man in einem dreigeteilten Ansatz vor [Bal90]:

- Finden der potentiellen Vergleichsteile,
- Ermittlung des bestpassenden Vergleichsteils,
- Ermittlung der Kosten unter Berücksichtigung abweichender Eigenschaften.

Um ein passendes Vergleichsteil finden zu können, muß unterschieden werden zwischen Komponente (z.B. Hochdruckverdichter, Niederdruckturbine, ...), Bauteil (Laufschaufel, Scheibe, ...) und spezifizierten Eigenschaften (z.B. Deckbändern).

Für alle drei genannten Verfahren, besonders jedoch für die Bottom-up-Technik, ist umfangreiches Datenmaterial zur Justierung der Algorithmen unumgänglich.

Im Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP werden zusätzlich Mischformen zwischen parametrischem Ansatz und Kostenschätzung durch Vergleich verwendet. Die Herstellkosten gliedern sich dabei in Materialkosten und Arbeitskosten. Die Materialkosten können in guter Genauigkeit in Abhängigkeit von Gewicht (Volumen), Material und einem Bewertungsfaktor unter Berücksichtigung eines Fertigungsaufmaßes geschätzt werden. Die notwendige Arbeitszeit wird durch die Berücksichtigung standardisierter Arbeitsfolgen als Funktion der Geometrie und voreingestellter Kennwerte für die Fertigung, wie z.B. Schnittgeschwindigkeiten und Vorschübe,

unter Zugrundelegung eines standardisierten Vergleichsteils ermittelt, das alle auftretenden Eigenschaften besitzt.

Für die Entwicklungskosten wurde zur ersten Abschätzung eine sehr grobe Methode nach [Leb98] gewählt, die die Entwicklungskosten proportional zur Wurzel aus dem Startschub angibt. Exaktere Verfahren bestimmen die Entwicklungskosten - entsprechend dem Vorgehen bei den Herstellkosten - abgeleitet von ähnlichen, bereits existierenden Komponenten. Änderungen in Material, konstruktiver Ausführung, Technologiestand usw. werden mittels Einflußfaktoren berücksichtigt.

Während bei militärischen Flugzeugen so gut wie ausschließlich die Lebenswegkosten betrachtet werden, haben bei zivilen Flugzeugen die sog. DOC-Methoden die größte Verbreitung gefunden [ATA67], [AEA89a], [AEA89b], [VBo90]. Unter direkten Betriebskosten (Direct Operating Cost) versteht man alle Betriebskosten eines Flugzeugs [ATA67], [Scz95].

Die Ermittlung der Lebenswegkosten (Life Cycle Cost) spielt insbesondere in den USA bereits seit geraumer Zeit eine bedeutende Rolle bei der Beschaffung wehrtechnischer Geräte. Unter „Life Cycle Cost“ versteht man sämtliche Kosten eines Geräts, gerechnet vom Beginn der Entwicklung bis zur Außerdienststellung. Dies schließt die Entwicklungs-, Beschaffungs- und Nutzungsphase ebenso mit ein wie - sofern anwendbar - die Phase des Verkaufs.

Daß die Ermittlung von Lebenswegkosten in der Vorauslegungsphase von Nutzen und sinnvoll sein kann, zeigen *Culy* [Cul82] und *Reed* [Ree86]. Die Vorauslegungsphase bietet nach *Vernon* [Ver78] die gewinnbringendste Möglichkeit, lebensdauerlimitierte Bauteile hinsichtlich ihres Einflusses auf die Lebensdauerkosten zu optimieren.

Von den typischerweise DOC zuzurechnenden Kosten hängen direkt von der Antriebsauslegung, -leistung und -zuverlässigkeit ab:

- Anschaffungskosten für den Antrieb,
- Treibstoffkosten,
- Wartungskosten.

Nach *Salée* [Sal74] machen diese drei Kostenanteile für ein typisches Langstrecken-Flugzeug über 40 % der gesamten direkten Betriebskosten des Flugzeugs aus. Zur Berechnung der Wartungskosten werden einige Korrelationen angegeben, die anhand der Auswertung statistischer Daten gewonnen wurden.

Nach [Rup99] betragen die Wartungskosten des Antriebs über 30 % der mit dem Antrieb verbundenen direkten Betriebskosten (DOC). Eine möglichst genaue Bestimmung dieser Kosten bereits in der Vorauslegungsphase erscheint daher wünschenswert.

5. Typische Anwendungsbeispiele des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP

Im folgenden sollen Beispiele für die Anwendung des Prototyps des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP mit den beschriebenen bereits implementierten Routinen zeigen, welcher Nutzen und welches Einsparungspotential das geschaffene Werkzeug bereits in der ersten Testphase mit sich bringt. Hierzu wurde zum einen ein Turbofantriebwerk bei Vorgabe der Geometrie projektmäßig nachgerechnet, zum anderen, ausgehend von einem gegebenen Arbeitsprozeß, ein Triebwerk projektmäßig ausgelegt.

5.1 Nachrechnung und Analyse eines existierenden Turbofantriebwerks

Eine typische Aufgabe im Rahmen einer Projektteilung in der Industrie sind Untersuchungen zu existierenden Triebwerken und Komponenten, insbesondere der Konkurrenz. Ziel derartiger Untersuchungen ist es, in erster Linie Aussagen über

- den spezifischen Brennstoffverbrauch,
- Temperatur- und Druckniveaus,
- Wirkungsgrad- und Belastungsniveau der Turbo-Komponenten sowie
- Gewichte

zu erhalten.

Um die GTSDP-Leistungsfähigkeit für derartige Arbeiten unter Beweis zu stellen, wurde hier das International Aero Engines Turbofantriebwerk V2500-A5 [IAE96], Bild 5-1, analysiert. Die Nachrechnung von Triebwerken dieser Klasse stellt eine Standardaufgabe dar. Die Güte des Modells ließ sich aufgrund einer großen Menge von verfügbaren Daten weitgehend überprüfen.

Bei dem Turbofantriebwerk V2500-A5 handelt es sich um ein gemischtes Nebenstromtriebwerk der 30000 lb (133 kN) Klasse. Die Hauptkennzahlen dieses Triebwerks können Tabelle 5-1 entnommen werden [IAE96].



Bild 5-1: Das Turbofantriebwerk IAE V2500

	V2500-A5
Anwendung	A321-100
Stufenzahlen der Turbokomponenten	1 / 4 / 10 / 2 / 5
Fan-Durchmesser [m]	1,613
Startschub [kN (lbf)]	139,67 (31400)
Durchsatz [kg/s]	389
Nebenstromverhältnis	4,6
Gesamtdruckverhältnis (MCL)	35,2
Spez. Verbrauch (Reiseflug) [g/s/kN]	15,38

Tabelle 5-1: Hauptkennzahlen des Turbofantriebwerks V2500-A5

Im ersten Schritt wurde der Arbeitsprozeß des Triebwerks in den Flugpunkten Steigflug (MCL), Start (TO) und Reiseflug (CR) in Anlehnung an entsprechende IAE V2500-A5-Daten nachgebildet. Hierzu ist der Aufbau einer Konfiguration entsprechend Bild 2-4 nötig.

Ausgehend von der vorab berechneten Thermodynamik wurde die Gasdynamik der Turbokomponenten im Steigflug (MCL) projektmäßig im Mittelschnitt berechnet, wobei die realen Abmessungen der Komponenten vorgegeben wurden. Das Gasturbinenvorauslegungsprogramm GTSDP wurde dabei in Voreinstellung ohne weitere Eingriffe des Anwenders betrieben. Den für die Nachrechnung zugrunde gelegten Ringraum zeigt Bild 5-2.

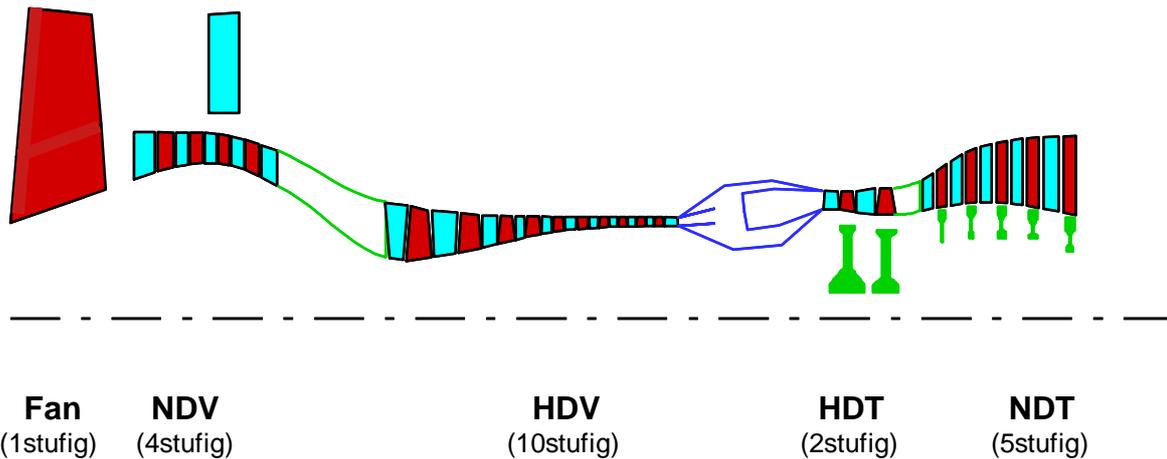


Bild 5-2: Ringraum der V2500-Nachrechnung mit dem Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP

Neben dem Ringraum kann der Anwender schnell weitere Informationen zur durchgeführten Rechnung abrufen, um das Rechenergebnis besser auswerten zu können. Beispielsweise wird das Belastungsdiagramm des projektmäßig berechneten Hochdruckverdichters, in der die Leistungszahl $\psi (=2\Delta H/u^2)$ über der Lieferzahl $\phi (=c_{ax}/u)$ aufgetragen ist, erzeugt. Neben dem aktuell berechneten ϕ - ψ -Punkt sind die Werte ausgeführter Verdichter zum Vergleich eingezeichnet, Bild 5-3.

Ebenfalls zur Unterstützung des Anwenders können die Komponentengeschwindigkeitsdreiecke im Mittelschnitt ausgegeben werden, hier am Beispiel der Hochdruckturbinen, Bild 5-4.

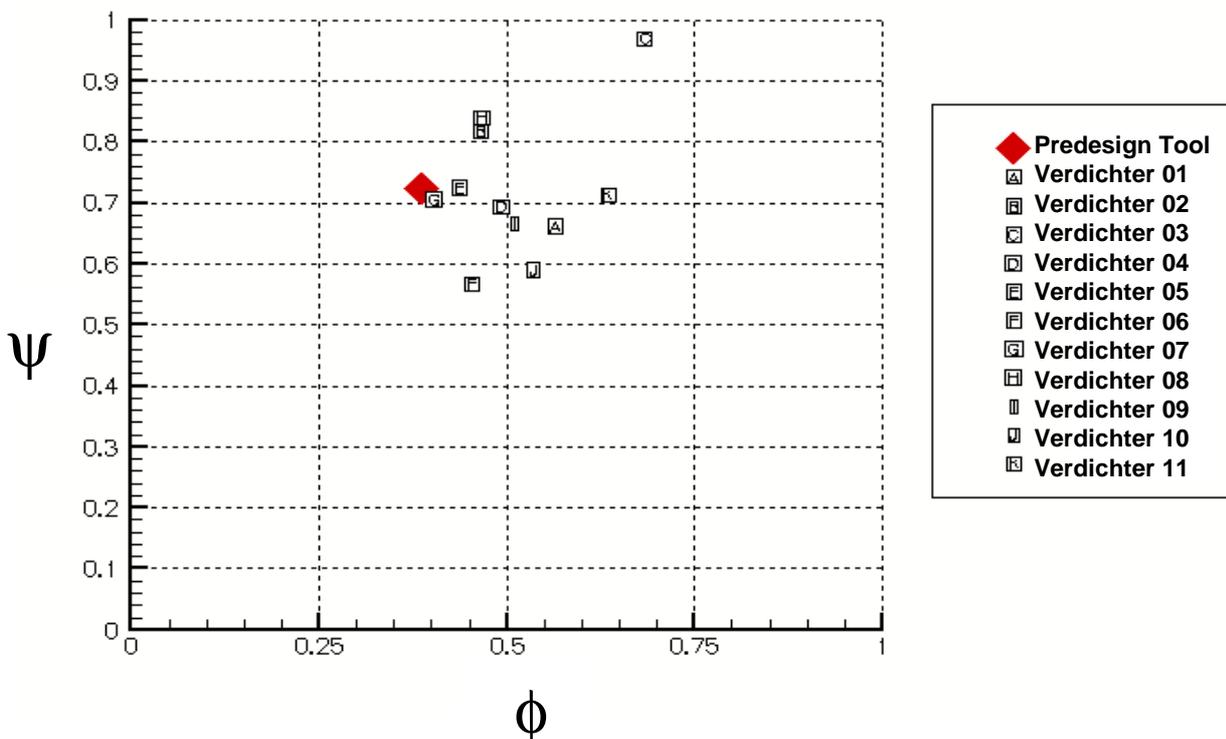


Bild 5-3: ϕ - ψ -Diagramm des projektmäßig berechneten Hochdruckverdichters

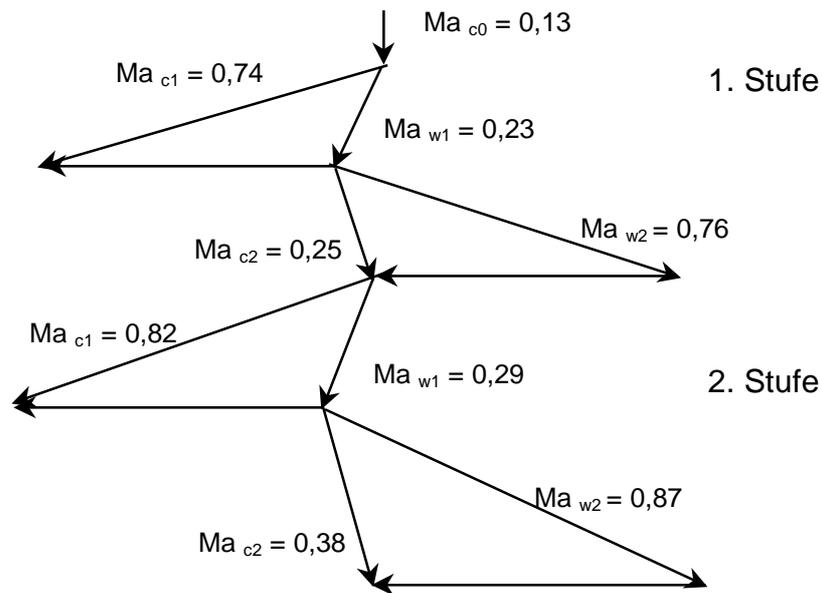
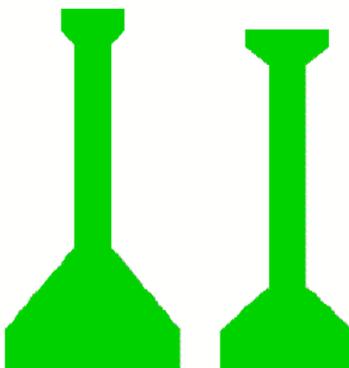
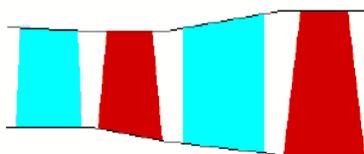


Bild 5-4: Projektmäßig bestimmte Geschwindigkeitsdreiecke der zweistufigen V2500-Hochdruckturbinen

Exemplarisch für die Disziplin Mechanik wurde für die Hochdruckturbinenscheiben das Spannungsniveau und das Gewicht bestimmt, Bild 5-5.



