# GAS PATH DESIGNER – ZEITEFFIZIENTE VORAUSLEGUNG VON TRIEBWERKS-RINGRÄUMEN UND ZUSÄTZLICHEN STRUKTUREN

–

## GAS PATH DESIGNER – TIME EFFICIENT PRE-DESIGN OF AERO ENGINE ANNULUS CONTOURS AND ADDITIONAL STRUCTURES

M. Mischke*, M. Pohl*, K. Höschler*, A. Huppertz**
* Brandenburg University of Technology Cottbus-Senftenberg, 03046 Cottbus, Germany
** Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co KG, 15827 Blankenfelde-Mahlow, Germany

**Kurzfassung**

Der Beginn einer jeden Triebwerksentwicklung startet mit der Auslegung des Ringraumes des Primärgasstromes. Hier müssen einige vorläufige aber auch grundlegende Entscheidungen zu Entwurfsparametern wie Eintrittsquerschnitte, Subsystemlängen, axiale Stufenanzahl in Verdichter und Turbine, usw. definiert werden. Für die Vorauslegung sollte die Palette an anfänglichen Entwurfsparametern so gering wie möglich gehalten werden, um die Menge an möglichen Ringraumentwürfen nicht frühzeitig einzuschränken.

Dieses Paper präsentiert das Vorauslegungswerkzeug „Gas Path Designer“ (GPD), welches in der Lage ist Ringraumentwürfe für Turbotriebwerke über zeiteffiziente Berechnungsmethoden in kürzester Zeit bereitzustellen. Das Interface bietet eine Auswahl an Einstellungen, um die genannten Variationsmöglichkeiten zu unterstützen. Der Aufbau ist übersichtlich, um im Rahmen grundlegender konzeptorientierter Gespräche mit dem Kunden eine schnelle und beidseitig nachvollziehbare Variation und Visualisierung des Konzeptentwurfes zu ermöglichen. Des Weiteren können die erhaltenen Ringraumstrukturen der Triebwerksentwürfe als Leitstruktur für CAD-Programme sowie weiterführende Optimierungsstrategien genutzt werden.

**Abstract**

The beginning of each aircraft engine development starts with the design of the annulus contour of the primary gas path. In this case, preliminary but also fundamental decisions on design parameters such as inlet cross sections, subsystem lengths, number of stages in compressor and turbine and many more details have to be defined. For the preliminary design, the amount of initial design parameters should be kept as small as possible. Hence, the amount of possible annulus contours and future aero engine designs will not be limited at an early design stage.

This paper presents the design tool "Gas Path Designer" (GPD) which is able to provide annulus designs for aero engines via time efficient calculation methods. The user interface offers a suitable range of settings to support the afore mentioned design variation possibilities. Hence, in the context of basic concept-oriented discussions with customers, the GPD allows a quick and mutually comprehensible variation and visualisation of conceptual designs. Furthermore, the resulting annulus contour of the aircraft engine designs can be used as a reference curves for CAD programs and advanced optimization strategies.

**Keywords:** Gas Path Designer; Annulus Contour; Generic Preliminary Design; Aircraft Engine

**NOMENKLATUR**

| | | | |
|---|---|---|---|
| GPD | Gas Path Designer | SND | swan neck duct |
| CAD | computer-aided design | ESS | engine split section |
| FEM | finite element method | HPC | high pressure compressor |
| CFD | computational fluid dynamics | HPT | high pressure turbine |
| XML | Extensible Markup Language | LPT | Low pressure turbine |
| GUI | graphical user interface | | |

CC BY 4.0

doi:10.25967/530098

## 1. EINLEITUNG

Mithilfe der zukünftigen Entwicklung moderner Turbotriebwerke spielt die Digitalisierung eine immer größer werdende Rolle. Unterstützende Simulationsprogramme mithilfe von CFD oder FEM sind bereits zum weit verbreiteten Entwicklungs-Standard geworden. Die Firmen streben nach schnell ablaufenden Prozessen und kürzeren Bearbeitungszeiten zur Entwicklung neuer Technologien. Die aktuelle Grundlage bei der Entwicklung neuer Triebwerke liegt jedoch in der Auswertung und Aufarbeitung (Skallierung) vorangegangener Triebwerkstypen. Diese werden als Basis übernommen, und entsprechend der neuen Richtwerte und Kundenwünsche angepasst.

