

MULTIDISZIPLINÄRE TRIEBWERKS-VORAUSLEGUNG: ZIELGERICHTETER EINSATZ DES INTEGRIERTEN PROGRAMMSYSTEMS MOPEDS

U. Schirmeister*, S. Ardey, P. Jeschke, J. Kurzke

*:Institut für Luftfahrtantriebe
Universität Stuttgart

MTU Aero Engines GmbH
Dachauer Straße 665
D-80995 München

ÜBERSICHT

Bei der Triebwerksvorauslegung wird neben dem Leistungsspektrum ein erheblicher Teil der Kosten festgelegt. Viele verschiedene Konzepte müssen in kürzester Zeit untersucht und bewertet werden. Das zu diesem Zweck bei der MTU Aero Engines entwickelte integrierte Programmsystem MOPEDS ist im Vergleich zum bisherigen manuellen Vorgehen sehr effektiv. Das automatisch mit Hilfe des Optimierungsprogramms iSIGHT generierte Optimum hängt natürlich in erheblichem Maß von den Zielen und Randbedingungen der Auslegung ab. Es ist sehr hilfreich, wenn man den Einfluss der zu variierenden Parameter auf das Gesamtsystem auch über eindimensionale Parametervariationen abbildet und erst in einem zweiten Schritt eine mehrparametrische Optimumsuche startet. Die erzielten Ergebnisse müssen stets hinsichtlich ihrer technisch-physikalischen Korrektheit überprüft und bewertet werden, was wiederum durch eine Parametervariation um das gefundene Optimum herum geschehen kann. Bevor eine automatisch gefundene Lösung als wirkliches Optimum gelten kann müssen die Qualität der Rechenmodelle, die Sinnfälligkeit der Randbedingungen und der Zielfunktion hinterfragt werden.

BEZEICHNUNGEN

1d	eindimensional
2d	zweidimensional
ΔC_u	Änderung der Umfangskomponente der Strömungsgeschwindigkeit
$\Delta h/u^2$	Leistungszahl
An^2	Maß für die Fliehkaftbelastung einer Schaufel
BCR	Bucket Cruise - Reiseflug bei minimalem spezifischem Verbrauch
GA	General Arrangement; Schematische Darstellung der Triebwerksgeometrie
HPC	Hochdruckverdichter

HPT	Hochdruckturbine
MCL	Max Climb - Lastzustand bei maximalem Schub im Steigflug
RPM	Umdrehungen pro Minute
SFC	spezifischer Treibstoffverbrauch
T4	Brennkammeraustrittstemperatur
TO	Take off
η_{HPC}	isentropen Wirkungsgrad Hochdruckverdichter
η_{HPT}	isentropen Wirkungsgrad Hochdruckturbine
v	Nabenverhältnis HPC Austritt
ψ	Druckzahl

1. EINLEITUNG

Die stetig steigenden Anforderungen hinsichtlich Effizienz, Leistungsdichte und Kostenreduktion an moderne Flugtriebwerke erfordert eine immer bessere Abstimmung der einzelnen Komponenten und Fachdisziplinen. Diese Abstimmung sollte möglichst schon in der Triebwerksvorauslegung erfolgen da hier bereits 70% der Kosten eines Triebwerks festgelegt werden. Zudem ist es bei der Vorauslegung eines neuen Triebwerks sehr wichtig, bereits in einer frühen Phase schnell neue Konzepte oder auch Konkurrenzprodukte analysieren und bewerten zu können.

Das derzeit weltweit wohl anspruchsvollste System für diese Aufgabe ist NPSS (Numerical Propulsion System Simulation, [1]): Es wird in den USA als Gemeinschaftsprojekt der NASA, der Universitäten und der Industrie mit erheblichen finanziellen Mitteln entwickelt und soll es ermöglichen, alle Komponenten eines Triebwerks stationär und instationär mit mehrdimensionalen Modellen (z.B. CFD Methoden) zu simulieren.

Um den speziellen Anforderungen der Triebwerksvorauslegung im industriellen Umfeld gerecht zu werden wurde bei der MTU Aero Engines das Programmsystem MOPEDS (**MO**dular **P**erformance

and Engine Design System, [2]) entwickelt. MOPEDS ist kein durchgehend neues Verfahren sondern ein offenes Programmsystem, das die Auslegungs- und Analysemethoden der verschiedenen Fachabteilungen in einem multidisziplinären, vollautomatischen Prozess zusammenfasst. Es deckt alle vier Hauptaufgaben eines Triebwerksvorauslegungsprogramms ab: Berechnung und Verknüpfung aller Komponenten, Berücksichtigung aller auslegungsrelevanten Disziplinen, Auslegung über mehrere Betriebspunkte und Adaption der Modellierungstiefe.

MOPEDS basiert in seiner Struktur auf dem hausinternen Leistungsberechnungsverfahren MOPS [3] und ist hinsichtlich der Gesamtintegration aller Komponenten im thermodynamischen Kreisprozess mit diesem identisch. Zur Auslegung oder Analyse verwendete 1d oder 2d Verfahren der integrierten Disziplinen (Aerodynamik, Mechanik, Gewichte, Lärm und Kosten) werden von MOPEDS über angepasste Schnittstellen aufgerufen, verbleiben aber hinsichtlich der Pflege und Weiterentwicklung vollständig in der Verantwortung der Fachabteilung. Nur die bisher nicht in Programmen abgebildeten Auslegungsschritte und Erfahrungswerte werden in den disziplinspezifischen Programmmodulen von MOPEDS und den zugehörigen Wissensbasen nachgebildet. Eine automatische Optimierung des Auslegungsergebnisses ist durch eine direkte Kopplung von MOPEDS mit der kommerziellen Software iSIGHT möglich. Die Bearbeitungstiefe der einzelnen Disziplinen entspricht dem ersten Auslegungsschritt der jeweiligen Fachabteilungen. Diese können ihre Detailauslegung somit direkt mit den Resultaten der Projektphase beginnen, was zusätzliche Ressourcen einspart und eine hohe Akzeptanz der Vorauslegungsergebnisse in den Fachabteilungen sichert.