Prozentuale Abweichung des GTSDP-Ergebnisses vom realen Wert:

Gasdynamikergebnis:

- Wirkungsgradabweichung aus grober Mittelschnittsrechnung in Voreinstellung: **-0,9 %**

Gewichtsermittlung:

- HDT** Verfahren D: **-11,0 %**
- Scheiben** Verfahren F: **-6,5 %**

(Beschreibung der Verfahren siehe Tab. 4-4)

Bild 5-5: Nachrechnung der V2500-Hochdruckturbinen (beispielhaft)

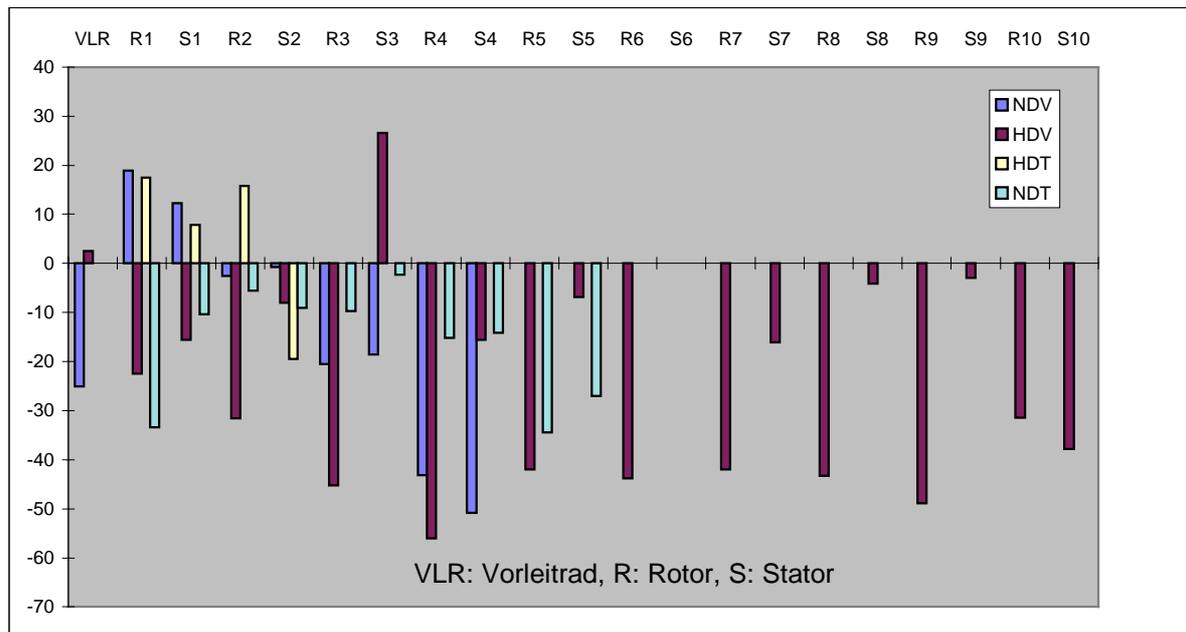


Bild 5-6: Prozentuale Abweichung der geschätzten Schaufelzahlen für die einzelnen Gitter der V2500-Komponenten

Zur Vorhersage der Komponentenwirkungsgrade und -gewichte wurden Schaufelzahlen für die einzelnen Gitter für die Verdichter und Turbinen geschätzt.

Die prozentuale Abweichung der geschätzten Schaufelzahlen gegenüber den realen für die einzelnen Komponenten ist Bild 5-6 zu entnehmen.

Für die Hochdruckturbinen scheint das Ergebnis in akzeptabler Genauigkeit. Dagegen ergeben sich tendenziell für die Rotoren des Hochdruckverdichters und der Niederdruckturbinen zu kleine Schaufelzahlen. Die Ursache hierfür liegt darin, daß mit den derzeit verwendeten Korrelationen Schaufelzahlen für optimale Gasdynamik ohne Berücksichtigung von Festigkeitsaspekten ermittelt werden. Gerade die Festigkeit ist jedoch in der Regel die ausschlaggebende Disziplin für die Festlegung der Schaufelzahlen.

Ein Vergleich der Komponentenwirkungsgrade zwischen projektmäßiger Nachrechnung mit dem in GTSDP implementierten groben Mehrschnittsverfahren und dem IAE V2500-A5 Design Table kann für die verschiedenen Komponenten der Tabelle 5-2 entnommen werden. Die ermittelten Komponentenwirkungsgrade zeigen mit Ausnahme des Hochdruckverdichterwirkungsgrads eine akzeptable Vorhersagegenauigkeit für eine in automatisierter Voreinstellung durchgeführte Rechnung.

Abweichung	NDV	HDV	HDT	NDT
isentropen Wirkungsgrad [%] [nach Mittelschnittsprogramm bzw. Design-Table]	+0,5	-2,0	-0,9	+0,2
Schaufelzahl Stator [%]	-17	-18	-7	-12
Schaufelzahl Rotor [%]	-14	-41	+17	-20

Tabelle 5-2: Vergleich der prozentualen Abweichungen wesentlicher V2500-Kenngrößen bei MCL zwischen projektmäßiger Nachrechnung und Design Table

	$\Delta\eta$ [%]	ΔSFC [%] MCL	ΔSFC [%] CR
Niederdruckverdichterwirkungsgrad $\eta_{\text{is,NDV}}$	-1,00	-0,2	-0,3
Hochdruckverdichterwirkungsgrad $\eta_{\text{is,HDV}}$	-1,00	-0,2	-0,5
Hochdruckturbinenwirkungsgrad $\eta_{\text{is,HDT}}$	-1,00	-0,2	-0,6
Niederdruckturbinenwirkungsgrad $\eta_{\text{is,NDT}}$	-1,00	-0,7	-0,7

Tabelle 5-3: Austauschfaktoren für die V2500-Komponentenwirkungsgrade im Steig- und Reiseflug

Um beurteilen zu können, welchen (theoretischen) Einfluß die in der Tabelle 5-2 dargestellten Abweichungen in den ermittelten Komponentenwirkungsgraden auf den spezifischen Brennstoffverbrauch SFC haben, wurden sogenannte Austauschfaktoren bestimmt, die angeben, wie stark sich der spezifische Brennstoffverbrauch bei 1%iger Änderung der Wirkungsgrade ändert. Tabelle 5-3 zeigt diesen Einfluß der Komponentenwirkungsgrade auf den spezifischen Brennstoffverbrauch.

Setzt man die Abweichungen der Komponentenwirkungsgrade (grobe Mehrschnittsrechnung - Design Table) entsprechend Tabelle 5-2 mit den Austauschfaktoren gemäß Tabelle 5-3 in ein Delta-SFC um, so ergibt sich eine Abweichung im spezifischen Brennstoffverbrauch im Steigflug (MCL) von lediglich -0,3 %, d. h. auch bei Nachrechnung mit den ermittelten Komponentenwirkungsgraden wird der spezifische Brennstoffverbrauch praktisch getroffen.

Die Gewichtsbestimmung wurde nach den in Kapitel 4.3 erläuterten verschiedenen Verfahren durchgeführt. Die Nachrechnung des V2500-Turbofans mit vorgegebener Geometrie ergab folgende Gewichte, Tabelle 5-4:

Gewichtsbestimmung nach	Triebwerk	NDV	HDV	HDT	NDT
NASA TM X-2406	-18,5	+48,2	-25,5	-21,4	26,0
NASA CR 159481	-	+35,8	-43,8	-18,6	-25,9
Skalierung (Durchschnittswert)	-6,5	+24,8	+0,1	+9,9	-9,9

Tabelle 5-4: Vergleich der prozentualen Abweichungen zwischen projektmäßiger Gewichtsschätzung und realem V2500-Triebwerkskomponentengewicht

Hier treten noch deutliche Defizite auf, die durch geeignete Anpassung der verwendeten Verfahren verringert werden können.

Insgesamt zeigt sich, daß der Anwender mit einem Aufwand von ca. 30 Minuten zur Eingabe von ca. 400 Eingabegrößen (Geometrie) und einem Rechenaufwand von ca. 1 Minute zusätzlich zur Arbeitsprozesssynthese bereits wesentliche Aussagen über das gasdynamische Belastungs- und Wirkungsgradniveau der Turbokomponenten in ausreichender Genauigkeit bekommt. Die Schätzung des Triebwerksgesamtgewichts wird ebenfalls bereits in akzeptabler Genauigkeit ermittelt, nur für die Komponentengewichte müssen noch Anpassungen der Algorithmen vorgenommen werden.

5.2 Neuauslegung eines kompletten Turbofantriebwerks

Als weiteres Beispiel für die Leistungsfähigkeit des Programmsystems zur projektmäßigen Triebwerksauslegung GTSDP soll ein gemischtes Turbofantriebwerk vom Typ „V2500“ ausgelegt werden, um die Ergebnisse mit dem unter Kap. 5.1 analysierten Triebwerk vergleichen zu können.

Der Übersichtlichkeit und Einfachheit halber soll hier die herkömmliche Methode der sukzessiven thermo- und aerodynamischen Auslegung dargestellt werden, d.h. auf eine zur Arbeitsprozesssuche parallel ablaufende gasdynamische und festigkeitsmäßige Auslegung wurde verzichtet.

5.2.1 Arbeitsprozessermittlung

Der erste Schritt in der Auslegung eines Antriebs besteht in der Suche nach einem geeigneten, erfolgversprechenden thermodynamischen Arbeitsprozeß.

Zu diesem Zweck führt man herkömmlicherweise eine Parameterstudie mit einem Leistungssyntheseprogramm, zum Beispiel - wie hier - mit GASTURB [Kur98a] durch. Ein wesentlicher Aspekt hierbei besteht darin, während der Parametervariation alle den Arbeitsprozeß wesentlich beeinflussenden Größen, die von den variierten Parametern abhängen, entsprechend anzupassen, z.B. die Kühlluftmenge bei Variation der Turbineneintrittstemperatur.

Folgende Schritte werden durchgeführt:

■ **Festlegung des Ziels der Untersuchung**

In vorliegendem Fall sei eine Neuauslegung eines Triebwerks mit minimalem spezifischem Brennstoffverbrauch im Reiseflug gesucht, für das die in Tabelle 5-5 gegebenen Eckdaten gelten sollen.

	Take-off	Steigflug MCL
Flugbedingung	SLS / ISA+15	Ma 0,78/ 10668 m / ISA
Schub [kN]	139,67	26,69
Fan-Durchmesser [m]	1,613	1,613

Tabelle 5-5: Randbedingungen zur Triebwerksneuauslegung „Typ V2500“

■ **Wahl der Wirkungsgrade und Druckverluste im Auslegungspunkt für Einlauf, Turbokomponenten und Düse**

Um die Vergleichbarkeit zum Turbofantriebwerk V2500 zu gewährleisten, wurde ein diesem Triebwerk entsprechendes Wirkungsgradniveau gewählt. Einen Überblick über die gewählten Wirkungsgrade gibt Tabelle 5-6, über die Druckverluste Tabelle 5-7.

	Wirkungsgrad isentrop	Wirkungsgrad polytrop
Fan, außen	0,89	
Fan + Booster		0,86
Hochdruckverdichter		0,90
Hochdruckturbine	0,91	
Niederdruckturbine	0,93	

Tabelle 5-6: Angenommene Wirkungsgrade im Auslegungspunkt (MCL)

Komponente	Druckverlust [%]
Einlauf	0,1
Schwanenhals	1
Brennkammer	5
Niederdruck-Turbinendiffuser	0,5
Nebenstromkanal	1,25

Tabelle 5-7: Druckverluste im Auslegungspunkt (MCL)

■ Festlegung eines Sekundärluftsystems

Die Kühlluft für die Hochdruckturbinen wurde in Abhängigkeit von der Verdichteraustrittstemperatur T_{t3} , d. h. der Kühllufttemperatur, und der Turbineneintrittstemperatur T_{t4} jeweils bei Take-off gewählt. Als Hilfsmittel wurde hierfür mit Hilfe von GASTURB [Kur98a] ein Auslegungsdiagramm erzeugt. Hierzu wurde ausgehend von dem als Referenz gewählten Arbeitsprozeß des Turbofantriebwerks V2500 eine Parametervariation für T_{t3} und T_{t4} bei Take-off durchgeführt, wobei die Kühlluft so angepaßt wurde, daß die Metalltemperatur des ersten Hochdruckturbinenrotors konstant bleibt. Nach diesem Diagramm wurde die Kühlluftmenge für den Ausgangspunkt der unten beschriebenen Parametervariation bestimmt und die Take-off - Tendenzen als Näherung auf den Steigflug MCL übertragen.

■ Auswahl für die Arbeitsprozeßbestimmung zu betrachtender relevanter Flugpunkte

Zur Vereinfachung wurde unter der Annahme, daß ein Triebwerk mit minimalem spezifischem Brennstoffverbrauch im Steigflug MCL auch im Reiseflug minimalen spezifischen Brennstoffverbrauch besitzt, lediglich Take-off und MCL berechnet. Bei Take-off treten die höchsten Drehzahlen und Temperaturen im Arbeitsprozeß auf, im Steigflug die höchsten Drücke und korrigierten Durchsätze. Als der Rechnung zugrunde liegender Auslegungspunkt wurde der Steigflug (MCL) gewählt.

■ Wahl geeigneter Komponentenkennfelder

Für erste Abschätzungen ist es in der Regel ausreichend, die in GASTURB angebotenen Standard-Kennfelder zu nutzen.