Die Vorteile dieser Herangehensweise spiegeln sich in einer deutlich kürzeren Vorauslegungszeit und dem Einsparen finanzieller Mittel für nachfolgende Triebwerksmodelle wieder. Innovative Ideen und technologische Fortschritte werden jedoch selten berücksichtigt oder in vollem Umfang ausgeschöpft. Neuerungen, welche den Ansprüchen eventuell sogar besser gerecht werden könnten, werden aus Kosten- und Zeitgründen oft nicht in vollem Umfang berücksichtigt. Um dem entgegen zu wirken, müssten zukünftige Triebwerke von Grund auf neu aufgesetzt und auf die jeweiligen Anforderungen angepasst werden, ohne den Einschränkungen durch bereits entwickelte Triebwerkssysteme gerecht zu werden.

Kommerzielle Programme zur Berechnung und Vorauslegung von Gaspfaden für stationäre Gasturbinen und Flugtriebwerke sind unter anderem „GasTurb“ von der GasTurb GmbH [1] und GTlab (Gas Turbine Laboratory) vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) [2]. Des Weiteren arbeiten die gängigen Triebwerkshersteller Rolls-Royce, General Electric – Aviation und Pratt & Whittney mit ihren eigenen Vorauslegungsprogrammen und firmeninternen Standards. Die kommerziell verfügbaren Programme bieten eine hohe Ergebnisvielfalt und einen großen Umfang an Einstellmöglichkeiten. Dies kann für detaillierte Auslegungsprozesse von Vorteil sein. Für schnelle Konzeptstudien oder kurze Ergänzungen und visuelle Ausgaben in Kundengesprächen ist dieser Umfang und das erforderliche Wissen über die verschiedenen Einstellparameter von Nachteil.

Das Vorauslegungsprogramm „Gas Path Designer“ (GPD) ist eine zeiteffiziente und übersichtliche Alternative für schnelle Adaptionen des Ringraumentwurfs von Flugtriebwerken in der frühen Vorauslegungs- und Konstruktionsphase, sowie bei Kundengesprächen. Neben der Vorauslegung des Ringraumes der Subsysteme (Verdichter, Brennkammer, Turbine) werden zusätzliche Strukturen wie Fan, Einlasskanäle des Primär- & Sekundärstromes, Niederdruckwelle, Lagerpositionen und weitere lastleitende Strukturen definiert, modelliert und visualisiert. Die Kombination der relevanten Hauptkomponenten des Gaspfades mit zusätzlichen triebwerksspezifischen Strukturen liefert einen umfangreichen und angepassten Ringraumentwurf. Dieser kann neben der zeiteffizienten Visualisierung von Kundenwünschen während der Verkaufsgespräche auch als Referenzstruktur für komplexe 3D-CAD (Abb. 1) und FE-Modelle sowie als Startgeometrie für komplexe Optimierungsstrategien verwendet werden.

### 1.1. Stand der Technik

Die Bemühungen zur Beschreibungen von Turbokomponenten über definierte parametrische Berechnungsansätze ist seit der Entwicklung des Turbotriebwerkes durch Sir F. Whittle (1939) und Prof. Dr. H.-J. Pabst v. Ohain (1937) [3,4] nicht mehr wegzudenken. Eine einheitliche Theorie zur Verdichterauslegung wurde 1942 durch Traupel [5] veröffentlicht. Aufbauend darauf erarbeitete P. de Haller [6] und S. J. Andrews et al. [7] ihre Studien, welche versuchten den Einfluss von Parametern bei der Verdichterschaufelauslegung mit Testergebnissen in Einklang zu bringen. Dieser Gedanke der parametrisierten Triebwerksauslegung wurde über die Jahrzehnte stetig erweitert.