Durch die Verknüpfung der verschiedenen Disziplinen ist schon in der Vorauslegung fachübergreifend zu erkennen, welche Parameter bei dem konkreten Projekt einen signifikanten Einfluss auf das Gesamtergebnis haben und wo u.U. Abstriche in Kauf genommen werden können. Der so festgelegte Bewegungskorridor erleichtert den jeweiligen Fachabteilungen die Auswahl ihrer Auslegungsstrategie. Neben der konkreten Triebwerksvorauslegung ermöglicht MOPEDS aber auch schnelle Analysen von neuen Konzepten und Konkurrenzprodukten auf der Basis von nur wenigen Daten; fehlende Informationen werden dann teilweise automatisch durch Erfahrungswerte ersetzt.

Neue Verfahren mit neuen Möglichkeiten erfordern aber vom Anwender immer auch eine Anpassung der Vorgehensweisen: Bei der bisher praktizierten sequenziellen Triebwerksvorauslegung wird ein auf dem Kreisprozess und Erfahrungswerten beruhendes Konzept üblicherweise erst im Endstadium mit

den Auslegungsmethoden der jeweiligen Fachdisziplinen bewertet. Der Benutzer eines integrierten multidisziplinären Vorauslegungsprogramms muss hingegen von vorneherein die durch die hohe Komplexität der zu variierenden Parameter verursachte Mehrdimensionalität der Problemstellung überblicken und steuern. Der bisherige Aufwand bezüglich des Datentransfers von einer Disziplin zur anderen fällt zwar weg; aber um so mehr muss sich der Benutzer bewusst sein, was ein von ihm gesetzter Parameter in den unterschiedlichsten Disziplinen bewirken kann. Noch gravierender wird diese Problematik beim Einsatz eines Optimierers, dem alle Rand- und Nebenbedingungen vollständig vorgegeben werden müssen, um ein sinnvolles Ergebnis zu erzielen.

Nach der Entwicklung des Programmsystems MOPEDS zur integrierten Triebwerksvorauslegung steht deshalb jetzt die Erarbeitung geeigneter Benutzerstrategien im Vordergrund. In diesem Beitrag werden erfolgversprechende Vorgehensweisen für die Praxis an einem einfachen Beispiel erläutert.

2. PROGRAMMSYSTEM MOPEDS FÜR DIE TRIEBWERKSVORAUSSLEGUNG

Mit Hilfe des integrierten Programmsystems MOPEDS können bei der MTU Aero Engines Triebwerke multidisziplinär, schnell, effektiv und qualitätsgesichert vorausgelegt werden. Das Gesamtsystem Triebwerk beinhaltet hierbei alle Komponenten „vom Einlauf bis zur Düse“.

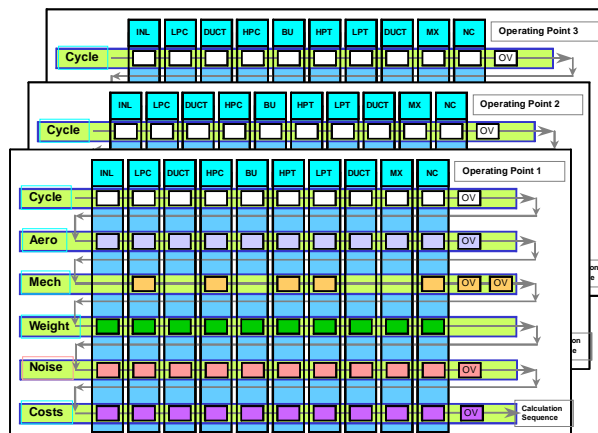


BILD 1: Modulstruktur MOPEDS

Die multidisziplinäre Auslegung wird in der Endversion die Disziplinen Thermodynamik, Aerodynamik, Mechanik sowie die Gewichts-, Lärm- und Kostenermittlung umfassen (Bild 1) und kann in mehreren Arbeitspunkten erfolgen, wobei die Struktur aus BILD1 dann mehrfach, nämlich in jedem Betriebspunkt, vorhanden ist. Die Bearbeitungstiefe erreicht dabei mindestens den ersten Auslegungsschritt der Fachabteilung. Alle Disziplinen werden auf der Basis der Beta-Version, die im letzten Jahr vorgestellt

worden ist [2], weiterentwickelt und können für aktuelle Aufgaben im Bereich der Triebwerksvorauslegung und zur Konkurrenzanalyse eingesetzt werden.

2.1 Programmstruktur

Die Programmstruktur ist grob in vier Bereiche unterteilt: Steuerprogramm, Module, ‚Physikalische‘ Modellierung und Grafische Benutzeroberfläche.

Die Routinen des *Steuerprogramms* koordinieren alle Ein- und Ausgabeoperationen sowie den Datentransfer zwischen den Modulen. Aufgrund der Komplexität des Datentransfers, hervorgerufen durch die vielen Variablen, mehreren Disziplinen und mehreren Betriebspunkte, kommt diesem Steuerteil programmtechnisch gesehen die größte Bedeutung zu. Neben dem Datentransfer erfüllen die Steuerroutrinen auch rein mathematische Operationen (z.B. Newton-Raphson Verfahren für Iterationen). Zudem ermöglichen die Steuerprogramm-Routinen den Aufruf der externen Programmpakete, wie z.B. fachabteilungsspezifische Programme oder iSIGHT.

Die Matrix in Bild 1 repräsentiert in ihren Spalten die Triebwerkskomponenten und in ihren Zeilen die Disziplinen; die Elemente der Matrix werden *Module* genannt. Jedes Modul ist eine eigenständige Unteroutine, die alle physikalischen Informationen entsprechend ihrer Position in der Matrix beinhaltet. Zudem hat jedes Modul standardisierte Schnittstellen zu den Nachbarmodulen in vertikaler und horizontaler Richtung sowie zu dem Steuerprogramm. Alle Beschreibungen zu den im Modul implementierten Verfahren und Variablen sind direkt im Quelltext des Moduls festgehalten. Von dort werden sie automatisch in *html*-Text übersetzt, so dass sie über die grafische Benutzeroberfläche abgerufen werden können. Die Bearbeitung einer Aufgabe mit Verfahren zunehmender Komplexität (‚Zooming‘), wird durch verschiedene parallel in den Modulen implementierte physikalische Modelle ermöglicht. Die Überführung der Variablen von einem Verfahren zum nächsten ist automatisiert in den Modulen verankert.