■ Auswahl der Parameter für eine Parametervariation

Gesucht ist zu einer gegebenen Gondel, d.h. zu einem gegebenen Fan-Durchmesser, der Arbeitsprozeß, der optimalen spezifischen Brennstoffverbrauch liefert. Bei einem üblichen spezifischen Durchsatz m/A , dem gegebenen Fan-Durchmesser sowie einem angenommenen Nabenverhältnis am Fan-Eintritt von 0,30 liegt der Durchsatz des Triebwerks fest. Um die Vergleichbarkeit der untersuchten Kreisprozesse sicherzustellen, wurde in der Mischebene das Totaldruckverhältnis p_{t16}/p_{t6} konstant gehalten. Dies erreicht man durch entsprechende Wahl des Fandruckverhältnisses. Es bleiben drei Haupt-einflußgrößen, die zu einer Parametervariation herangezogen werden können: das Gesamtdruckverhältnis - hier beeinflusst durch das Druckverhältnis des Hochdruckverdichters -, die Turbineneintrittstemperatur und das Nebenstromverhältnis. Letzteres wird dazu verwendet, bei unterschiedlichen Arbeitsprozeßparametern konstanten, geforderten Schub sicherzustellen, Hochdruckverdichterdruckverhältnis und Turbineneintrittstemperatur werden variiert. Um einheitlichen technologischen Standard zu gewährleisten, wurde für den Hochdruckverdichter der polytrope Wirkungsgrad konstant gehalten. Die Turbinen-Kühlluft-Menge wurde entsprechend der Kühllufttemperatur und der Turbineneintrittstemperatur nach oben beschriebenem Modell angepaßt. Da mit fester Gondel gerechnet wird, kann die Parametervariation „nicht installiert“ durchgeführt werden, d.h. Einflüsse der Gondel können unberücksichtigt bleiben.

■ Wahl eines geeigneten Kreisprozesses

Die Durchführung der Parametervariation liefert das in Bild 5-7 dargestellte Ergebnis. Um den optimalen Arbeitsprozeß ermitteln zu können, müssen neben den Ergebnissen im Steigflug (MCL) auch Take-off-Werte berücksichtigt werden. Insbesondere sind hier die Hochdruckverdichteraustrittstemperatur und die Niederdruckturbineneintrittstemperatur zu nennen. Um keinen Materialwechsel in der letzten Verdichterstufe vornehmen zu müssen, soll bei Take-off eine Verdichteraustrittstemperatur T_{t3} von $T_{t3} = 900$ K nicht überschritten werden. Daneben soll das Triebwerk mit einer ungekühlten Niederdruckturbinen ausgestattet werden; für die Niederdruckturbineneintrittstemperatur T_{t45} soll gelten: $T_{t45} < 1200$ K. Unter Berücksichtigung dieser Grenzen ergibt sich ein optimaler Arbeitsprozeß bei einem Gesamtdruckverhältnis von ca. 35 und einer Turbineneintrittstemperatur T_{t4} von $T_{t4} = 1550$ K im Steigflug (MCL).

Eine Übersicht über die sich ergebenden Arbeitsprozeßparameter gibt Tabelle 5-8.

Spezifischer Brennstoffverbrauch b_F
[g/(kN*s)]

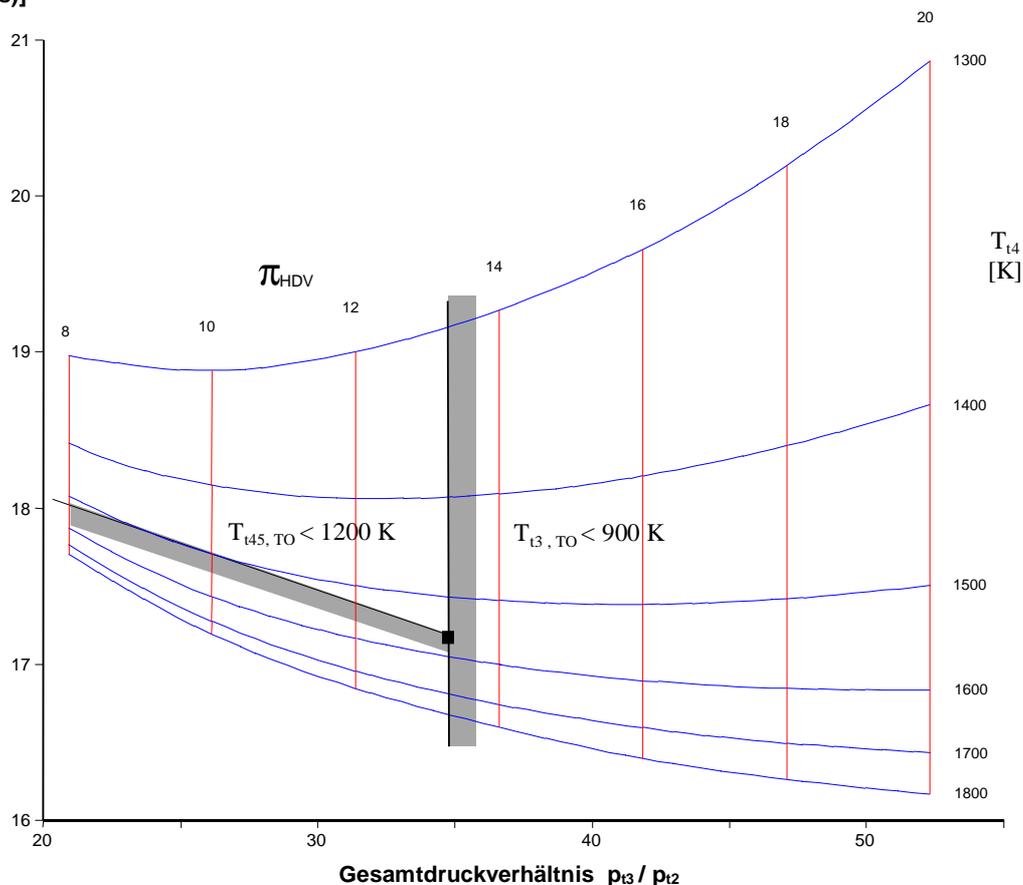


Bild 5-7: Parametervariation des Hochdruckverdichterdrukverhältnisses und der Turbineneintrittstemperatur im Steigflug (MCL)

	Steigflug MCL	Take-off
Flugbedingung	Ma 0,78 / 10668 m / ISA	SLS / ISA+15
Triebwerksdurchsatz kg/s	150	390
Nebenstromverhältnis	4,4	4,4
Gesamtdruckverhältnis	35	35
Fandruckverhältnis (außen)	1,8	1,8
Druckverhältnis Fan+NDV	2,6	2,8
Hochdruckverdichterdruckverhältnis	13	13
Verdichteraustrittstemperatur T_{t3} K	750	900
Turbineneintrittstemperatur T_{t41} K	1400	1680
Turbineneintrittstemperatur T_{t45} K	1000	1200
Expansionsverhältnis HDT	4,6	4,6
Expansionsverhältnis NDT	4,5	4,5

Tabelle 5-8: Wesentliche Parameter des gewählten Kreisprozesses

5.2.2 Triebwerkskomponentenauslegung in automatisierter Voreinstellung

In der Regel, wie auch in diesem Beispiel, werden die einzelnen Triebwerkskomponenten ausgehend von einem gegebenen Thermodynamikdatensatz aus der Arbeitsprozeßrechnung ausgelegt (Tabelle 5-8).

Die Auslegung wurde auch in diesem Fall mit dem Prototyp des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP durchgeführt. Um ein gesamtes Turbofantriebwerk mit GTSDP bearbeiten zu können, ist ein für eine Vorauslegung relativ komplexes Arbeitsprozeßsynthesemodell notwendig. Die entsprechende Konfiguration ist in Bild 2-4 abgebildet. Es handelt sich um eine normale Turbofan-Konfiguration, die um die GTSDP-Module ergänzt wurde.

Um bereits in der Disziplin „Thermodynamik“ zusätzlich zu den reinen thermodynamischen Größen Aussagen zu durchströmten Flächen machen zu können, werden typische Mach-Zahlen an den Komponentenaustritten vorgegeben, Tabelle 5-9.

Komponente	Austritts-Mach-Zahl
Fan	0,50
Niederdruckverdichter	0,35
Hochdruckverdichter	0,20
Brennkammer	0,12
Hochdruckturbinen	0,47
Niederdruckturbinen	0,43

Tabelle 5-9: Angenommene Mach-Zahlen an den Komponentenaustritten

Der Wahl geeigneter Mach-Zahlen kommt dabei relativ große Bedeutung zu, da hiervon die Güte der automatischen Gestaltung des Ringraums und damit unter Umständen die Konvergenz der eingesetzten Verfahren abhängt. Bei ungewöhnlicher Wahl erfolgt daher ein Hinweis des „Ratgebers Ausgabe“.

Es empfiehlt sich, die Komponentenauslegung im Steigflug (MCL) zu beginnen. Dabei kann, um dem Anwender einen Eindruck zu vermitteln, der erste Triebwerksentwurf voll automatisiert erzeugt werden. Hierzu wählt der Anwender nur die Gasdynamik-Auslegung der entsprechenden Komponenten und verwendet zweckmäßigerweise zuerst die Voreinstellungen.

Bei der Komponentenauslegung beginnt man mit der (Hochdruck-)Turbine. Da im Beispiel-Fall im Rahmen der Leistungsrechnung auf eine Turbinenauslegung nach *Glassman* [Gla72] verzichtet wurde, sind zur Komponentenauslegung zunächst keine Drehzahlen bekannt. Daher muß im ersten Schritt die Drehzahl n für das Kerntriebwerk ermittelt werden, z.B. indem auf ein vom Anwender vorgegebenes maximales An^2 am Austritt der Hochdruckturbine, einem Maß für die mechanische Belastung der Schaufeln [Gri76], iteriert wird, oder auf eine bestimmte Leistungszahl ψ . Zur Drehzahlbestimmung des Niederdrucksystems wählt man zum Beispiel das gewünschte Wirkungsgradniveau des Fans und zugehörige Blattspitzenumfangsgeschwindigkeit aus einer entsprechenden Tabelle.

Mit Vorgabe der Komponentengrundform (konstanter Mittel-, Außen- oder Innenradius), der in der Leistungssynthese vorgegebenen Mach-Zahlen an Komponentenein- und -austritt, der in der Voreinstellung aus den Wissensbasen automatisch gewählten Nabenverhältnisse, je nach Komponente an Komponentenein- oder -austritt, und der wie oben ermittelten Drehzahl des Hochdruck- und Niederdruckteils liegt die Ringraumgeometrie fest, Bild 5-8 oben. Eine erste Mittelschnittsrechnung für die Turbokomponenten des Kerntriebwerks kann ebenfalls schon beim ersten Durchlauf durchgeführt werden. Diese liefert Anhaltswerte für die gasdynamische Belastung der Komponenten (Liefer- und Leistungszahl, Diffusionszahlen, Pumpgrenzabstand, Wirkungsgrade).

Einen Vergleich des Ringraums bei automatisierter Auslegung mit der echten V2500-Geometrie, erzeugt mit denselben Arbeitsprozeßdaten, zeigt Bild 5-8.

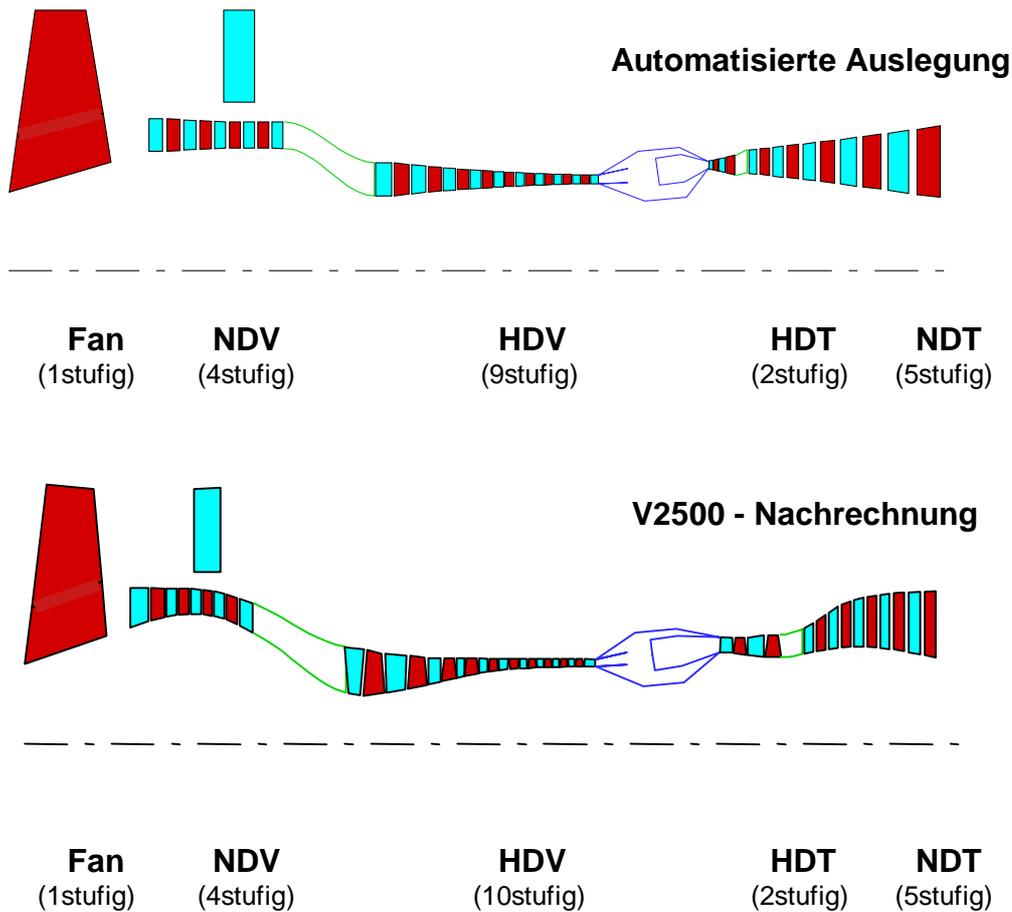


Bild 5-8: Automatisiert erzeugter Ringraum im Vergleich zum Ringraum der V2500-Nachrechnung

Die Randbedingungen zu der durchgeführten Rechnung sind in Tabelle 5-10 aufgeführt.

Komponentenauslegung	automatisch
Korrigierte Fan-Umfangsgeschwindigkeit [m/s]	420
Maximales An^2 am Austritt der Hochdruckturbinen [m ² / s ²]	7250

Tabelle 5-10: Randbedingungen zur aerodynamischen Auslegung im Steigflug (MCL)

	NDV	HDV	HDT	NDT
Auslegung	$r_m = \text{const.}$	$r_m = \text{const.}$	$r_m = \text{const.}$	$r_m = \text{const.}$
Stufenzahl	4	9	2	5
isentroper Wirkungsgrad [nach Mittelschnittsprogramm]	0,851	0,796	0,900	0,902
Mittleres ϕ [nach Mittelschnittsprogramm]	0,75	0,36	0,47	1,30
Mittleres ψ [nach Mittelschnittsprogramm]	0,66	0,65	1,12	2,13
Max. An^2 Turbinen-Austritt [m^2 / s^2]	-	-	7250	3945
Schaufelzahl Rotor / Stator	220 / 432	245 / 654	237 / 274	256 / 267
Gewicht (Mittelwert Skalierung) [kg]	142	226	175	421

Tabelle 5-11: Ergebnisse der automatisierten Komponentenauslegung im Steigflug (MCL)

Mit dem in Kapitel 5.2.1 spezifizierten Arbeitsprozeß liefern die Voreinstellungen für die Komponentenauslegung die in Tabelle 5-11 zusammengefaßten Ergebnisse. Nach einer ersten optischen Prüfung der automatisierten Auslegung sowie der dazu ermittelten Gasdynamik wird eventuell eine Modifikation von Arbeitsprozeß, Ringraumgeometrie oder Gasdynamik notwendig werden. Einen bedeutenden Fortschritt bringt hier das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP, das dem Anwender gestattet, einen ersten Eindruck der geometrischen Verhältnisse (Ringraum, Stufenzahlen, ...) zu erhalten, ohne weitere Angaben machen zu müssen. Neben der hier gezeigten sukzessiven thermodynamischen und gasdynamischen Auslegung ist auch die thermodynamische und gasdynamische Auslegung in einem Schritt möglich. Die beschriebene Auslegung brachte gegenüber der herkömmlichen Bearbeitung ohne ein Programmsystem bereits einen erheblichen Zeitvorteil in der Größenordnung von 40 %.