Durch die Möglichkeit der parametrisierten Auslegung von Triebwerkssysteme und dem Aufstreben der für damalige Verhältnisse leistungsfähigen Rechensysteme entstanden ab den 70er Jahren erste Versuche den Entwurfsprozess für stationäre Gasturbinen, sowie Flugtriebwerke zu automatisieren [8]. Ein weiterer Schritt in der automatisierten Triebwerksauslegung wurde durch Optimierungsstrategien gelegt, welche bestimmte Teilsysteme oder gar ein vereinfachtes Gesamttriebwerksmodell optimieren konnten. Dazu zählen unter anderem die Arbeiten von Münzberg et al. [9] Stahara [10], sowie Holt et al. [11], Bird et al. [12] und Despierre et al. [13].

Durch die Weiterentwicklung der Rechentechnik konnten zunehmend komplexere Optimierungs- und Konstruktionsprozesse digital abgebildet werden. Einflüsse durch diverse Korrekturfaktoren, welche durch die praktische Anwendung im Rahmen der Triebwerksprojektierung gewonnen wurden [14,15], konnten in die Automatisierungsprozesse integriert

CC BY 4.0

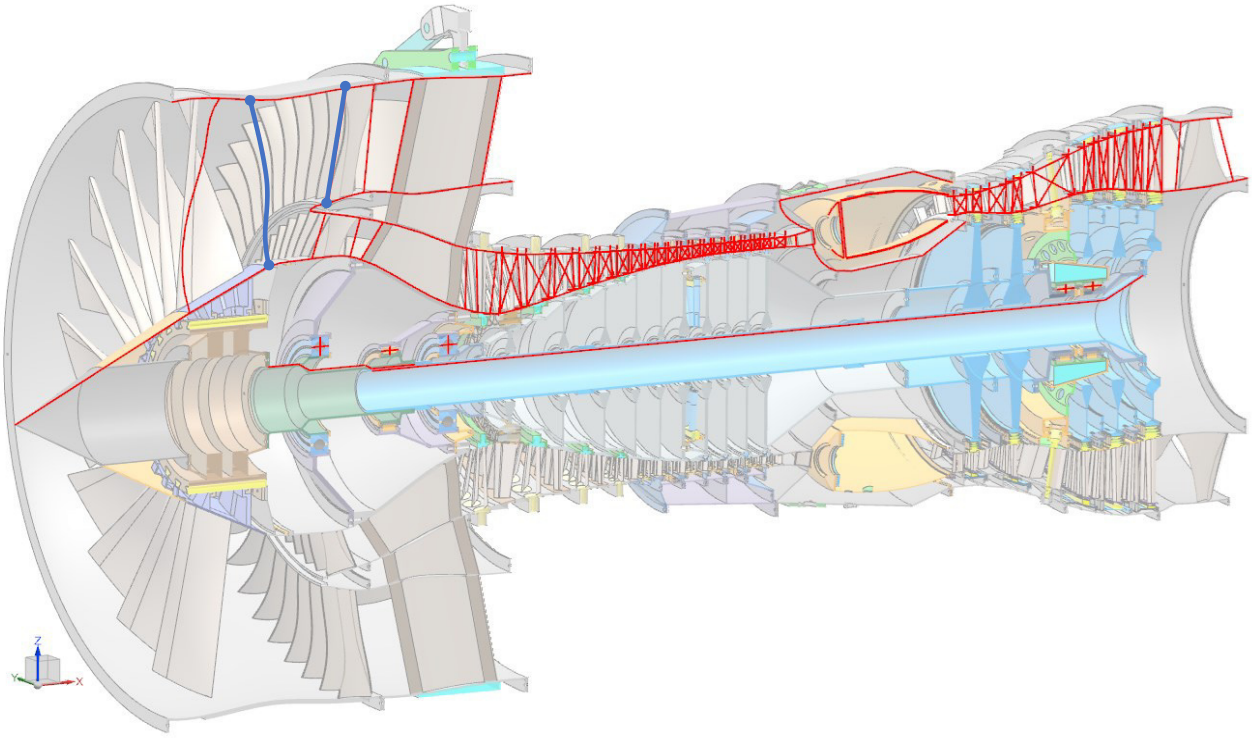

**Abbildung 1: Assoziatives 3D-CAD-Modell eines Turbofantriebwerkes mit Referenzgaspfad aus dem GPD**

werden. Aktuelle Forschungen und Entwicklungen basieren größtenteils auf der detaillierten Optimierung der einzelnen Triebwerkssysteme wie Verdichter [16,17], Brennkammer [18,19] und Turbine [20]. Neben der Optimierung einzelner Subsysteme werden auch Anstrengungen zur Erforschung des optimierten Zusammenspiels der Triebwerkssubsysteme untereinander geführt. Zu nennen, sind dabei die Arbeiten von Samuelsson et al. [21], sowie Hendler und Extra [22,23]. Oft können solche subsystemübergreifende Auslegungs- und Optimierungsstrategien einen kombinierten Gaspfad von Null auf erzeugen, jedoch ist dies sehr zeit- und rechenintensiv.