Über standardisierte Schnittstellen werden aus den Modulen heraus die Unterroutrinen aufgerufen, die überwiegend die *physikalischen Modelle* beinhalten. Dabei handelt es sich zum Großteil um fachspezifische Programme, die alle hinsichtlich Weiterentwicklung und Pflege von den entsprechenden Fachabteilungen betreut werden. Hierdurch ist sichergestellt, dass MOPEDS die firmenintern aktuellen Modelle benutzt. Jegliche Übersetzung der Variablen der Fachprogramme in die MOPEDS übliche Nomenklatur wird automatisiert durchgeführt, so dass der Anwender von dieser mühseligen Aufgabe befreit ist. Die Ein- und Ausgabedateien der externen

Programme werden parallel zu den MOPEDS-Ergebnissen gespeichert, so dass ein Fachspezialist eine spezielle Triebwerkskomponente mit den ihm vertrauten Verfahren feinauslegen kann, ohne erneut alle Daten manuell übertragen zu müssen.

Die *grafische Benutzeroberfläche* (GUI) ermöglicht es dem Benutzer, die Auslegungsaufgabe aufzusetzen, den Fortschritt während der Rechenzeit zu überwachen und im Nachhinein die Ergebnisse zu interpretieren. Alle Eingaben erfolgen nach wie vor analog zum Leistungsberechnungsprogramm MOPS über ASCII-Dateien, die sich als die flexibelste und gleichzeitig strukturierteste Format herauskristallisiert haben. Die grafische Benutzeroberfläche kann den Benutzer bei der Bearbeitung der ASCII Datensätze jedoch effektiv unterstützen, indem die Ein- und Ausgaben übersichtlich dargestellt werden. Dies schließt auch ein individuell vom Anwender zusammenstellbares Ausgabefenster ein, das dazu dienen soll, je nach Triebwerksprojekt und Zielsetzung des Benutzers die zueinander gehörenden Variablen sinnvoll sortiert darzustellen. Zusätzlich bietet die grafische Benutzeroberfläche Zugang zu den automatisch aus den Modulen generierten Intranet-Hilfe-Seiten und zu einer Visualisierung der Ergebnisse mittels der kommerziellen Software TECPLOT.

Ein weiteres Sonderfenster gewährleistet die Kommunikation mit dem kommerziellen mathematisch-numerischen Verfahren *iSIGHT*. Auf Kommando durch den Anwender kann zu jedem Zeitpunkt der Auslegung eine Kopie des MOPEDS Prozesses an iSIGHT übergeben werden. In dem Fenster werden dann alle für iSIGHT zur Verfügung gestellten Größen aufgelistet. Hierbei wird unterschieden, ob es sich bei einer betreffenden Größe um eine freie Optimierungsvariable, um eine Randbedingung oder um eine Zielfunktion handelt. iSIGHT wird direkt aus diesem Fenster heraus aufgerufen und im Hintergrund automatisch mit den richtigen Daten von MOPEDS konfiguriert. Der von iSIGHT bereitgestellte Umfang von einfachen Parameterstudien bis hin zu verschiedensten Optimierungsverfahren ist somit für den Anwender nutzbar.

2.2 Programmsteuerung

Das Steuerprogramm liest Eingabedaten ausnahmslos von ASCII Dateien. Mit Hilfe dieser flexiblen und exakt strukturierten Datensätzen setzt der Anwender seine Auslegungsaufgabe auf.

Im sogenannten Konfigurationsfile wird das Triebwerk hinsichtlich seiner Komponenten und der erforderlichen Disziplinen definiert, indem die für die Auslegung relevanten Module individuell zusammengestellt werden. Während eines Programmlaufs werden dann alle in der Konfiguration aufgeführten

Module nacheinander abgearbeitet. Die Module stellen damit sicherlich das physikalische Herz von MOPEDS dar. Zusätzlich verkörpern sie die Modularität des Tools. Praktisch kann jede Triebwerkskonfiguration vom einfachen Turbojet bis hin zum dreiwelligen, zwischengekühlten und gemischten Turbofan mit Wärmetauscher zusammengestellt und je nach Bedarf mit einer unterschiedlichen Auswahl an Disziplinen berechnet werden.

Im Tabellen-File finden sich unter anderem alle Komponenten-Kennfelder im weiteren Sinn, z.B. auch Druckverluste eines Übergangskanals in Abhängigkeit von der Mach-Zahl.

Alle weiteren Informationen werden in hierarchisch geordnete Eingabefiles geschrieben: Immer vorhanden sein muss das Daten-File, das die zu benutzenden Tabellen und alle Iterationsschemata festlegt. Zusätzlich wird ein sogenannter Ergänzungsdatensatz aufgerufen, durch den der Ablauf der Triebwerksauslegung festgelegt wird, indem die dem jeweiligen Auslegungsschritt entsprechenden Blockfiles geladen werden. Im Blockfile schließlich werden alle für einen zu berechnenden Betriebspunkt notwendigen Eingabewerte gesetzt, das der Aufgabe entsprechende Iterationsschema aktiviert und das Startsignal für die Berechnung eines Betriebspunkts gegeben. In einem Blockfile können beliebig viele Betriebspunkte hintereinander berechnet werden (z.B. für die Brennkammerauslegung ein kritischer Wiederezündpunkt, oft Windmilling in der Höhe, und ein Punkt maximalen Durchsatzes, meist Take-Off). Zugeordnet zum jeweiligen Betriebspunkt erfolgt auch die Definition der Variablen, die dem Optimierungsprogramm iSIGHT übergeben werden. Im Laufe der Zeit sind bereits mehrere Eingabedatensätze für typische Triebwerkskonfigurationen und Aufgabenstellungen entstanden, die als Vorlage dienen können, so dass kein Projekt von null weg aufgesetzt werden muss. *Anmerkung:* Die hier genannte Aufteilung der Informationen auf Daten-, Ergänzungsdaten- und Block-Files ist nicht allgemeingültig bindend. Sie hat sich für MOPEDS-Aufgaben bisher bewährt, kann aber der MOPS-Philosophie folgend je nach Zielrichtung der Anwendung auch anders gestaltet werden.

Während der Laufzeit des Programms werden alle Module in der Konfiguration nacheinander abgearbeitet, und dieser Prozess wird so lange wiederholt, bis eine konvergente Lösung für den jeweiligen Betriebspunkt erreicht ist. Eine äußere Iteration über alle Betriebspunkte mittels iSIGHT vervollständigt den Prozess, der insgesamt von dem Steuerprogramm gesteuert wird. Alle Variablen der Module sind an jedem Betriebspunkt eindeutig definiert und werden vom Steuerprogramm als freie Variablen, Nebenbedingungen oder Zielfunktionen für iSIGHT behandelt - abhängig davon, was der Anwender spezifiziert hat. Die Anzahl der betrachteten Vari-

ablen und Betriebspunkte wird allein durch die vom Anwender gewählte Komplexität des vorliegenden Problems bestimmt.