5.2.3 Parameterstudie: Variation des Hochdruckverdichterdruckverhältnisses

Als ein weiteres Beispiel der Leistungsfähigkeit des Prototyps des Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP sei nun eine Parametervariation im Arbeitsprozeß-Auslegungspunkt demonstriert.

Die Durchführung von Parameterstudien ist eine der Standardmethoden zur Ermittlung geeigneter Auslegungen bei gegebenen Randbedingungen. Entscheidend ist hierbei, daß alle wesentlichen Effekte während der Parametervariation mit dem Modell abgebildet werden. Im Unterschied zu der herkömmlichen, in Leistungssynthesprogrammen verwendeten Parametervariation können mit GTSDP auch in einem Schritt neben der Thermodynamik weitere Disziplinen berücksichtigt werden. Insbesondere kann ein erster Ringraum für die Komponenten des Triebwerks automatisiert erzeugt werden.

Ziel der hier dargestellten exemplarischen Parametervariation ist die Suche nach der optimalen Aufteilung der Druckerhöhung in Hochdruck- und Niederdruckteil des Triebwerks. Dazu wurde das Hochdruckverdichterdruckverhältnis unter Beibehaltung eines vorgegebenen Gesamtdruckverhältnisses variiert. Neben der Thermodynamik wurde für alle berechneten Punkte auch die Ringraumauslegung, eine Mehrschnittsrechnung für die Turbokomponenten und eine Gewichtsermittlung für die Triebwerkskomponenten im ersten Schritt automatisiert durchgeführt. Dabei wurden die in der Thermodynamik angenommenen Komponentenwirkungsgrade so iteriert, daß sie mit den in den Mehrschnittsrechnungen berechneten Werten übereinstimmen.

Das Fandruckverhältnis (Außenkreis) wurde jeweils so angepaßt, daß die Mischbedingung $p_{t16} / p_{t6} = \text{const.}$ erfüllt blieb. Die Fandrehzahl wurde so iteriert, daß die aerodynamische Fan-Belastung $\psi = \Delta h_f / u^2$ konstant blieb. Um das Gesamtdruckverhältnis konstant zu halten, wurde das Booster-Druckverhältnis bei Variation des Hochdruckverdichterdruckverhältnisses jeweils entsprechend angepaßt. Gleiches gilt für den Brennstoffdurchsatz, um konstanten Nettoschub zu gewährleisten.

Bild 5-9 zeigt die abnehmenden Stufenzahlen des Niederdruckteils mit zunehmendem Hochdruckverdichterdruckverhältnis bei automatisierter Auslegung, d.h. unter Zugrundelegung konstanter mittlerer Stufendruckverhältnisse.

Um im Zielwert neben der Thermodynamik auch eine zweite Disziplin berücksichtigen zu können, wurde ein den Gewichtseinfluß berücksichtigender Vergleichswert des spezifischen Brennstoffverbrauchs SFC_e eingeführt, der Triebwerksgewichtunterschiede gegenüber der Ausgangskonfiguration mittels eines Austauschfaktors in einen SFC -Unterschied umrechnet. Exemplarisch zugrunde gelegt wurde eine für Flugzeuge mit den betrachteten Triebwerken typische Annahme, daß 160 kg Triebwerksgewicht einer 1%igen SFC -Verschlechterung entspricht.

Bild 5-10 zeigt die Komponentengewichte, ermittelt nach [Sag71]. Hier zeigt sich, daß ein höheres Hochdruckverdichterdruckverhältnis zu höheren Komponentengewichten im Hochdruckteil bei niedrigeren Komponentengewichten im Niederdruckteil führt. Da der Fan-Durchmesser konstant gehalten wurde, ist das Fanggewicht praktisch konstant.

Im Triebwerksgesamtgewicht, Bild 5-11, ist keine einheitliche Tendenz zu entdecken. Dies liegt vor allem an dem Einfluß sich ändernder Komponentenstufenzahlen bei unterschiedlichen Hochdruckverdichterdruckverhältnissen.

Vergleicht man den reinen spezifischen Brennstoffverbrauch, wie er Ergebnis einer Arbeitsprozeßparameterstudie wäre und den wie oben definierten äquivalenten spezifischen Verbrauch, so ergibt sich ein Optimum bei einem anderen Hochdruckverdichterdruckverhältnis, Bild 5-12. Die Ursache hierfür ist der Einfluß des Triebwerksgewichts, Bild 5-11.

Auch beim äquivalenten wie auch beim normalen spezifischen Brennstoffverbrauch ist keine einheitliche Tendenz zu sehen; markant ist hier die starke Verbrauchsverbesserung beim Übergang von einstufiger zu zweistufiger Hochdruckturbine. Die Ursache liegt hier in einem deutlich verbesserten Hochdruckturbinenwirkungsgrad. Weiterhin fällt eine Verbesserung des spezifischen Verbrauchs bei Übergang von Hochdruckverdichterdruckverhältnis 17 auf 18 auf. Hier spielt der verbesserte Hochdruckverdichterwirkungsgrad bei Übergang auf die 10stufige Variante eine Rolle. Insgesamt lassen sich im untersuchten Bereich vier verschiedene mögliche Varianten (Hochdruckverdichterdruckverhältnis 10, 13, 15 und 18) zur Erzielung bester äquivalenter spezifischer Verbräuche erkennen. Um eine der Varianten sinnvoll auswählen zu können, sind also weitere Kriterien insbesondere aus den Disziplinen Festigkeit und Kosten heranzuziehen.

Die beispielhafte Parameterstudie zeigt somit sehr deutlich, daß sich im allgemeinen Fall verschiedene Effekte so auswirken, daß oft eine eindeutige Auswahl nur unter Berücksichtigung einer vollständigen, ersten Auslegung stattfinden kann, unter Einbeziehung aller wichtigen Disziplinen.

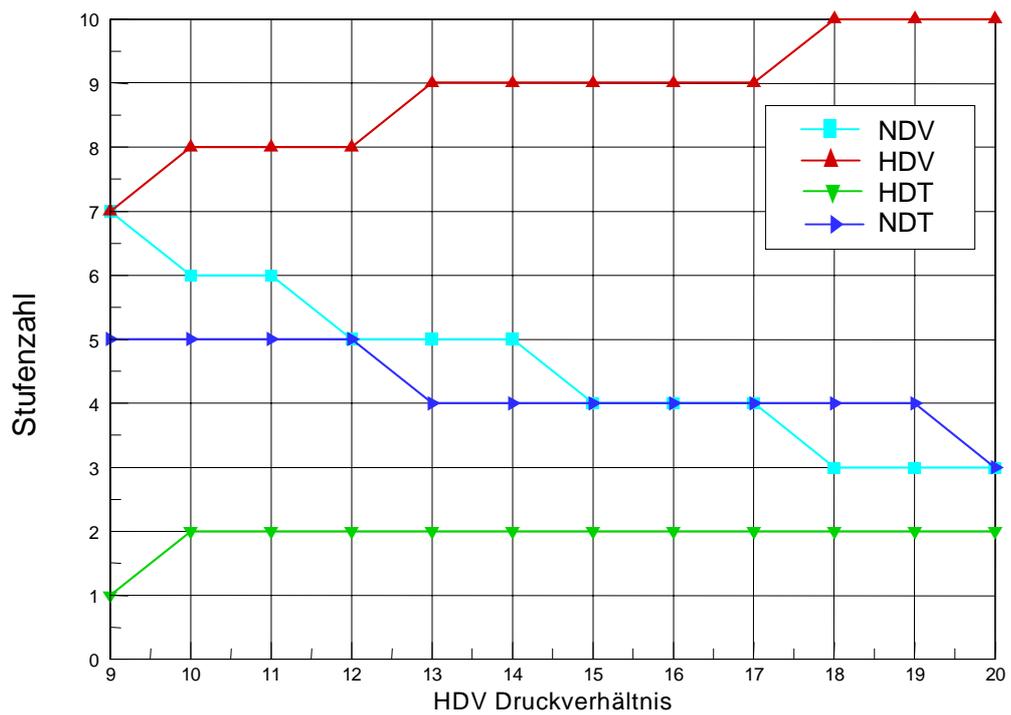


Bild 5-9: Parameterstudie Hochdruckverdichterdruckverhältnis-Variation: Stufenzahlen

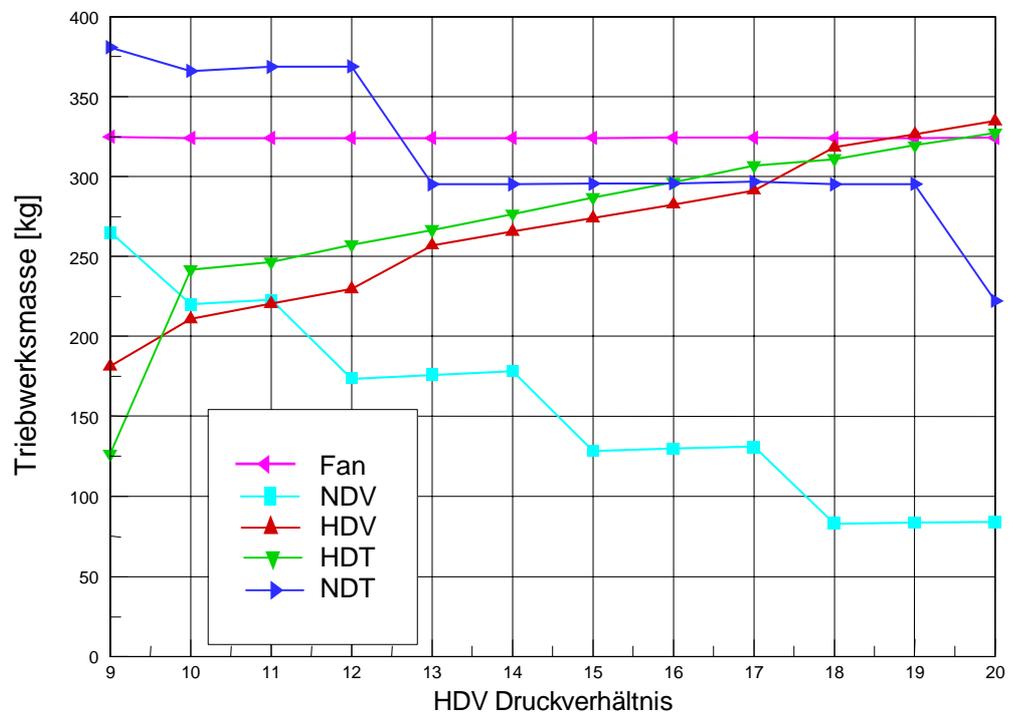


Bild 5-10: Parameterstudie Hochdruckverdichterdruckverhältnis-Variation: Triebwerkskomponentenmassen

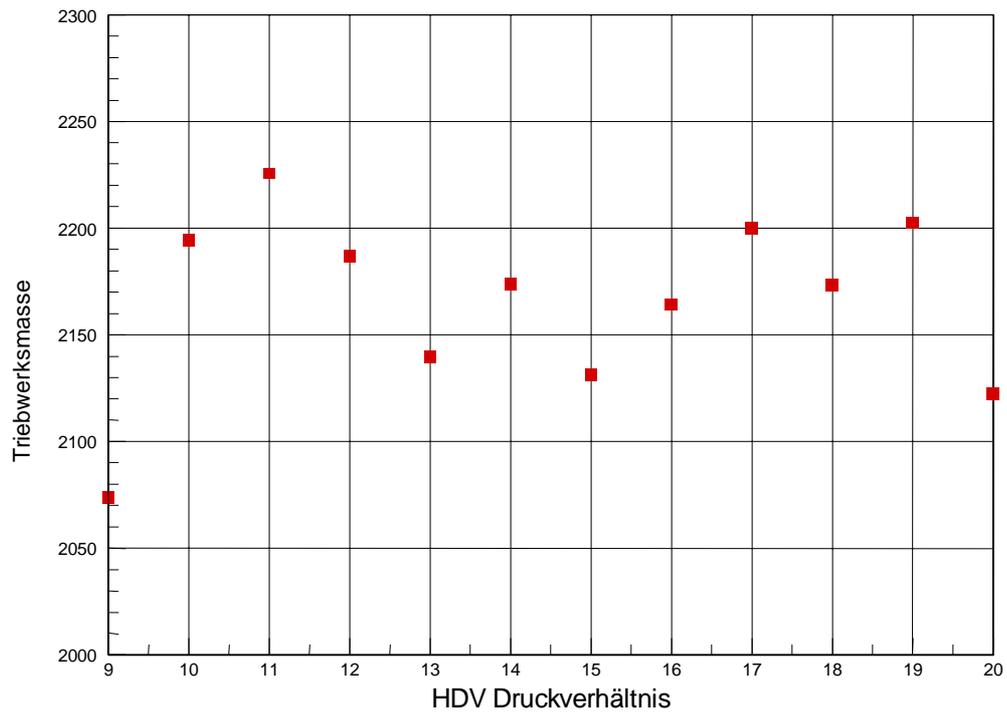


Bild 5-11: Parameterstudie Hochdruckverdichterdruckverhältnis-Variation: Gesamttriebwerksmasse

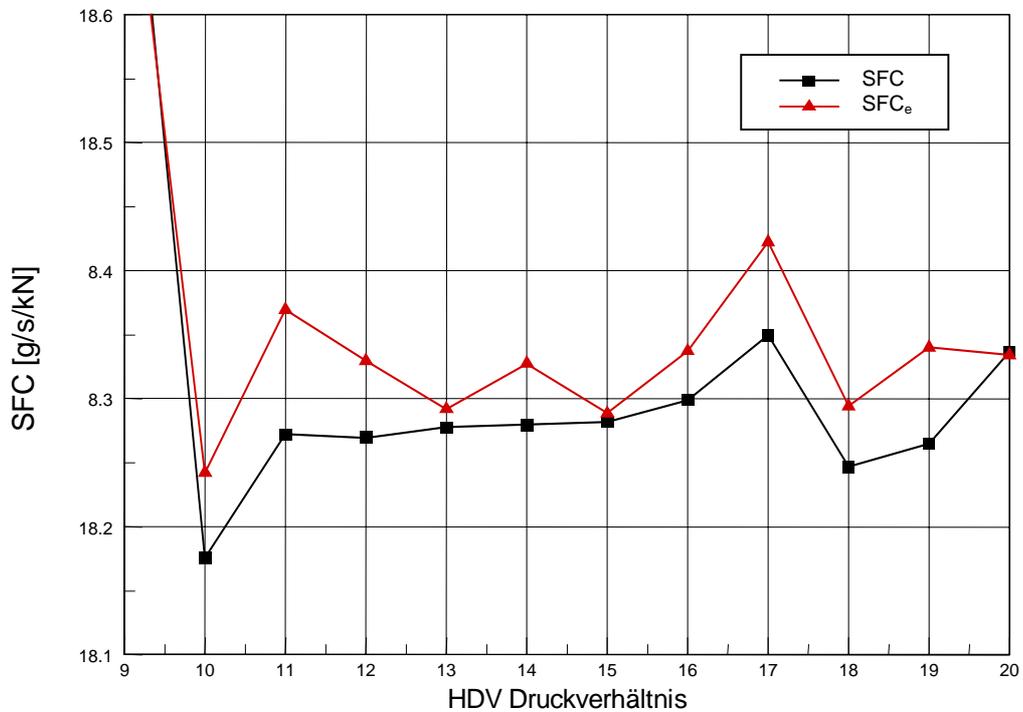


Bild 5-12: Parameterstudie Hochdruckverdichterdruckverhältnis-Variation: Vergleich des spezifischen Verbrauchs SFC (b_F) und des äquivalenten spezifischen Verbrauchs SFC_e

5.2.4 Optimierung des Ringraums (Gesamtriebwerk)

Bei der Thermo- und Gasdynamik-Modellierung eines Turbofantriebwerks handelt es sich um einen hochgradig komplexen Vorgang, der ein - wie bereits dargestellt - entsprechend aufwendiges Modell benötigt. Selbst erfahrenen Projektingenieuren unterlaufen bei der Modellierung gelegentlich Irrtümer und Fehler, die auf Anhieb nicht ohne weiteres ersichtlich sind. Daher bietet es sich an, den Einsatz von Optimierungsroutinen zu nutzen, und zwar aus zwei Gründen:

- 1.) zur Überprüfung der implementierten Verfahren und Modelle,
- 2.) zur Optimierung einer Auslegung.