## 2. GAS PATH DESIGNER

### 2.1. Nutzeroberfläche

Die Nutzeroberfläche des GPD ist in mehrere Register gegliedert (Abb. 2). Unter „General“ können grundlegende Einstellungen zur aktuellen Sitzung gemacht werden. Dazu zählt die Auswahl eines geeigneten Speicherverzeichnisses sowie die Entscheidung ob eine gesamte Gaspfad-Konfiguration bereitgestellt werden soll oder nur einzelne Subsysteme wie zB. Verdichter und Turbine. Unter der Registerkarte „Settings“ können zusätzliche Einstellungen zu Umfang und Aufbereitung der Ausgabedateien gemacht werden.

Die Eingabedaten werden im Hintergrund über XML-Dateien eingelesen und bei Bedarf abgeändert. Die XML-Datei für die Limitwerte innerhalb der Berechnungen und GUI-Eingaben, sowie die XML-Datei für die Definition der Variablen der Verteilungskurven, welche für die Verdichter und Turbinenmodellierung notwendig sind, können ebenfalls unter „Settings“ eingestellt werden. Limits und Verteilungskurven sind für den Nutzer festgegeben und nicht innerhalb der Anwendung variierbar. Um diese zu variieren, muss die entsprechende XML-Datei separat angepasst und neu in der GPD-Umgebung geladen werden.

Die Nutzereingaben zur thermodynamischen Berechnung sowie spezifische Daten zu den einzelnen Triebwerkskomponenten werden in einer weiteren Input-XML-Datei geladen. Eine Variation der Werte dieser XML-Datei kann jederzeit durch die Nutzeroberfläche erfolgen (Abb. 2). Die Input-Datei wird bei Änderungen automatisch in den vom Nutzer vorgegebene Speicherpfad kopiert und umbenannt. So wird verhindert, dass die Originaldatei zur Programminitialisierung überschrieben wird und dem GPD bei jedem Neustart ein Set sinnvoller Parameter für den ersten Rechenzyklus bereitsteht. Falls dennoch Fehler in der originalen Input-Datei auftreten sollten ist der GPD in der Lage die original Input-XML selbst zu reparieren oder bei gröberen Fehlern den Nutzer aufzufordern sinnvolle Werte für die entsprechenden Fehlstellen zu definieren.