3. ANWENDUNGSBEISPIEL: PARAMETERVARIATION

Es kann keine typische Vorauslegungsaufgabe geben, die vollständig allgemeingültig ist; denn je nach Projektdefinition werden die Auslegungsgrößen, Randbedingungen, Zielgrößen und relevanten Betriebspunkte in Art und Anzahl erheblich variieren. Im Folgenden soll versucht werden die Herausforderungen und Vorteile einer automatischen multidisziplinären Triebwerksauslegung an Hand eines einfachen Beispiels zu erläutern. Bevor die Auslegungsaufgabe einer Optimierung unterzogen wird, hat es sich bewährt, den Einfluss der einzelnen Auslegungsvariablen auf die Zielgrößen über Parameterstudien zu untersuchen; denn so sind die oft widersprüchlich erscheinenden physikalischen Modellzusammenhänge am besten zu erschließen.

3.1 Referenzkonfiguration

Die hier gewählte Aufgabenstellung besteht darin, im Zuge einer Triebwerksvorauslegung für ein prinzipiell feststehendes Triebwerk im Nachhinein eine einzelne Komponente, nämlich den Hochdruckverdichter, zu verbessern. Dies könnte nötig werden weil z.B. erst nach einer gewissen Entwicklungszeit Schwachstellen dieser Komponente erkennbar wurden aber das Betriebsverhalten aller anderen sich als zufriedenstellend erweist. Es soll sich bei dem Triebwerk um einen zweiwelligen Turbofan mit hohem Bypass-Verhältnis handeln. Der thermodynamische Kreisprozess, ausgedrückt durch die Druckverhältnisse, Temperaturen, Massenströme und Schubforderungen, wird festgehalten. Der Niederdruckteil soll unverändert bleiben und das Kerntriebwerk nur so weit angepasst werden, wie es die Veränderung der Hochdruckverdichterauslegung nötig macht: Die Ringraumgeometrie der Hochdruckturbine bleibt erhalten; die aerodynamische Auslegung der Beschaukelung so wie die Scheibenauslegung wird jedoch den geänderten Anforderungen des neuen Hochdruckverdichters angepasst.

Der Einfachheit halber werden lediglich aerodynamische Mittelschnittsrechnungen für die Turbokomponenten durchgeführt, die mechanische Auslegungen erfolgt für Schaufeln und Scheiben nur mit eindimensionalen Verfahren und die Gewichte werden über ein Skalierungsverfahren aus bereits gebauten Triebwerken abgeleitet. Neben Thermodynamik, Aerodynamik, Mechanik und Gewicht werden keine weiteren Disziplinen in Betracht gezogen.

Die freien Auslegungsvariablen sind das Nabenverhältnis am Hochdruckverdichteraustritt, die aerody-

namische Auslegungsdrehzahl der Hochdruckwelle und die Anzahl der Stufen im Hochdruckverdichter. Die anderen Auslegungsvariablen werden durch Wissensbasen, d.h. in MOPEDS integrierte Erfahrungswerte, festgelegt.

Am Referenztriebwerk, das den Ausgangspunkt dieser Untersuchung bildet, haben die drei freien Auslegungsvariablen folgende Werte:

Nabenverhältnis	0.89
Drehzahl:	13329 RPM
Stufenzahl:	10

Drei Betriebspunkte werden für die Auslegung verwendet: Erstens der Auslegungspunkt für den Kreisprozess und alle aerodynamischen Komponenten ‚Maximaler Steigflug in der Höhe‘ (‚Max Climb‘, MCL), zweitens der Betriebspunkt ‚Start an einem Heißtag‘ (‚Hot-Day Take-Off‘, TO), in dem die Schaufeln und Scheiben ausgelegt werden, und drittens der ‚Reiseflug‘ (‚Bucked Cruise‘, BCR), der zur Auswertung des spezifischen Brennstoffverbrauchs (SFC) benutzt wird. Die Randbedingungen der drei Betriebspunkte sind in Tabelle 1 zusammengefasst.

	Mach-Zahl	Höhe [m]	ΔT_{ISA} [K]	Netto-Schub [N]
Max Climb MCL	0.8	10665	0	25000
HotDay TakeOff TO	0.2	0	15	115000
Bucked Cruise BCR	0.8	10665	0	20000

TAB 1: Betriebspunkte für die Auslegung

Im Auslegungspunkt für den Kreisprozess werden ein konstantes Sekundärluftsystem und die in TAB 2 aufgeführten Größen vorgegeben.

Verdichtereintrittsmassenstrom	150 kg/s
Nebenstromverhältnis	5
Druckverhältnis Kernstrom (Fan + Booster)	2.6
Druckverhältnis Fan: Bypass-Strom	1.8
Druckverhältnis Hochdruckverdichter	13

TAB 2: Vorgaben für die Kreisprozess-Auslegung

Auf Grund der Vereinfachungen können die folgenden Ergebnisse nur als Trends und nicht als absolute Werte interpretiert werden, was für Vorausle-

gungsaufgaben im Allgemeinen aber schon zielführend ist. Alle Veränderungen werden deshalb nur relativ zum Ausgangswert dargestellt.

3.2 Variation des Hochdruckverdichter-Nabenverhältnisses

Die Variation des Nabenverhältnisses v am Hochdruckverdichteraustritt bewirkt zum einen eine Änderung der radialen Position der Komponente und zum anderen eine Veränderung der Ringkanalhöhe. Dies ist ein Resultat aus der Forderung, dass stets der gleiche Massenstrom durch den Verdichter fließen soll, und somit die Querschnittsfläche konstant bleiben muss. Die Drehzahl der Hochdruckwelle wird konstant gehalten. Somit ändern sich die Umfangsgeschwindigkeiten der Schaufeln mit der Veränderung der radialen Position des HPC. Bei der Variation des Nabenverhältnisses werden hier die „Anschlussstellen“ des Verdichters, sprich die Übergangskanäle, in der Geometrie mit verändert. Alle anderen Turbokomponenten bleiben in der geometrischen Auslegung gleich und werden nur unter anderen Betriebsbedingungen (z.B. andere Komponenteneintrittstemperaturen oder eine veränderte geforderte Leistung) betrieben.