Da die Optimierungsroutinen ohne Rücksicht auf physikalische Sachverhalte rein numerisch das Optimum suchen, können Schwächen im Modell oft relativ rasch und einfach aufgedeckt werden.

Um die Möglichkeiten der Optimierung aufzuzeigen, wurde, ausgehend von dem in Kapitel 5.2.2 beschriebenen Triebwerk mit automatisiert erzeugtem Ringraum, eine Optimierung dieser Konfiguration durchgeführt.

Mathematisch muß die folgende Aufgabe gelöst werden:

Minimiere die Zielfunktion $f(x)$

unter den folgenden Nebenbedingungen

$$g_j(x) \geq 0 \quad j = 1, m$$

$$h_k(x) = 0 \quad k = 1, n$$

$$x_{i,u} \geq x_i \geq x_{i,o} \quad i = 1, l$$

Das erfordert, daß die Rechnung für einen Satz von Optimierungsvariablen x_i ein eindeutiges Ergebnis sowohl für die Zielfunktion als auch für die Nebenbedingungen liefert.

Die Wahl eines geeigneten Optimierungsverfahrens ist entscheidend für den Erfolg der Optimierung. Zu diesem Thema gibt es zum Teil ausführliche Untersuchungen, z. B. [Bai98], und Anleitungen [Eng99a]. Es hat sich gezeigt, daß für nicht-lineare Probleme mit Randbedingungen in aller Regel nicht ein einzelnes Optimierungsverfahren beste Ergebnisse liefert, sondern eine Mischung verschiedener Verfahren. Insbesondere wenn viele lokale Extremwerte vorhanden sind, empfiehlt es sich, im ersten Schritt mit einem genetischen Algorithmus zu beginnen. Im vorliegenden Fall wurde vor allem deshalb ein genetischer Algorithmus gewählt, da er unempfindlich reagiert, falls ein Eingabedatensatz kein Ergebnis liefert, z.B. wegen Unzulänglichkeiten in den angesprochenen Unterprogrammen des Simulationscodes.

Die Rechnungen wurden unter folgenden Randbedingungen durchgeführt:

- Der Arbeitsprozeß wurde weitgehend unverändert belassen. Um die Vergleichbarkeit der Arbeitsprozesse zu gewährleisten, wird ein konstantes Totaldruckverhältnis in der Mischebene $p_{t16} / p_{16} = \text{const.}$ durch entsprechende Iteration des äußeren Fandruckverhältnisses sichergestellt. Das Booster-Druckverhältnis wurde jeweils so gewählt, daß das Gesamtdruckverhältnis konstant blieb. Die Anpassung des Brennstoffdurchsatzes und damit der Turbineneintrittstemperatur stellte konstanten Nettoschub sicher. Die in der Arbeitsprozeßrechnung vorgegebenen Turbokomponentenwirkungsgrade wurden derart iteriert, daß sie mit den Ergebnissen der Gasdynamikrechnungen übereinstimmen.
- Die gasdynamische Auslegung der Turbokomponenten erfolgt in automatisierter Voreinstellung. Die Auslegung des Ringraums, spezifiziert durch Nabenvverhältnis und axiale Mach-Zahl an Komponentenein- und -austritt, erfolgt mit jeweils konstantem Mittelradius. Die Komponentenstufenzahlen wurden automatisch ermittelt. Es wird eine „grobe“ Mehrschnittsrechnung für alle Turbokomponenten durchgeführt, mit Wirkungsgraden als Ergebnis.
- Gewichtsermittlung der Turbokomponenten
Verwendet wurden hierzu die in Kapitel 4.3 erläuterten Verfahren.
- Alle Optimierungsparameter und Zielgrößen werden mit dem Referenzzustand skaliert.

Optimiert wurde die Anordnung der Komponenten unter Berücksichtigung der optimalen Aufteilung der Verdichterdruckverhältnisse und der optimalen Drehzahlen im Hinblick auf den spezifischen Brennstoffverbrauch und auf das Triebwerksgewicht. Hierzu wurde ein den Gewichtseinfluß berücksichtigender Vergleichswert des spezifischen Brennstoffverbrauchs SFC eingeführt, der Triebwerksgewichtsunterschiede gegenüber der Ausgangskonfiguration mittels eines Austauschfaktors in einen SFC-Unterschied umrechnet. Exemplarisch zugrunde gelegt wurde eine für Flugzeuge mit den betrachteten Triebwerken typische Annahme, daß 160 kg Triebwerksgewicht einer 1%igen Verschlechterung des spezifischen Brennstoffverbrauchs entspricht.

Mittelfristig wird im Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP auch eine Optimierung der Lebensdauerkosten unter Einhaltung bestimmter Randbedingungen hinsichtlich der Umweltverträglichkeit durchgeführt werden können.

In der ersten Testphase des GTSDP-Prototyps wurden alle Optimierungen mit zwei kommerziellen Optimierungsoberflächen durchgeführt [Sch98a], und zwar mit

- iSight der Firma Engineous Inc, North Carolina [Eng97] und mit
- BOSS Quattro der Firma Samtech [Sam97], [Sam98] .

Für beide Optimierungsoberflächen ist eine Art „Konfiguration“ zu erstellen, die Angaben bezüglich

- Namen der Design-Parameter (optimierte Größen),
- Ort der Design-Parameter (Eingabedatei),
- Ort und Name des auszuführenden Programms,
- Namen der Parameter zur Bestimmung von Zielfunktion und Nebenbedingungen (Ausgabegrößen),
- Ort der Ausgabegrößen

enthält.

Zur Vereinfachung und Übersichtlichkeit wurde GTSDP in Form eines Unix-Scripts so konfiguriert, daß für die Optimierungsoberfläche nur eine Eingabedatei, eine Ausgabedatei und ein Script benötigt wird, das das Pre-Design Tool in Voreinstellung startet, nach Abschluß die erzeugten Daten mittels eines Programms zur Datenausgabe liest und eine Ergebnisdatei erzeugt, Bild 5-13.

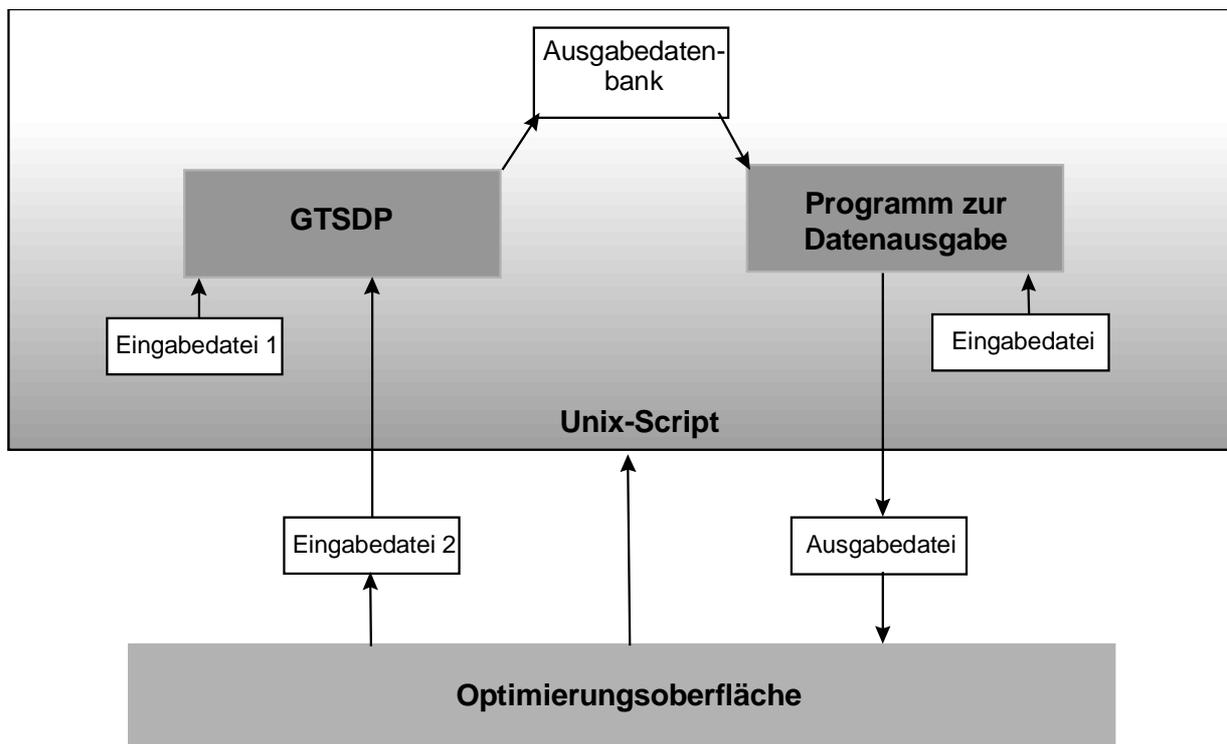


Bild 5-13: GTSDP-Konfiguration in einer Optimierungsoberfläche (vereinfacht)

Die Eingabedatei 1 enthält dabei alle grundlegenden und während der Optimierung unveränderlichen Informationen bezüglich Arbeitsprozeß und Grundeinstellungen für die Gasdynamikauslegung, die Eingabedatei 2 lediglich die Eingabeparameter, die durch die Optimierungsoberfläche variiert werden sollen. Die Eingabedatei des Programms zur Datenausgabe steuert die Erzeugung der Ausgabedatei. Es werden lediglich die Größen ausgegeben, die zur Bestimmung der Zielfunktion oder eventueller Nebenbedingungen notwendig sind.

Eine Übersicht über die iterierten Eingabegrößen (insgesamt 8) gibt Tabelle 5-12.

Parameter	Ziel-Bedingung
Fan-Druckverhältnis, außen	$p_{t16} / p_{t6} = \text{const.}$
Booster-Druckverhältnis	Gesamtdruckverhältnis konstant
Brennstoffdurchsatz	Nettoschub = const.
Isentr. Wirkungsgrad Fan, außen	Ablesen eines Tabellenwerts Wirkungsgrad=f(Drehzahl)
Isentr. Wirkungsgrade Fan,innen + NDV HDV HDT NDT	Isentroper Wirkungsgrad (Thermodynamik-Eingabe) = Isentroper Wirkungsgrad (Gasdynamik-Ausgabe)

Tabelle 5-12: Übersicht über iterierte Eingabegrößen

Von großer Bedeutung für die Güte des Optimierungsergebnisses sind geeignet angesetzte Nebenbedingungen. Eine Übersicht über die hier verwendeten Nebenbedingungen gibt Tabelle 5-13.

Parameter	Nebenbedingung
Fehler-Indikator	< 6000
Innenradius Rotor 1 Hochdruckverdichter	> 0,150 m
Maximales An^2 Hochdruckturbine	< 7300 m^2 / s^2

Tabelle 5-13: Nebenbedingungen zur Optimierung

Der Fehler-Indikator [Unt95], [Kur87] gibt dabei an, ob die GTSDP-Rechnung gültig ist. Allerdings handelt es sich hier nur um eine Sicherheitsmaßnahme; besteht die Wahrscheinlichkeit, daß der Fehler-Indikator Werte größer als der Grenzwert annehmen könnte, so ist als Nebenbedingung besser die entsprechende physikalische Größe zu implementieren, da diese im Fehlerfall bei verschiedenen Eingabegrößen nicht wie der Fehler-Indikator konstant bliebe.

In dem hier betrachteten Fall wurde ein minimaler Innenradius des Hochdruckverdichter-Rotors 1 ($> 0,15$ m) gewählt, um zu gewährleisten, daß die Niederdruckwelle noch unter dem Hochdruckverdichter durchgeführt werden kann. (Die Wellenauslegung ist zum derzeitigen Stand noch nicht vollständig in GTSDP implementiert.) Aus demselben Grund wurde das Hochdruckverdichternabenverhältnis nach unten auf 0,854 begrenzt, siehe Tabelle 5-14.

Das maximale An^2 , das Produkt aus Fläche am Hochdruckturbinenaustritt und Quadrat der mechanischen Drehzahl, stellt ein Festigkeitskriterium für die Hochdruckturbinen dar. Zu beachten ist dabei, daß die mechanische Wellen-Drehzahl bei Take-off höher liegt und in der Regel zusätzlich noch eine Sicherheitsmarge berücksichtigt wird, so daß dem angesetzten Wert ein weit höherer Maximalwert entspricht.

Wesentlich für einen vernünftigen Optimierungslauf ist die Vorgabe von Schranken für die Optimierungsvariablen. Diese Schranken wurden für die einzelnen Optimierungsvariablen in der Regel aufgrund der Auswertung von Statistiken gesetzt, Tabelle 5-14.

Eine Übersicht über die durchgeführten Optimierungen gibt Tabelle 5-14.