CC BY 4.0

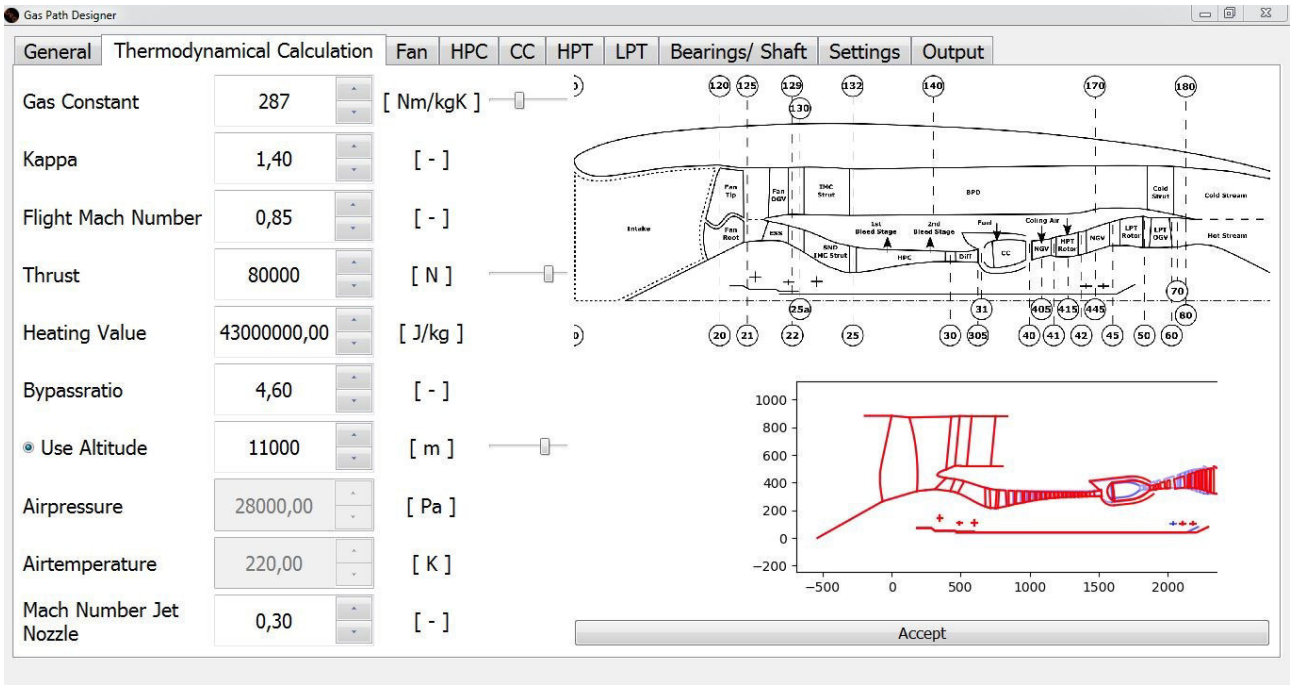


**Abbildung 2: Registerkarte der thermodynamischen Berechnung; Parameterdefinition (links) mit Parameterinformationen (rechts oben) und programminterner Visualisierung (rechts unten)**

Der grundlegende Aufbau der spezifischen Registerkarten der einzelnen Triebwerkssubsysteme ist identisch und gliedert sich in drei Bereiche. Auf der linken Seite befinden sich die für die jeweiligen Subsysteme notwendigen Parameter, welche vom Nutzer frei variiert werden können. Die obere und untere Grenze sowie Intervalle beim Variieren mittels der Schaltflächen oder Schieberegler ist durch die Limit-XML-Datei vorgegeben. Bei Bedarf können die Werte direkt per Tastatur in der jeweiligen Einheit angegeben werden.

Auf der oberen rechten Seite befindet sich eine Abbildung welche, die Position des aktuellen Subsystems im Gesamttriebwerk zeigt. Zusätzlich werden komponentenspezifische Punkte und Informationen angegeben, welche vom GPD berechnet und vom Nutzer manuell nachjustiert werden können. Rechts unten in der Registerkarte wird die visuelle Ausgabe des Ringraumentwurfs des Subsystems der aktuellen Registerkarte anhand der temporären Eingabewerte und Berechnungen ausgegeben (Abb. 2). Bei Variation der Eingabewerte und erneuter Berechnung wird der vorherige Ringraum in einem leichten Blauton eingefärbt und von der neuen Ringraumkonfiguration in einem kräftigen Rotton überlagert. Dadurch können Änderungen an der Ringraumkonfiguration direkt visualisiert und dem Nutzer zugänglich gemacht werden. Der Nutzer kann zwischen einer Neuberechnung mit rein visueller Ausgabe mittels des „Accept“-Button oder eine komplette Berechnung mit Datenausgabe (Kap. 2.7) über den „Calculate“-Button unter „General“ wählen.

## 2.2. Thermodynamisches Model

Die Berechnung der vorherrschenden Zustandsgrößen im Primär- und Sekundärstrom eines Turbotriebwerks sind äußerst komplex und ohne Vereinfachungen nicht zeiteffizient oder nur mit erheblichem rechenaufwand umsetzbar.