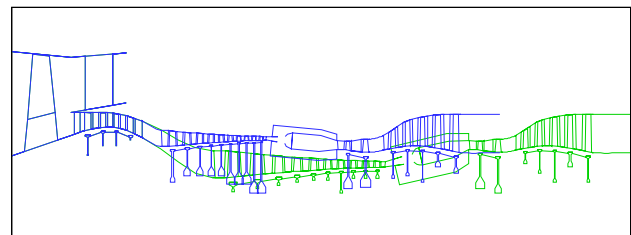


BILD 2: Schematische Darstellung der Triebwerksgeometrie; $v = 0.87$ (Grün), $v = 0.95$ (Blau)

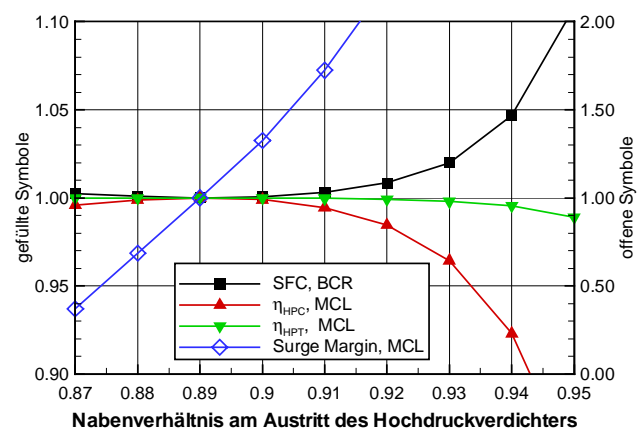


BILD 3: Einfluss der Variation des Hochdruckverdichter-Nabenverhältnisses v auf die aerodynamische Qualität

In BILD 2 sind die beiden schematischen Darstellungen der Triebwerksgeometrie mit den oberen und unteren Grenzwerten dieser Parametervariation ab-

gebildet um das Maß der geometrischen Veränderung bei einer Variation von v zu veranschaulichen. Auffällig ist, dass die Baulänge des Triebwerks bei niedrigem Nabenvverhältnissen zunimmt, da der radiale Abstand zwischen dem festgehaltenen Niederdruckverdichter und dem Hochdruckverdichter und damit die Länge des Übergangskanals zunimmt. Die größere Schaufelhöhe bei niedrigem Nabenvverhältnis führt zudem bei konstantem Höhen-Seitenverhältnis zu einem Anwachsen der Baulänge des Verdichters.

In BILD 3 ist das Ergebnis der Parameterstudie zu sehen, wobei die über dem Nabenvverhältnis aufgetragenen Werte spezifischer Brennstoffverbrauch (SFC), Wirkungsgrad des Hochdruckverdichters (η_{HPC}), Wirkungsgrad der Hochdruckturbinen (η_{HPT}) und Pumpgrenzabstand (Surge Margin) die aerodynamische Qualität der Komponenten widerspiegeln. Aus dem Diagramm ist der direkte Zusammenhang zwischen dem spezifischen Brennstoffverbrauch (SFC) und den Wirkungsgraden, insbesondere die Abhängigkeit von η_{HPC} aufgrund der Geometrieänderung dieser Komponente, zu erkennen. Der Wirkungsgrad des Hochdruckverdichters hat ein Maximum bei einem Nabenvverhältnis von 0.89. Bei zunehmendem v verringert sich die Schaufelhöhe und die relative Spalthöhe nimmt zu, so dass η_{HPC} aufgrund der steigenden Spaltverluste stark abfällt. Zusätzlich treten bei kurzen Schaufeln auch erhöhte Sekundärströmungsverluste auf. Ein sinkendes v bewirkt ein Ansteigen der Druckzahl ψ , die sich umgekehrt proportional zu dem Quadrat der Umfangsgeschwindigkeit ändert, über den Optimalwert hinaus und damit eine Wirkungsgradabnahme.

Bei einem Absinken des Hochdruckverdichterswirkungsgrads muss die Turbine aufgrund des Leistungsgleichgewichtes eine erhöhte Leistung erbringen. Die spezifische Stufenarbeit, die aerodynamische Belastung der Schaufeln und letztlich auch die Verluste steigen, so dass auch der Hochdruckturbinenwirkungsgrad bei großen Nabenvverhältnissen abfällt.

Unter den hier aufgeführten Randbedingungen ergibt sich hinsichtlich des spezifischen Brennstoffverbrauchs (SFC) numerisch ein optimales Nabenvverhältnis von 0.89, wobei auch bei kleineren Nabenvverhältnissen nur unwesentlich höhere SFC-Werte erreicht werden.

3.3 Variation der Hochdruckwellen-Drehzahl

Die Variation der Hochdruckwellen-Drehzahl erfolgt bei festgehaltener Ringraumgeometrie. Die Variation beeinflusst nicht nur den Hochdruckverdichter, sondern auch die Hochdruckturbinen in ihrem Verhalten massiv. Der Kurvenverlauf, der in BILD 4 zu

sehen ist, lässt sich folgendermaßen veranschaulichen.

Der Wirkungsgrad des Hochdruckverdichters hat ein Maximum bei 12500 RPM. Bei kleineren Drehzahlen steigt die Druckzahl an. Die Stufen sind somit überlastet, was einen Einbruch von η_{HPC} bewirkt. Bei hohen Drehzahlen ist zwar die Druckzahl, d.h. die Belastung niedrig, aber die zunehmenden Machzahlverluste bewirken eine Absenkung von η_{HPC} .

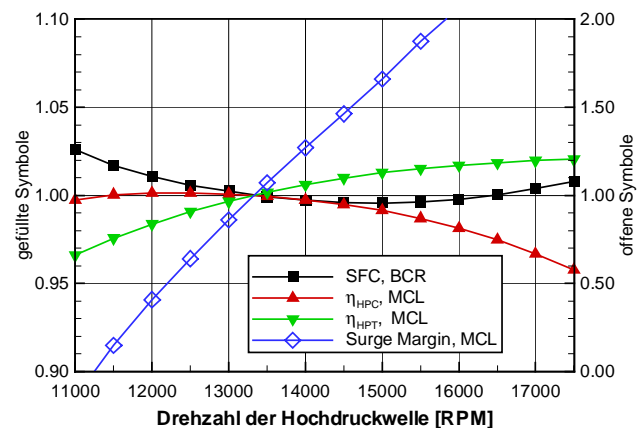


BILD 4: Einfluss der Variation der Hochdruckwellen-Drehzahl auf die aerodynamische Qualität

Der Pumpgrenzabstand (Surge Margin) wird hauptsächlich durch die aerodynamische Belastung, d.h. die Druckzahl, beeinflusst: Hohe Druckzahlen bei niedrigen Drehzahlen führen in diesem Beispiel bei einer Drehzahl von 11200 RPM zu einem Pumpgrenzabstand von 0, d.h. einem völligen Versagen des Verdichters.