Parameter	Startwert	Optimum	untere Grenze	obere Grenze
Drehzahl Hochdruckwelle [rpm]	14154	14744	13000	15000
Drehzahl Niederdruckwelle [rpm]	5375	5241	4500	6000
HDV Druckverhältnis	13,305	12,833	9,00	15,00
Nabenverhältnis (Eintritt) Booster	0,80	0,75	0,75	0,90
Nabenverhältnis (Austritt) HDV	0,91	0,854	0,854	0,91
Nabenverhältnis (Austritt) HDT	0,83	0,813	0,80	0,85
Nabenverhältnis (Austritt) NDT	0,50	0,409	0,40	0,65

Tabelle 5-14: Übersicht über durchgeführte Optimierungen

Die optimale Lösung führt zu kleinstzulässigen Nabenverhältnissen der Verdichter bei maximal zulässigem An^2 der Hochdruckturbinen, Bild 5-14.

Es ergibt sich im Vergleich zur Startlösung ein um 5,25 % besserer äquivalenter spezifischer Brennstoffverbrauch, der sich aus einer 22,6 %igen Gewichtsverringering und einer 1,95 %igen Verbesserung des SFC zusammensetzt.

Die drastische Gewichtsabnahme kommt in erster Linie durch eine Verringerung der Turbokomponentennabenverhältnisse und damit -durchmesser zustande. Aus dem Verhältnis von optimalem Nabenverhältnis und Start-Nabenverhältnis läßt sich direkt das entsprechende Verhältnis der Mittelschnittsradien und damit nach den verwendeten Gewichtskorrelationen nach Kap. 4.3.3 sofort der Einfluß auf das Triebwerksgewicht ermitteln, siehe Tabelle 5-15. Danach lassen sich bereits 18,8 % Gewichtsreduktion direkt auf die Reduktion der mittleren Radien der Turbokomponenten zurückführen. (Weitere gewichtsreduzierende Effekte sind reduzierte Umfangsgeschwindigkeiten sowie geringere Mittelschnittsradien in den Nicht-Turbokomponenten).

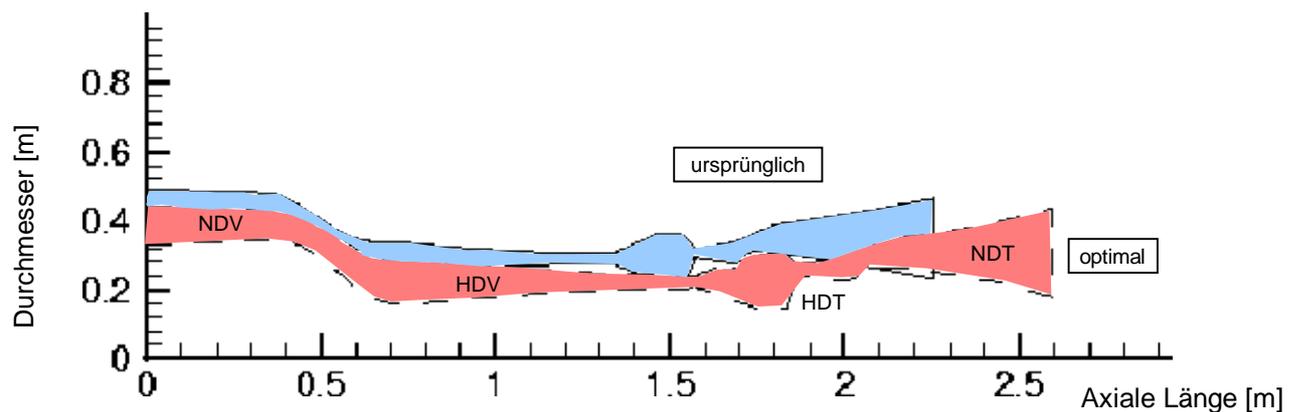


Bild 5-14: Ringraumvergleich eines Turbofantriebwerks vor und nach Optimierung

Komponente	Anteil am Triebwerksgesamtgewicht (Startkonfiguration)	Optimales Nabenverhältnis / Start-Nabenverhältnis	Optimaler mittlerer Durchmesser / Startdurchmesser	Optimales Komponentengewicht / Startkomponentengewicht	Gewichtersparnis [% Triebwerksgesamtgewicht]
NDV	9,6	0,94	0,77	0,57	4,1
HDV	14,2	0,94	0,77	0,57	6,1
HDT	14,7	0,98	0,95	0,88	1,8
NDT	16,3	0,82	0,89	0,75	6,8

Tabelle 5-15: Einfluß einer Verringerung der Komponentennabenverhältnisse auf ihr Gewicht

	Startkonfiguration	Optimum
Fan-Druckverhältnis	1,774	1,785
NDV Druckverhältnis	2,642	2,739
HDV Druckverhältnis	13,305	12,833
Turbineneintrittstemperatur [K]	1474	1434
HDT-Drehzahl [rpm]	14127	14744
NDT-Drehzahl [rpm]	5359	5241
Isentroper Fan-Wirkungsgrad	0,886	0,888
Isentroper NDV-Wirkungsgrad	0,856	0,854
Isentroper HDV-Wirkungsgrad	0,770	0,819
HDT-Wirkungsgrad	0,893	0,888
NDT-Wirkungsgrad	0,917	0,907
SFC_e [g/kN s]	18,42	17,54
SFC [g/kN s]	18,47	18,11
Triebwerksmasse [kg]	1982	1534

Tabelle 5-16: Vergleich Startlösung - optimale Lösung

Inwieweit diese drastische Gewichtsreduktion tatsächlich realisiert werden kann, bleibt jedoch zu bezweifeln. Einerseits wurde in dem gezeigten Beispiel keine Wellenauslegung durchgeführt und auch die Lagerung wurde nicht direkt berücksichtigt. Gerade diese jedoch limitiert die Komponentennabenverhältnisse nach unten.

Tabelle 5-16 zeigt die wichtigsten die Zielgröße beeinflussenden Parameter für die Start- und für die optimale Lösung.

Die oben geschilderte Optimierung wurde in zwei Schritten durchgeführt. Begonnen wurde im ersten Schritt mit einem genetischen Algorithmus [Eng99], [Hol92]. Bei einem genetischen Algorithmus wird eine Ausgangspopulation durch die genetischen Operationen Selektion, Crossover und Mutation verändert, nachdem die Zielfunktion für die gesamte Population und daraus ein mittlerer Optimierungsgrad bestimmt wurde. Ausgehend von der Ursprungspopulation wird nach dem Prinzip „Survival of the Fittest“ ein neuer Satz Eingabedaten ermittelt, wobei zu einem gewissen Teil auch neue Kombinationen von Eingabedaten durch Crossover und Mutation erzeugt werden. Aufgrund der relativ hohen Zahl der Rechendurchgänge, bei denen das Simulationsprogramm keine gültige Lösung lieferte (17,8 %), Tabelle 5-17, erscheint der gewählte genetische Algorithmus als das ideale Optimierungsverfahren für den ersten Schritt.

Die mittlere benötigte Zeit pro Rechenlauf betrug dabei 1,66 Minuten.

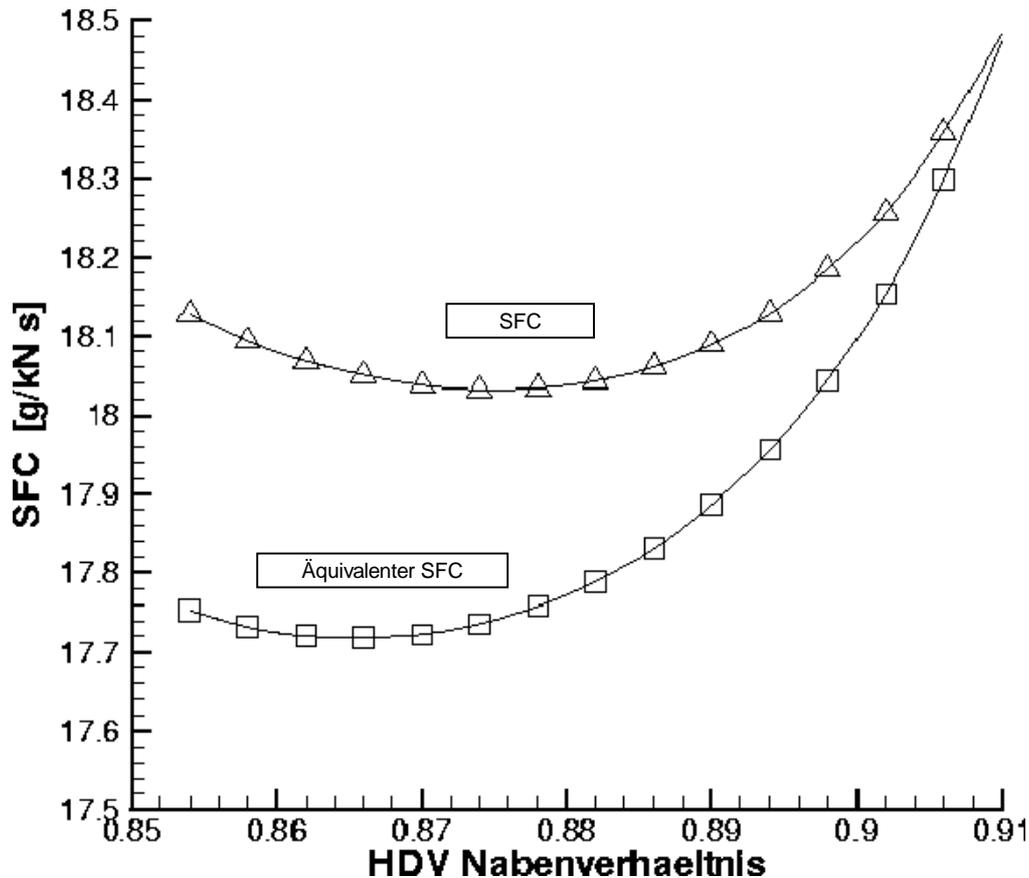


Bild 5-15: Einfluß des Hochdruckverdichternabenverhältnisses auf den spezifischen Brennstoffverbrauch SFC (b_F)

Optimierung mit genetischem Algorithmus	Anzahl	Anzahl [%]
Durchgeführte Rechendurchläufe	500	100
Simulationsprogramm abgebrochen (Task Process Status 1.0)	28	5.6
Fehler im Turbinenmehrschnittsprogramm	20	4.0
Keine Konvergenz	6	1,2
Anderer schwerwiegender Fehler in GTSDP	35	7,0

Tabelle 5-17: Übersicht über die durchgeführte Optimierung

Im zweiten Schritt wurde die Methode der möglichen Richtungen („Method of Feasible Directions - CONMIN) [Eng99a] verwendet. Sie führte gegenüber dem ersten Schritt zu einer weiteren 0,8 %igen Verbesserung der Zielfunktion.

Um Hinweise zu bekommen, inwieweit die automatisch bestimmten Stufenzahlen eine geeignete Vorschätzung darstellen, wurde in einer weiteren Untersuchung, ausgehend von der optimalen Konfiguration, versucht, unter Beibehaltung von Drehzahlen und Druckverhältnissen die optimale Stufenzahl für die einzelnen Kompo-

nennten zu ermitteln, siehe Tabelle 5-18. Es zeigt sich, daß ein 11-stufiger Hochdruckverdichter statt eines 9-stufigen hinsichtlich äquivalentem spezifischen Brennstoffverbrauch Vorteile hätte. In der Praxis wird man allerdings aus Kostengründen (kleinere Teilezahl) auf die höhere Stufenzahl verzichten.

Die dritte Untersuchung bestand in einer Subspace-Optimierung, bei der einzelne Komponenten hinsichtlich deren Wirkungsgraden unter Beibehaltung des Ringraums, des Kreisprozesses und der Drehzahlen optimiert wurden.

Exemplarisch wurde hierzu die Enthalpieaufteilung für die zweistufige Hochdruckturbinen angepaßt. Die Optimierung der Enthalpieaufteilung in der Hochdruckturbinen wurde so durchgeführt, daß der Hochdruckturbinenwirkungsgrad maximal wird. Das Ergebnis zeigt Tabelle 5-19.

Hier zeigte sich, daß für eine derartige Subspace-Optimierung die verwendeten Mittelschnittsprogramme nicht geeignet sind. So ist zum Beispiel der Einfluß einer von der automatisierten Vorgabe abweichenden optimierten Enthalpie-Verteilung auf den Turbinenwirkungsgrad einerseits gering, andererseits werden die Ungenauigkeiten durch Iteration des Wirkungsgrads relativ groß.

Bild 5-16 zeigt die Abhängigkeit des Wirkungsgrads von der Enthalpiedifferenz der ersten Hochdruckturbinenstufe. Gegenüber der automatisierten Auslegung läßt sich durch die Optimierung der Arbeitsaufteilung eine Erhöhung des Hochdruckturbinen-Wirkungsgrads um 0,4 % erzielen.

	vor Optimierung	nach Optimierung
NDV-Stufenzahl	3	3
HDV-Stufenzahl	9	11
HDT-Stufenzahl	2	2
NDT-Stufenzahl	4	4
SFC [g/kN s]	18,11	17,90
SFC _e [g/kN s]	17,54	17,39
Triebwerksgewicht [kg]	1534	1576

Tabelle 5-18: Ermittlung optimaler Stufenzahlen

	Startwert	Optimaler Wert
Enthalpiedifferenz Stufe 1	-242859	-200851
Enthalpieaufteilung (%)	50 / 50	41 / 59
Rel. is. Wirkungsgrad (%)	100	100,4

Tabelle 5-19: Optimierung der Enthalpieaufteilung in der Hochdruckturbinen

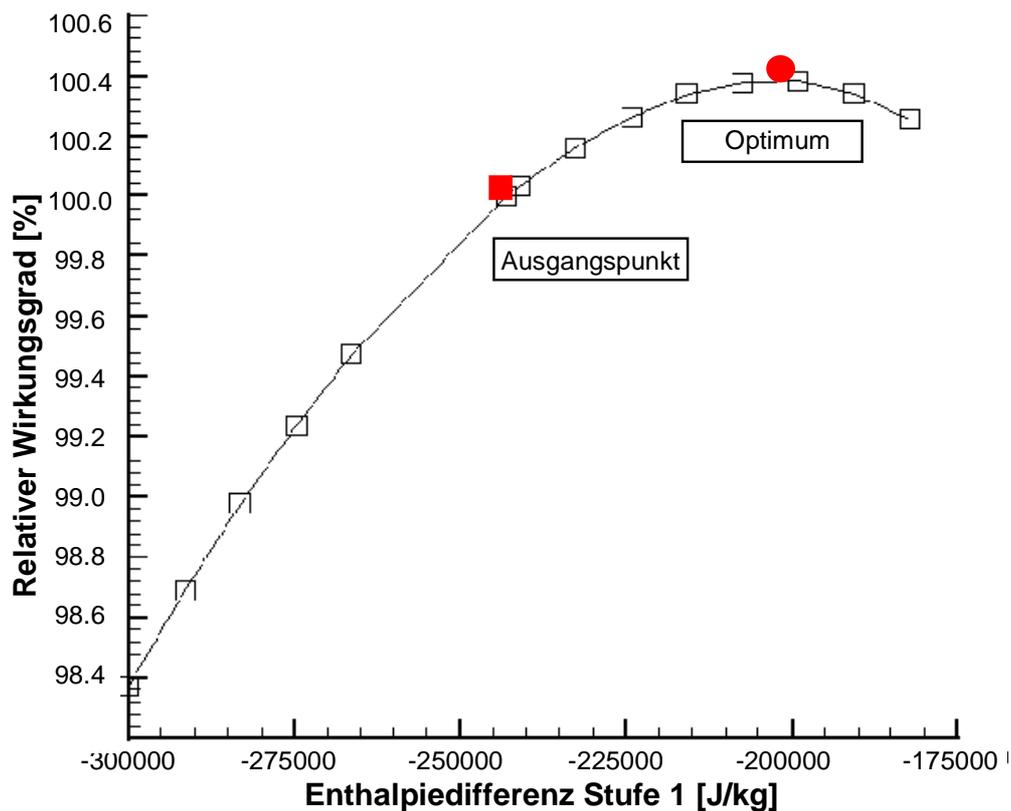


Bild 5-16: HDT-Wirkungsgrad als Funktion der Enthalpiedifferenz der ersten Stufe

Zusammenfassend seien hier noch einmal die wichtigsten Sachverhalte zu den gezeigten Optimierungen der einzelnen Parameter genannt:

- Die Vorbelegungen der Eingabeparameter liefern eine vernünftige Auslegung, die größtenteils nicht weit von der SFC-optimalen Eingabe entfernt liegt.
- Die Optimierung des Hochdruckverdichter-Nabenverhältnisses zeigt, daß der Hochdruckverdichter aus Gewichtsgründen möglichst nahe der Maschinenachse liegen sollte. Hier ist die Voreinstellung jedoch gemäß Statistiken so gewählt, daß die Niederdruckwelle jeweils noch unter dem Hochdruckverdichter durchgeführt werden kann.
- Eine Optimierung der Arbeitsaufteilung in den Turbokomponenten erscheint mit dem verwendeten Modell derzeit angesichts des flachen SFC-Optimums als eher fragwürdig. Hier liefert die Voreinstellung offensichtlich vernünftige Werte.
- Die relativ hohe Zahl von nicht regulär beendeten Rechendurchläufen zeigt die Notwendigkeit, die verwendeten Unterprogramme hinsichtlich ihrer Stabilität noch deutlich zu verbessern.
- Die Untersuchungen zeigen, daß mit den geschilderten Verfahren ebenso optimale Gewichte, Kosten und auch Emissionen erreicht werden können.

6. Zusammenfassende Bewertung der Ergebnisse und Ausblick

Die im Rahmen dieser Arbeit vorgestellten Beispiele zeigen die Vorteile des hier entwickelten Programmsystems zur projektmäßigen Triebwerksauslegung, insbesondere den Vorteil der möglichen Bearbeitung verschiedener Disziplinen in einem Arbeitsgang. Diese Disziplinen schließen die Thermodynamik, Gasdynamik, Festigkeit sowie Gewichts- und Kostenschätzungen ein. Dadurch kann ein Antrieb im Sinne von „Concurrent Engineering“ schon in einer sehr frühen Phase weitgehend beurteilt werden und teure Iterationen können durch Ausschluß von konstruktiv und festigkeitsmäßig nicht umsetzbaren Auslegungen vermieden werden. Eine Optimierung des Gesamtsystems unter Berücksichtigung der wesentlichen Kriterien wird somit ermöglicht.

Das vorgestellte Auslegungsverfahren zur projektmäßigen Triebwerksauslegung wurde entwickelt, um besonders die Anforderungen der Anwendung im industriellen Einsatz zu erfüllen. Daher wurde im Gegensatz zu häufig publizierten Ansätzen nicht versucht, ein durchgehend neues Verfahren zu entwickeln, sondern ein offenes Programmsystem, dessen Konzeption speziell die Randbedingungen in der Industrie berücksichtigt. Als Konsequenz entstand ein Verfahren, bei dem vor allem auf die Akzeptanz durch die jeweils zuständigen Fachabteilungen Wert gelegt wurde. Erreicht wird dies durch den Einsatz von Fachabteilungsprogrammen bei gleichzeitiger Zuständigkeit der Fachabteilung für die Programm-Wartung.

Die vorgestellten Beispiele zeigen bereits das breite Einsatzspektrum des neuentwickelten Gasturbinen-Vorauslegungsprogramms GTSDP. In der ersten Ausbaustufe des Programmsystems sind im wesentlichen die Disziplinen Thermodynamik, Gasdynamik mit Ringraumgenerierung und Turbokomponenten-Mittel- und Mehrschnittsrechnung sowie die Gewichtsbestimmung implementiert. Damit ist die Grundlage geschaffen, auch die festigkeitsmäßige Auslegung anzuschließen. So wurde in einem ersten Schritt bereits ein Scheibenauslegungsverfahren eingefügt, das die projektmäßige Dimensionierung von Turbomaschinen-Scheiben erlaubt.

Das Konzept, existierende Unterprogramme von verschiedenen Fachabteilungen beliebig zu nutzen, führte bei ersten beispielhaften Einsätzen zu deutlich spürbaren Zeiteinsparungen der Ingenieurstunden. Hierbei spielt es keine große Rolle, ob die eingesetzten Verfahren teilweise noch nicht justiert sind. Besonders die in der Disziplin Gasdynamik berechneten Turbokomponentenwirkungsgrade (hier noch mit Ausnahme der des Hochdruckverdichters) zeigen im Vergleich verschiedener Auslegungen bereits gute Genauigkeit.

Die zahlenmäßigen Ergebnisse zur Gewichtsbestimmung sind allerdings wegen mangelnder Daten noch unbefriedigend. Dies liegt zum einen daran, daß im ersten Schritt vor allem sehr einfache und damit systemimmanente „ungenauere“ Verfahren im Gasturbinenvorauslegungsprogramm GTSDP implementiert wurden, zum anderen, daß einige Eingabegrößen für die Gewichtsrechnungsverfahren Ergebnisse

vorher durchlaufener Disziplinen darstellen und demnach noch nicht genügend ermittelt werden können.

Das vorgestellte Programmsystem gestattet den Einsatz sehr grober Auslegungsverfahren bis hin zu tiefgehenden Verfahren sowohl bei der Berechnung einer einzelnen wie auch mehrerer Disziplinen in einem Durchgang. Es können nach Bedarf sowohl in Teilsystemen als auch systemübergreifend Optimierungsverfahren eingesetzt werden. Das Rechenverfahren führt den Anwender dabei von Anfang an systematisch und strukturiert durch den gesamten Auslegungsprozeß. Dies steigert nach den bisherigen Erfahrungen die Qualität der Triebwerksauslegung erheblich.

Als Basis für das Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP wurde ein Leistungssyntheseprogramm gewählt, das bereits wesentliche Voraussetzungen und Eigenschaften aufweist, die auch das hier vorgestellte Programmsystem insgesamt auszeichnen sollen. Die Hauptvorteile zeigten sich bereits bei der Implementierung des Verfahrens:

- Wesentliche Verkürzung der Arbeitszeiten bei der Vorauslegung in der Größenordnung von 40 % gegenüber der herkömmlichen Vorgehensweise,
- erhöhte Treffsicherheit in der Auslegung durch Schaffung einer durchgängigen Prozeßkette mit harmonisierten Schnittstellen,
- hohe Prozeßstabilität durch strukturierten Auslegungsprozeß,
- Reduzierung der Fehleranfälligkeit durch automatisierten Datentransfer,
- Reduzierung der Fehleranfälligkeit durch optische Kontrollmechanismen.

Mit dem Gasturbinen-Vorauslegungsprogramm GTSDP wird zusammengefaßt ein Werkzeug zur projektmäßigen Triebwerksauslegung vorgestellt, das wie kein bisher bekanntes Programmsystem prädestiniert dazu ist, die ingenieurmäßige Arbeitsqualität zu verbessern bei gleichzeitiger Reduzierung der Projekt-Durchlaufzeiten. Dies betrifft besonders die schnelle Vergleichbarkeit von Triebwerken hinsichtlich Wirkungsgraden, Gewicht, Kosten und Lebensdauer. Die Treffsicherheit der Auslegung wird durch die durchgängige Prozeßkette mit entsprechenden Schnittstellen erhöht.

7. Literatur

- [Ack93] Ackermann E.
Studie SST-Antrieb
MTU München, Technische Notiz MTUM-N93EP-0001 (MTU-intern),
1993
- [AEA89a] AEA, Association of European Airlines
Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements
Brussels, 1989
- [AEA89b] AEA, Association of European Airlines
Long Range Aircraft AEA Requirements
Brussels, 1989
- [ATA67] Air Transport Association of America
Standard Method of Estimation Comparative Direct Operation Costs of
Turbine Powered Transport Airplanes
Washington, D.C., 1967
- [Ane97] Anemaat, W.; Roskam, J.
Designing general aviation aircraft with a PC
Aerospace Engineering, April 1997
- [Aok81] Aoki, S.; Mase, M.; Murai, T.
Gas Turbine Interactive Design System (TDSYS)
Mitsubishi Tech. Rev.; 18; 2, 1981
- [Bai98] Baier, R.D.
EVOTECH - Einsatz der Evolutionsstrategie in Wissenschaft und
Technik
Teilprojekt Formoptimierung von Turbinenschaufeln mit evolutionären
Algorithmen
FKZ01 IB 404 D0, Abschlußbericht, München, 1998
- [Bal90] Bailey, M.W.; Overton, K.S.
Automated Aircraft Engine Costing Using Artificial Intelligence
AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, Orlando,
1990
- [Bal98] Bailey, M.W.; Long, L.L.; Herbert, J.G.
Design to Cost and Manufacturing Process Considerations - Session 2
RTO Lecture Series 211 „Integrated Multidisciplinary Design of High
Pressure Compressor Systems“, September 1998

- [Bar79] Barrett, W.; Koenig, M.J.
The Use of the Maurer Factor for Estimating the Cost of a Turbine Engine in the early Stages of Development
Air Force Institute of Technology, Report LSSR 19-79A, Wright Patterson AFB, Ohio, 1979
- [Bau94a] Bauer, A.
Betriebsverhalten luftatmender Kombinationstriebwerke für den Hyperschallflug unter besonderer Berücksichtigung der Triebwerksintegration
Dissertation, Lehrstuhl f. Flugantriebe, TU München, 1994
- [Bau94b] Bauer, A., Muggli, W.
Leistungssyntheseberechnung für Gasturbinen
Dokumentation zum Programm SYN90
Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München, 1994
- [Bau98] Bauer, M.
Korrelationen für die Längen- und Gewichtsabschätzung von Turboflugtriebwerken im Vergleich mit ausgeführten Triebwerken
Diplomarbeit, München, 1998
- [Bia84] Biagosch, A.
Verfahren zur Optimierung der aerodynamischen Auslegung mehrstufiger Axialverdichter
Dissertation, TU München, 1984
- [Bil88] Bil, C.
Development and application of a computer-based system for conceptual aircraft design
Dissertation, Delft, 1988
- [Bra96] Brandys
Erweiterung eines aerodynamischen Vorauslegungssystems für Triebwerksgondeln
Diplomarbeit TU München und MTU, 1996
- [Bro96] Brown, M.R.
Using Netscape 3
Indianapolis, 1996
- [CFM87] cfm international
CFM56-5
The High Performance Engine
CFM 2098/05/87, 1987
- [Cla91] Claus, R.W. et al
Numerical Propulsion System Simulation
Computing Systems in Engineering, Vol. 2, No 4, 1991

- [Cla92] Claus, R.W.; Evans, A.L.; Follen, G.J.
Multidisciplinary Propulsion Simulation Using NPSS
AIAA Paper 92-4709-CP, 1992
- [Con98] Concepts ETI Inc.
Agile Engineering Design System
<http://www.conceptseti.com/software.html>, 1998
- [Cor63] Cordes, G.
Strömungstechnik der gasbeaufschlagten Axialturbinen
Berlin, Göttingen, Heidelberg 1963
- [Cra99] Cranfield University
Transient Behaviour
Lecture Notes, Cranfield University, 1999
- [Cul82] Culy, D.G.; Gunness, R.C.
A Cost Modeling Approach to Engine Optimization
AIAA-82-1185, Cleveland, 1982
- [Cyr86] Cyrus, J.D.
Engine Component Life Prediction Methodology for Conceptual Design
Investigations
ASME 86-GT-24, Düsseldorf, 1986
- [Dan83] Daniele, C.J.; Krosel, S.M.; Szuch, J.R.; Westerkamp, E.J.
Digital Computer Program for Generating Dynamic Turbofan Engine
Models (DIGTEM)
NASA TM-83446, 1983
- [Dup95] Dupslaff, M.
Programm- und Eingabebeschreibung Stromliniengeometrieverfahren
(SGV)
PROTAS Version 1.0
MTU München, 01.05.1995, (MTU-intern)
- [Eng97] Engineous Software Inc.
iSight Technical Overview
Engineous Software Inc. North Carolina, 1997
- [Eng99a] Engineous Software Inc.
iSight Designer's Guide - Version 5.0 -
Engineous Software Inc. North Carolina, 1999
- [Eng99b] Engineous Software Inc.
iSight Developer's Guide - Version 5.0 -
Volume 1: Process Integration
Engineous Software Inc. North Carolina, 1999

- [Eng99c] Engineous Software Inc.
iSight Developer's Guide - Version 5.0 -
Volume 2: MDOL
Engineous Software Inc. North Carolina, 1999
- [Fin84] Finizie, L.T.
NAVY Methodology for Predicting Aircraft Engine Production Costs
using the Maurer Factor Concept
Report No. NADC-84028-20, Washington, 1984
- [Fio93] Fiola, R.
Berechnung des instationären Betriebsverhaltens von Gasturbinen
unter besonderer Berücksichtigung von Sekundäreffekten
Dissertation, München, 1993
- [Fis80] Fishbach, L. H.
Computer Simulation of Engine Systems
AIAA-80-0051, Pasadena, 1980
- [Fis75] Fishbach, L. H., Caddy, M. J.
NNEP – The NAVY NASA Engine Program
NASA TM X-71857, 1975
- [Fis88] Fishbach, L.H., Gordon, S.
NNEPEQ – Chemical Equilibrium Version of the NAVY / NASA Engine
Program
ASME Paper 88-GT-314, 1988
- [Fis72] Fishbach, L.H., Koenig, R.W.
Geneng II – A Program for Calculating Design and Off-Design Perfor-
mance of Two- and Three Spool-Turbofans with as Many as Three
Nozzles
NASA TN D-6553, 1972
- [Fis72] Fisher, J.F.; Hitchcock, S.T.; Trelease, R.H.
Cost Analysis as Applied to Aircraft Synthesis
SAWE-Paper 913, 31st Annual Conference of the Society of Aeronau-
tical Weight Engineers, Inc., Atlanta, Georgia, 1972
- [Fra76] Franciscus, L.
Interim Computer Program for Estimating Aircraft Engine Weight and
Dimensions on a Component Basis
NASA TM X-73404, Cleveland, Ohio, 1976
- [Gau80] Gaunter, J. W.
Algorithm for Calculating Turbine Cooling Flow and the Resulting De-
crease in Turbine Efficiency
NASA TM 81453, 1980