Das im GPD hinterlegte thermodynamische Modell liefert eine Annäherung der thermodynamischen Eigenschaften in den einzelnen Triebwerksreferenzebenen durch die Anwendung grundlegender thermodynamischer Zustandsgleichungen. Im Kontext der Vorauslegung und Konzeptstudie werden der thermodynamischen Berechnung nur allgemeine Betriebsdaten wie unter anderem

- die gewünschte Flugmachzahl ($Ma_0$),
- die Flughöhe (Temperatur ($T_0$) und Druck ($P_0$) auf entsprechender Flughöhe) und
- das Nebenstromverhältnis ($\mu$)

bereitgestellt. Diese Basisdaten sollten bei möglichen Kundengesprächen und schnellen Designstudien stets verfügbar sein, sodass Änderungen an der vorliegenden Gaspfadkonfiguration jederzeit durchgeführt werden können.

Die Berechnungen an den jeweiligen Referenzebenen im Ringraum werden durch statische Annahmen der Fluidströmung mit einer Gleichverteilung der thermodynamischen Eigenschaften über den Querschnitt angegeben. Ausgehend von den thermodynamischen Eigenschaften kann die radiale Verteilung

CC BY 4.0

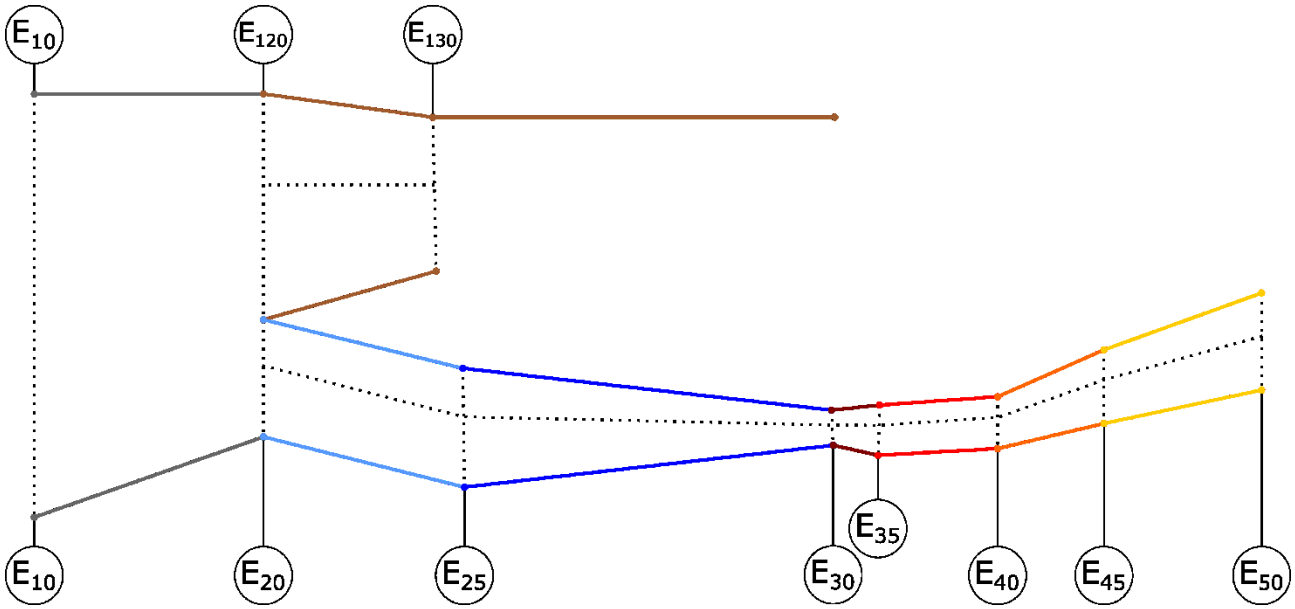


**Abbildung 3: Repräsentative Referenzebenenstruktur der Subsysteme eines Ringraumes für Turbotriebwerke**

(Kreisringfläche und Position) der jeweiligen Referenzebene bestimmt werden. Dies liefert einen vereinfachten skelettartigen Aufbau des Primär- und Sekundärstromes, welcher die Ein- und Austrittsebenen der einzelnen Triebwerkssubsysteme hinreichend genau beschreibt (Abb. 3). Aufbauend darauf werden die nachfolgenden Subsysteme zwischen den Ein- und Austrittsebenen integriert und über verschiedene Methoden im Detail modelliert.