Bei der Turbinen treten mit steigender Hochdruckwellendrehzahl keine zunehmenden Machzahlverluste auf, denn die Leistungszahl $\Delta h/u^2$ sinkt. Dadurch werden die Umlenkungen und die Machzahlen kleiner. Somit verbessert sich η_{HPT} mit steigender Drehzahl.

Unter den hier aufgeführten Randbedingungen folgt der spezifische Brennstoffverbrauch (SFC) in seinem Verlauf einer Kombination aus den Verläufen von η_{HPC} und η_{HPT} . Das Optimum liegt hierbei bei 15000 RPM.

3.4 Variation der Hochdruckverdichter-Stufenzahl

Bei der Variation der Hochdruckverdichter-Stufenzahl wird das Nabenvverhältnis am Verdichteraustritt konstant gehalten. Vereinfachend wird angenommen, dass der mittlere Radius des Hochdruckverdichters über alle Stufen hinweg ebenfalls konstant ist. Dabei ist jedoch zu beachten, dass die geometrische Austrittsfläche des Verdichters durch die zunehmende Blockage bei zusätzlichen Stufen

größer werden muss und somit der mittlere Radius ansteigt. Dieses Verhalten ist in BILD 5 für den Extremfall mit 18 Stufen gut zu erkennen.

Das Wirkungsgradoptimum des Verdichters liegt bei einer Stufenzahl von 11. Eine kleinere Stufenzahl bewirkt eine Überbelastung der einzelnen Stufen und somit einen Abfall von η_{HPC} . Bei einer Vergrößerung der Stufenanzahl sollte sich demnach η_{HPC} verbessern. Durch die mit steigender Stufenzahl anwachsende Oberfläche im Strömungskanal nehmen aber die Reibungsverluste zu und überwiegen gegenüber dem Wirkungsgradgewinn, der durch die geringere Druckzahl entsteht.

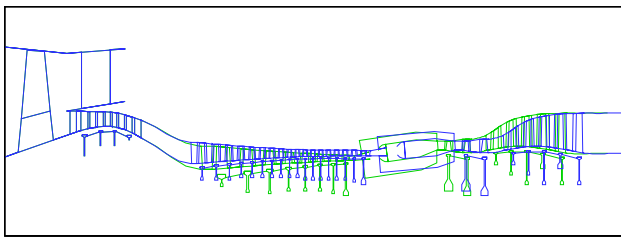


BILD 5: Schematische Darstellung der Triebwerksgeometrie; 8 Stufen (Grün), 18 Stufen (Blau)

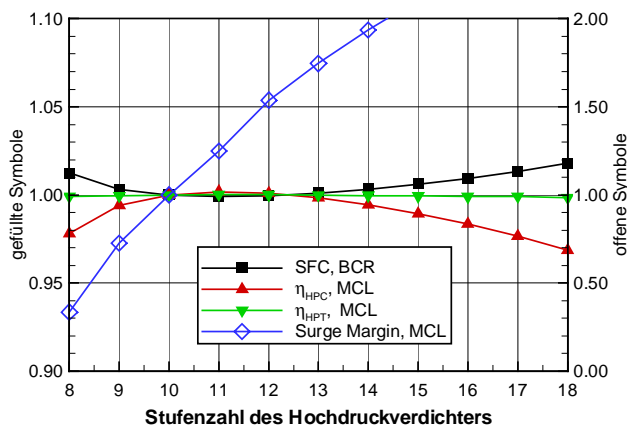


BILD 6: Einfluss der Variation der Hochdruckverdichter-Stufenzahl auf die aerodynamische Qualität

Der Pumpgrenzenabstand (Surge Margin) nimmt mit zunehmender Stufenanzahl zu, da in den einzelnen Stufen weniger Umlenkung erfolgt und somit die Abreißgefahr der Strömung sinkt.

Bei der Turbine findet nur eine kleine Leistungsanpassung aufgrund der veränderten Verdichterleistung statt. Dies spiegelt sich in einem nahezu konstanten Turbinenwirkungsgrad η_{HPT} wieder.

Der spezifische Brennstoffverbrauch (SFC) verhält sich wieder dem Kurvenverlauf der Wirkungsgrade entsprechend. Das Optimum des SFC dieser Parametervariation liegt demnach bei einer Stufenzahl von 11.

4. ANWENDUNGSBEISPIEL: OPTIMIERUNG

Wie bereits beschrieben, erlangt man aus einer Parametervariation relativ leicht Erkenntnisse über den Einfluss einzelner Größen auf z.B. den SFC. Aufgrund dieser Parametervariationen aber ein Optimum zu bestimmen, fällt schon bei nur wenigen gleichzeitig zur Optimierung freigegebenen Parametern schwer. Verändert man z.B. die Ausgangsbasis der unter 3.2 bis 3.4 erläuterten Parametervariationen, so verschieben sich die Kurvenverläufe und damit auch das Optimum. In BILD 7 ist die nochmalige Variation des Nabenverhältnisses zu sehen. Hierbei wurden aber die Drehzahl auf 15000 RPM und die Stufenzahl auf 11 gesetzt.

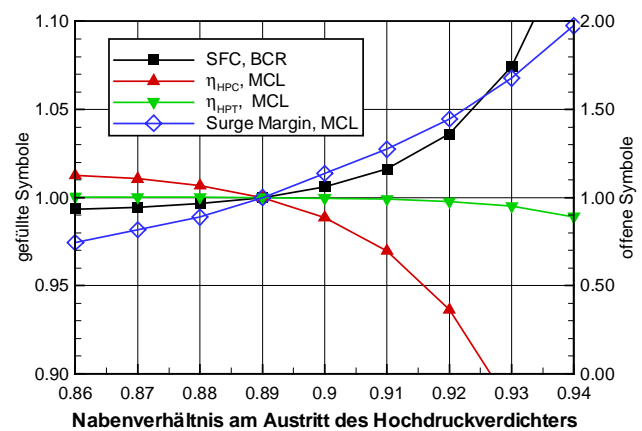


BILD 7: Erneute Variation des HPC Nabenverhältnisses mit veränderter Ausgangsbasis

Das neue Optimum dieser Parametervariation liegt nun bei $v = 0.86$ (zuvor $v = 0.89$). Es ist offensichtlich, dass eine einfache Parametervariation bei einer Suche nach einem Gesamtoptimum nicht ausreicht. Hierzu ist eine echte Optimierung notwendig, die alle Einflüsse gleichzeitig berücksichtigt und daraus Rückschlüsse auf den oder die als nächstes zu variierenden Parameter zulässt.