- [GE77] General Electric
Turbine Design System - User's Manual
Aircraft Engine Group, Cincinnati, Ohio, 1977
- [Ger70] Gerend, P.; Roundhill, J.P.
Correlation of Gas Turbine Engine Weights and Dimensions
AIAA Paper No 70-669, San Diego, 1970
- [Gla72] Glassman, Arthur J.
Computer Program for Preliminary Design Analysis of Axial Flow Turbines
NASA Technical Note NASA TN D-6072, Washington D.C., March 1972
- [Gor98] Gordon, S.; McBride, B.J.
Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Thermodynamics CET
NASA RP-1311, <ftp://ftp.lerc.nasa.gov/anyone/aemc>, NASA Lewis, 1998
- [Gri76] Grieb, H.
Gestaltung von Triebwerken für militärische Anwendung
Mannheim, 1976
- [Gri81] Grieb, H.
Der Verdichter als Komponente des TL-Triebwerks
Mannheim, 1981
- [Gri75] Grieb, H.; Schill, G.; Gumucio, R.
A Semi-Empirical Method for the Determination of Multistage Axial Compressor Efficiency
ASME 75-GT-11, New York, 1975
- [Hag82] Hagen, H.
Fluggasturbinen und ihre Leistungen
Karlsruhe, 1982
- [Hal82] Hale, P.L.
A Method to Estimate Weight and Dimensions of Small Aircraft Propulsion Gas Turbine Engines- Final Report
NASA CR-168049, Phoenix, 1982
- [Has96] Hasenbrink, F.; Pokorny, S.
Das Virtuelle Triebwerk
Verteilte Simulation und Echtzeit-Darstellung der Strömung durch Flugzeugtriebwerke
DFN Mitteilungen 42, 11/96

- [Hei89] Heilmann; Simon, M.
Handbuch der modernen Datenverarbeitung : Expertensysteme
Heft 147, Mai 1989
- [Hol91] Holt, G; Bassler, S.
Preliminary Design of Axial Compressors Using Artificial Intelligence
and Numerical Optimization Techniques
ASME Paper 91-GT-334, Orlando, 1991
- [Hol92] Holland, John H.
Genetic Algorithms
Scientific American, July 1992
- [Hol97] Hollmeier, S.
Simulation des Betriebsverhaltens von Antrieben für Raumtransporter /
Hyperschallflugzeuge
Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1997
- [Hüt94] Hüttl, T.
Zur EDV-gemäßen Darstellung von Axial-Turbo-Verdichter-
Auslegungen auf der Basis eines erweiterten Mittelschnittverfahrens
Diplomarbeit, München, 1994
- [IAE96] International Aero Engines
V2500. The Power of Choice.
Werbeprospekt, USA, 1996
- [Jac91] Jackson, D.G; Wright, T.
An Intelligent / Learning Axial Fan Design System
ASME Paper 91-GT-27, Orlando, 1991
- [Jap98] Japikse, D.
Turbomachinery Design in the Year 2000
Vortrag bei der MTU München, 22.01.98
- [Kle78] Klees, G.W.; Fishbach, L.H.
Aircraft Engine Weight Estimation Method
SAWE Paper NO. 1248, Munich 1978
- [Koc81] Koch, C.C.
Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages
ASME International Gas Turbine Conference and Products Show,
Huston, Texas, 1981
- [Koe72] Koenig, W.; Fischbach, L.H.
GENENG - A Program for Calculating Design and Off-Design Perfor-
mance for Turbojet and Turbofan Engines
NASA TN D-6552, NASA LEwis Research Center, 1972

- [Kop00] Kopp, S.
Dynamische Echtzeit-Leistungssyntheserechnung mit Störeffekten für
Hyperschall-Luftstrahlantriebe
Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2000
- [Kur92] Kurzke, J.
Calculation of Installation Effects within Performance Computer Pro-
grams
AGARD Lecture Series 183, 1992
- [Kur93] Kurzke, J.
Smooth C - User's Manual
München, 1993
- [Kur98a] Kurzke, J.
Gasturb Version 8.0 - User's Manual
München, 1998
- [Kur98b] Kurzke, J.
Gas Turbine Cycle Design Methodology: A Comparison of Parameter
Variation with Numerical Optimization
ASME 98-GT-343
- [Kur97] Kurzke, J.; Schaber, R.
Pre-Design Tool
Konzept - Ausgabe 4
18.02.97, (MTU - intern)
- [Kur87] Kurzke, J.; Spirkl, A.; Hertel; Unterreitmeier, R.
Modular Performance Synthesis (MOPS)
Anweisungen zu RP. B71060
MTU München, 22.10.87, (MTU - intern)
- [Leb98] Leboeuf, F.
Integrated Design of High Pressure Multistage Engine Systems
RTO Lecture Series 211 „Integrated Multidisciplinary Design of High
Pressure Multistage Compressor Systems“, Köln, 1998
- [Lin92] Lindenmüller, H.
Kurzbeschreibung des Turbinen-Auslegungs-Programms B63Y04
(Traupel-Programm)
Technische Notiz MTUM-N92EW-0013, 1992, (MTU - intern)
- [Lon98] Long, L.L.; Bailey, M.W.; Herbert, J.G.
First Order Manufacturing Constraints & Requirements
Design To Cost and Manufacturing Process Considerations
RTO Lecture Series 211 „Integrated Multidisciplinary Design of High
Pressure Multistage Compressor Systems“, Cologne, 1998

- [LTH92] Luftfahrttechnisches Handbuch
Band Masseanalyse, MA 601 00 -01,1992
- [LTH94] Luftfahrttechnisches Handbuch
Band Triebwerkstechnologie, 18.10.94
- [Mar97] Marra, J.
An expert system eases rotor design
Mechanical Engineering April 1997
- [Mid92] Middel, J.
Development of a computer assisted toolbox for aerodynamic design of aircraft at subcritical conditions with application to three-surface and canard aircraft
Dissertation, Delft, 1992
- [Mil89] Miller, B.A.; Szuch, J. R.; Gaugler, R.E.; Wood, J.R.
A Perspective on Future Directions in Aerospace Propulsion System Simulation
Fourth International Conference on Supercomputing, Santa Clara (CA), 1989
- [Mug82] Muggli, W.
Modulares Universelles Syntheseprogramm (MUSYN) zur Berechnung des Leistungs- und Betriebsverhaltens von Gasturbinentriebwerken
Lehrstuhl f. Flugantriebe, Technische Universität München, (interner Bericht), 1982
- [Mug83] Muggli W., Rick, H.
Zur numerischen Berechnung des Betriebsverhaltens von Gasturbinen-Luftstrahltriebwerken mit Hilfe eines Universell Modularen Simulationsprogramms (MUSYN)
Institutsbericht LFA-Mu/Ri-4/84, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1983
- [Mün72] Münzberg, H.G.
Flugantriebe
Berlin, Heidelberg, New York, 1972
- [Mün77] Münzberg, H.G.; Kurzke, J.
Gasturbinen - Betriebsverhalten und Optimierung
Berlin, 1977
- [Nic91] Nichols, L.D.; Johnson, S.M.
Multidisciplinary Research Overview
NASA Conference on Aeropropulsion, 1991

- [Nic87] Nicklaus, D.J; Tong, S.S.; Russo, C.J
Engineous: A Knowledge Directed Computer Aided Design Shell
3rd Conference on Artificial Intelligence Applications, 1987
- [Ona79a] Onat, E.; Klees, G.W.
A Method to Estimate Weight and Dimensions of Large and Small Gas
Turbine Engines
Final Report, NASA CR 159481, 1979
- [Ona79b] Onat E.; Tolle F.F.
An Extension of Engine Weight Estimation Techniques to Computer
Engine Production Cost
NADC - 78103-60, 1979
- [Per77a] Pera, J.; Onat, E.; Klees, G.W.; Tjonneland, E.
A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine
Engines
Final Report - Volume I: Method of Analysis
NASA CR 135170, Seattle, 1977
- [Per77b] Pera, J.; Onat, E.; Klees, G.W.; Tjonneland, E.
A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine
Engines
Final Report - Volume II: User's Manual
NASA CR 135171, Seattle, 1977
- [Pro95] Proctor
Boeing Adops 'Expert' Design System
Aviation Week & Space Technology, 24. April, 1995
- [Ree86] Reed, Edward J.
Life Cycle Cost Methodology for Preliminary Design Evaluation
ASME 86-GT-37, Düsseldorf, 1986
- [RRZ85] Regionales Rechenzentrum für Niedersachsen / Universität Hannover
FORTRAN 90
Ein Nachschlagewerk
Hannover, 1992
- [Ric82a] Rick, H.
Zur digitalen Simulation des stationären und instationären Betriebs-
und Leistungsverhaltens von Gasturbinen, insbesondere von Hub-
schrauber-Triebwerken
Habilitationsschrift, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1982,
DFG-Bericht Ri324/2/, 1982

- [Ric82b] Rick, H.; Muggli, W.
Zur EDV- gemäßen Darstellung des Leistungs- und Betriebsverhaltens eines Zweistrom-Zweiwelientriebwerks unter besonderer Berücksichtigung variabler Eingabe von Triebwerksparametern
Interner Bericht LFA-RI/Mu-4/82, 1982
- [Rum91] Rumbaugh, J.; Blaha, M.; Premerlani, W.; Eddy, F.; Lorensen, W.
Object-oriented Modelling and Design
Englewood Cliffs, J.J., 1991
- [Rup99] Rupp, O.
Maintenance Cost Forecast for Civil Aircraft Gas Turbine Engines
ISABE 99-7021, Florenz 1999
- [Rus87] Russo, C.J; Nicklaus, D.J.; Tong, S.S.
Initial User Experience with an Artificial Intelligence Program for the Preliminary Design of Centrifugal Compressors
ASME 87-GT-217, Anaheim, 1987
- [SAE97] **Society of Automotive Engineers Inc.**
Aerospace Recommended Practice AS755 Rev. C
Aircraft Propulsion System Performance Station Designation and Nomenclature
SAE, Warrendale, PA, 1997
- [Sag71] Sagerser, D.A.; Lieblein, S.; Krebs, R.P.
Empirical Expressions for Estimation Length and Weight of Axial Flow Components of VTOL Powerplants
NASA TM X-2406, Cleveland, 1971
- [Sal74] Sallee, P.
Economic Effects of Propulsion System Technology on Existing & Future Transport Aircraft
NASA CR-134645, Washington, 1974
- [Sam97] Samtech
BOSS/quattro User's Guide
Liege, 1997
- [Sam98] Samtech
BOSS quattro
<http://www.samcef.com/BOSSquattro.html>, 13.01.1998
- [Sch94] Schaber, R.; Albers, M.
SCT Supersonic Cruise Thermodynamic Cycle Choice and Resulting Consequences
7th European Aerospace Conference, Toulouse, 1994

- [Sch95] Schaber, R.
Entwurfswerkzeuge zur projektmäßigen Auslegung von Hyperschallantrieben
Technische Mitteilung MTUM-M95EA-0006 (MTU - intern), 1995
- [Sch97] Schaber, R.
Die projektmäßige Triebwerksauslegung bei MT - Status und Ausblick
Technische Mitteilung M97-MTMA-0004 (MTU - intern), 17.02.97
- [Sch98a] Schaber, R.
Bewertung und Vergleich der kommerziellen Optimierungssysteme „iSight“ (Engenious) und „Boss quattro“ (Samtech) zur MOPS- / Pre-Design Tool-Anwendung
Technische Mitteilung M98-TPS-0024 (MTU-intern), Mai 1998
- [Sch98b] Schaber, R.
World Class '98 - Maßnahme Pre-Design Tool - Abschlußbericht
Technische Notiz N98-TPS-0007 (MTU-intern), Dezember 1998
- [Scz95] Scholz, D.
Betriebskostenschätzung von Flugzeugsystemen als Beitrag zur Entwurfsoptimierung
DGLR-JT95-016, Bonn, 1995
- [Sel75] Sellers, J.F.; Daniele, C.J.
DYNGEN - A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines
NASA TN D-7901, 1975
- [Sey74] Seyfried, Mac Cullum
Definition der Eingabe-Daten für das Scheiben-Programm EL35AA
MTU München, Technischer Bericht EL 002/74, (MTU-intern), 1974
- [Str91] Stricker, J.M.; Norden, C.M.
Computerized Preliminary Design of Turbomachinery
ASME 91-GT-391, Orlando 1991
- [Str98] Stricker, J.M.
The Gas Turbine Engine Conceptual Design Process - An Integrated Approach
Symposium of the Applied Vehicle Technology Panel on Design and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, Toulouse, 1998
- [Ton92a] Tong, S.S.; Powell, D.; Goel, S.
Integration of Artificial Intelligence and Numerical Optimization Techniques for the Design of Complex Aerospace Systems
AIAA-92-1189, Irvine, CA, 1992

- [Ton92b] Tong, S.S.; Gregory, B.A.
Turbine Preliminary Design Using Artificial Intelligence and Numerical Optimization Techniques,
Journal of Turbomachinery, Vol. 114, Januar 1992
- [Tra66] Traupel, W.
Thermische Turbomaschinen
Band 1. 2. Auflage, Springer Verlag, 1966
- [Unt95] Unterreitmeier, R.
MOPS Benutzeranweisung Version 0.3
27.02.1995, (MTU-intern)
- [VBo90] Van Bodegraven, G.
Commercial Aircraft DOC Methods
AIAA 90-3224, Dayton, 1990
- [Ver99] Veres, J.P.
Flow Simulation of a Gas Turbine Engine Low Pressure Subsystem
1999, http://hpcc.arc.nasa.gov:80/reports/annrep97/cas_lerc/ww271.html
- [Ver78] Vernon, John
Life Cycle Cost in Preliminary Engine Design
SAE Paper 781032, San Diego, 1978
- [Wal98] Walsh, P.P.; Fletcher, P.
Gas Turbine Performance
1998
- [Was68] Wassell, A. B.
Reynolds Number Effects in Axial Compressors
ASME Journal of Engineering for Power, April 1968
- [WWW98] World Wide Web Consortium
Extensible Markup Language (XML) 1.0
1998, REC-xml-199808210, <http://www.w3c.org/xml>
- [Wys78a] Wysong, R.R.
TDS - A Preliminary Design System for Turbines
SAE Paper 780999, San Diego, 1978
- [Wys78b] Wysong, R.R.; Prince, T.C.; Lenahan, D.T., et al
Turbine Design System
General Electric Technical Report AFAPL-TR-78-92, Ohio, 1978

- [You98] Younghans, J.; Donaldson, R.; Wallace, D.R.; Long, L.L.; Stewart, R.B. Preliminary Design of Low Cost Propulsion Systems using next Generation Cost Modeling Techniques
ASME 98-GT-182, Stockholm, 1998