Die folgenden Optimierungen wurden mit dem kommerziellen Optimierungsprogramm iSIGHT auf der Basis der dort implementierten Optimierungsstrategien durchgeführt [4].

Die Rechenzeit eines einzelnen Rechenlaufes hängt sehr von der Komplexität der Aufgabenstellung und den zur Verfügung stehenden Systemressourcen ab. In diesem Fall lagen die Rechenzeiten einzelner Rechenpunkte bei zirka einer bis vier Minuten. Aus diesem Grund wurde auf stochastische Verfahren (Genetische Algorithmen mit 300 – 400 Rechenläufen), bei denen sich Rechenzeiten von über 9 Stunden ergeben, verzichtet und ausschließlich gradientenbasierte Abstiegsverfahren herangezogen. Da die gestellte Aufgabe eine Optimierung der Stufenzahl des Hochdruckverdichters beinhaltet,

muss ein Gradientenverfahren ausgewählt werden, das auch in der Lage ist mit Parametern zu arbeiten, die nur aus der Menge der ganzen Zahlen bestehen dürfen. Das einzige dafür in iSIGHT in Frage kommende Verfahren, die „Successive Approximation Method“, erwies sich für die vorliegende Problemstellung als geeignet und stabil.

4.1 Optimierungsziel: Aerodynamische Qualität

Zunächst wird eine Optimierung durchgeführt, die als einziges Ziel eine Verringerung des spezifischen Brennstoffverbrauchs (SFC) im Reisflug (BCR) hat. Diese Optimierung ist direkt aus den Parameterstudien abgeleitet. Die drei zur Verfügung stehenden Parameter Nabenverhältnis, Drehzahl und Stufenzahl werden von iSIGHT verändert und als Zielfunktion der spezifische Brennstoffverbrauch bewertet. In iSIGHT werden Grenzwerte festgelegt bei deren Über- bzw. Unterschreitung das Ergebnis als nicht in Betracht kommende Lösung ausgeschlossen wird.

Werte, die nicht überschritten werden dürfen, sind Grenzwerte für die Brennkammeraustrittstemperatur (T4) und die Blattspitzengeschwindigkeit am Hochdruckverdichter. Nicht zu unterschreiten ist der minimale Pumpgrenzenabstand. Mit diesen Randbedingungen ergibt sich ein optimales Triebwerk, bei dem der spezifische Brennstoffverbrauch (SFC) gegenüber der Referenz um 2% gesenkt werden kann. Die optimierten Werte der veränderbaren Variablen sind:

Nabenverhältnis :	0.83
Drehzahl:	15094 RPM
Stufenzahl:	13

In BILD 8 ist eine Gegenüberstellung der schematischen Darstellungen der Triebwerksgeometrien von Referenzzustand und optimiertem Zustand zu sehen. Auffällig ist die extreme, nicht baubare Scheibe in der ersten Stufe der Hochdruckturbinen. Sie ist hier nur zur Information eingetragen; denn die Mechanik wurde in der Optimierung bisher noch nicht berücksichtigt.

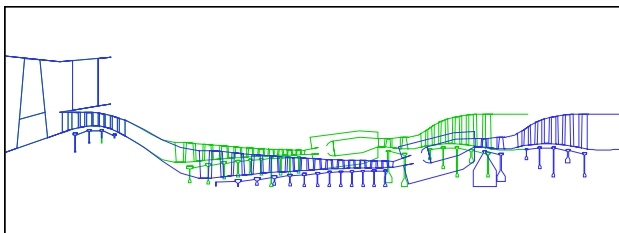


BILD 8: Schematische Darstellung der Triebwerksgeometrie; Referenz (Grün), aerodynamisches Optimum (Blau)

4.2 Multidisziplinäre Optimierung

Eine Optimierung, die - wie oben gezeigt - „nur“ den thermodynamischen Kreisprozess und die aerodynamische Auslegung berücksichtigt könnte unter Umständen auch noch von einem erfahrenen Vorausleger manuell durchgeführt werden. Wie gezeigt wäre dies allerdings nur mit einem erheblichen Zeitaufwand zu bewerkstelligen. Kommen noch weitere Disziplinen, wie etwa die hier offensichtlich dringend zu berücksichtigende Mechanik oder auch Gewicht und Lärmgrenzwerte usw. hinzu, so wäre auch ein erfahrener Vorausleger überfordert. Mit der Hilfe von MOPEDS ist es möglich all diese Disziplinen automatisch gekoppelt zu betrachten und mit relativ geringem Zeitaufwand ein Gesamtoptimum zu finden.

Bei der bisherigen Optimierung konnte zwar der spezifische Brennstoffverbrauch erheblich verbessert werden; das dabei entstandene Mehrgewicht des Triebwerkes, die konstruktive Machbarkeit der gefundenen Geometrie und die Festigkeit wurden dabei aber außer Acht gelassen. Im Folgenden ist nun eine Gesamtoptimierung mit zusätzlicher Berücksichtigung der genannten Einflussfaktoren dargestellt. Dazu wird in erster Linie die Zielfunktion erweitert. Das bisherige Ziel, den spezifischen Brennstoffverbrauch (SFC) zu minimieren, wird dahingehend verändert, dass das Minimum einer über Austauschfaktoren gewichteten Kombination von spezifischem Brennstoffverbrauch (SFC) im Reisflug (BCR) und Triebwerksgewicht gesucht wird. Es wird angenommen, dass ein Prozent Einsparung an SFC den gleichen Stellenwert wie ca. fünf Prozent Einsparungen im Gewicht hat. Die Relation dieser beiden Zielfaktoren hängt stark von der Flugmission ab und kann dementsprechend variieren. Der hier gewählte Wert ist daher nur als exemplarisch zu betrachten.

Als zusätzliche Randbedingung werden zudem Restriktionen eingeführt, die insbesondere die Festigkeit und die konstruktive Machbarkeit der Komponenten berücksichtigen. An^2 , das als Maß für die Fliehkraftbelastung der Schaufel gilt, darf am Austritt der Hochdruckturbinen einen Maximalwert nicht überschreiten. Weiterhin ist ein minimales Nabenverhältnis am Hochdruckverdichtereintritt vorgegeben, so dass zum einen genügend Bauraum für die Scheiben gewährleistet und zum anderen die Änderung der Umfangskomponente Δc_u an Nabe und Gehäuse nicht zu unterschiedlich ist. Die Scheibenauslegung wird auf Machbarkeit bezüglich der auftretenden Spannungen überprüft.

Aufgrund dieser neuen Kriterien kann mit Hilfe von iSIGHT ein neues Optimum für die freien Parameter errechnet werden, welche nachstehend aufgeführt sind:

Nabenverhältnis	0.86
Drehzahl:	14001 RPM
Stufenzahl:	11

Die dazugehörige schematische Darstellung der Triebwerksgeometrie ist in BILD 9 dargestellt. Während in Abschnitt 4.1 die Scheiben der Hochdruckturbinen noch so dick waren, dass sie miteinander kollidierten und teilweise am Hochdruckverdichtereintritt gar kein ausreichender Platz mehr für die Scheibe vorhanden war, werden hier nun all diese Punkte berücksichtigt. Das Triebwerk wurde mit Hilfe der Optimierung unter iSIGHT jetzt so ausgelegt, das es auch konstruktiv realisierbar ist.

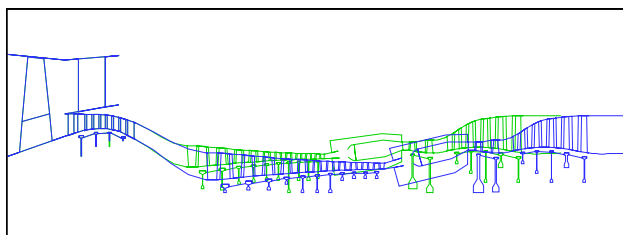


BILD 9: Schematische Darstellung der Triebwerksgeometrie; Referenz (Grün), Gesamtoptimierung (Blau)

Aufgrund der zusätzlich auferlegten Restriktionen lässt sich der spezifische Brennstoffverbrauch (SFC) gegenüber der Ausgangskonfiguration um „nur“ 1% verbessern. Dabei liegen auch die freien Variablen näher an den Referenzwerten als es bei der Optimierung unter 4.1 der Fall ist. Dass es bei einer Optimierung eines bereits bestehenden und sich im Einsatz befindlichen Triebwerkes zu drastischen Verbesserungen in der Auslegung kommt, ist auch nicht zu erwarten, da es sich bereits im Optimalbereich befinden sollte. Das Verbesserungspotenzial eines bestehenden Triebwerkes ist vielmehr auf den Einsatz neuer Technologien zurückzuführen, die z.B. eine höhere Drehzahl zulassen, was aber nur kleine Schritte in der Verbesserung zulässt.

Weiterhin hängt das Maß der Verbesserung, wie gesehen, sehr stark von der Wahl der Randbedingungen und von den Grenzwerten ab, die diesen Randbedingungen zugeordnet werden. Diese Grenzwerte sind oft Erfahrungswerte und können in einem bestimmten Bereich variieren. Das zeigt deutlich, wie gewissenhaft ein Vorausleger vorgehen muss, der MOPEDS als Vorauslegungsprogramm verwendet: Zwar erfolgt die Berechnung und der Datentransfer nicht mehr manuell sondern automatisch, aber der Benutzer kommt nicht umhin, die wegen der Multidisziplinarität teilweise hochkomplexen Zusammenhänge und notwendigen Randbedingungen genau zu überprüfen.

5. ZUSAMMENFASSUNG

Schon in der ersten Phase der Triebwerksentwicklung, bei der Vorauslegung, wird ein erheblicher Teil der Kosten und das Leistungsspektrum festgelegt. Im Rahmen der Triebwerksvorauslegung müssen zudem viele verschiedene Konzepte in kürzester Zeit abgestimmt und bewertet werden können. Das zu diesem Zweck bei der MTU Aero Engines entwickelte integrierte Programmsystem MOPEDS unterstützt den vorauslegenden Ingenieur durch seine Multidisziplinarität, Modularität, Flexibilität und Modellierungstiefe im Vergleich zum bisher gelebten manuellen Vorgehen sehr effektiv – dank der Kopplung an iSIGHT vor allem auch bei der Findung eines Optimums. Es bleibt jedoch der Erfahrung des Anwenders überlassen, welche Ziele und Randbedingungen er für das jeweilige Triebwerkskonzept setzt. Das automatisch aus MOPEDS mit Hilfe des Optimierungsprogramms iSIGHT generierte Optimum hängt, wie in diesem Bericht gezeigt werden konnte, in erheblichem Maß von den Zielen und Randbedingungen ab. Es ist deshalb sehr hilfreich, wenn man den Einfluss der zu variierenden Parameter auf das Gesamtsystem zunächst über eindimensionale Parametervariationen abbildet und erst in einem zweiten Schritt eine mehrparametrische Optimumsuche startet. Die erzielten Ergebnisse müssen stets vom Bearbeiter hinsichtlich ihrer Sinnhaftigkeit, d.h. ihrer technisch-physikalischen Korrektheit, überprüft und bewertet werden. Nur durch dieses Vorgehen ist es gewährleistet, dass es sich bei dem so gefundene Triebwerkskonzept wirklich um ein Optimum und nicht um einen teuren „Fehl-schuss“ auf Grund falscher Modellierung handelt. Eine abschließende Parameterstudie um das gefundene Optimum herum zeigt die Robustheit des Ergebnisses sowie die Relevanz der gesetzten Randbedingungen.

6. LITERATUR

- [1] Claus, R.W. et al.
„Numerical Propulsion System Simulation“
Computing Systems in Engineering, Vol. 2, No.4
1991
- [2] Schaber, R., Jeschke, P., Kurzke, J.
„Konzept eines multidisziplinären Vorauslegungsprogramms für Gasturbinen“
DGLR 2001-150
Hamburg, 2001
- [3] Kurzke, J.
„Calculation of Installation Effects within Performance Computer Programs“
AGARD Lecture Series 183,
1992
- [4] Engineous Software Inc.
iSIGHT Technical Overview
Engineous Software Inc. North Carolina, 1997