## 2.3. Fan-Sektion

Die Registerkarte der Fan-Sektion liefert die Eingabefelder zu fan-spezifischen Werten wie dem Fan-Druckverhältnis, der Fan-Anströmmachzahl und dem Fan-Nabenverhältnis (Abb. 4). Diese Werte werden im thermodynamischen Model verrechnet, um die Zustandsgrößen, Flächenanteile und radialen Positionswerte der Referenzebene zu ermitteln welche, für die Fan-Sektion relevant sind. Zudem wird hier auch die gewünschte axiale Länge des Verbindungskanals

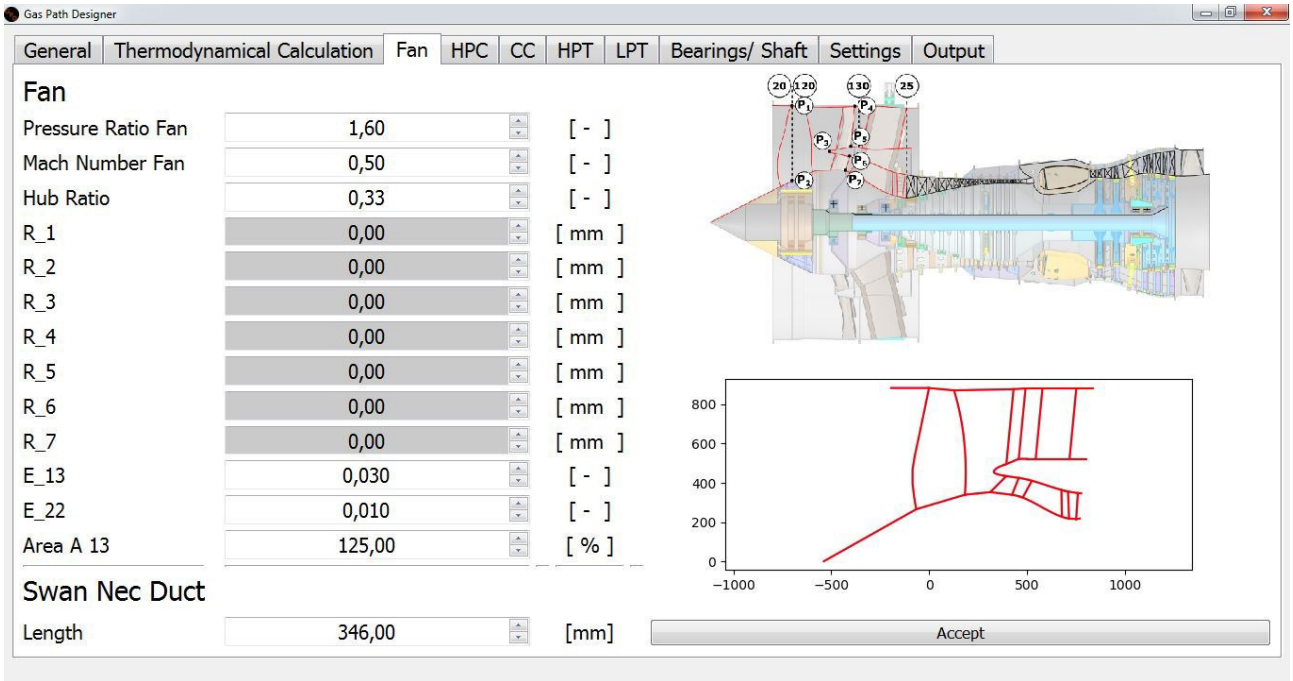


**Abbildung 4: Registerkarte der Fan-Sektion; Parameterdefinition (links) mit Parameterinformationen (rechts oben) und programminterner Visualisierung (rechts unten)**

CC BY 4.0

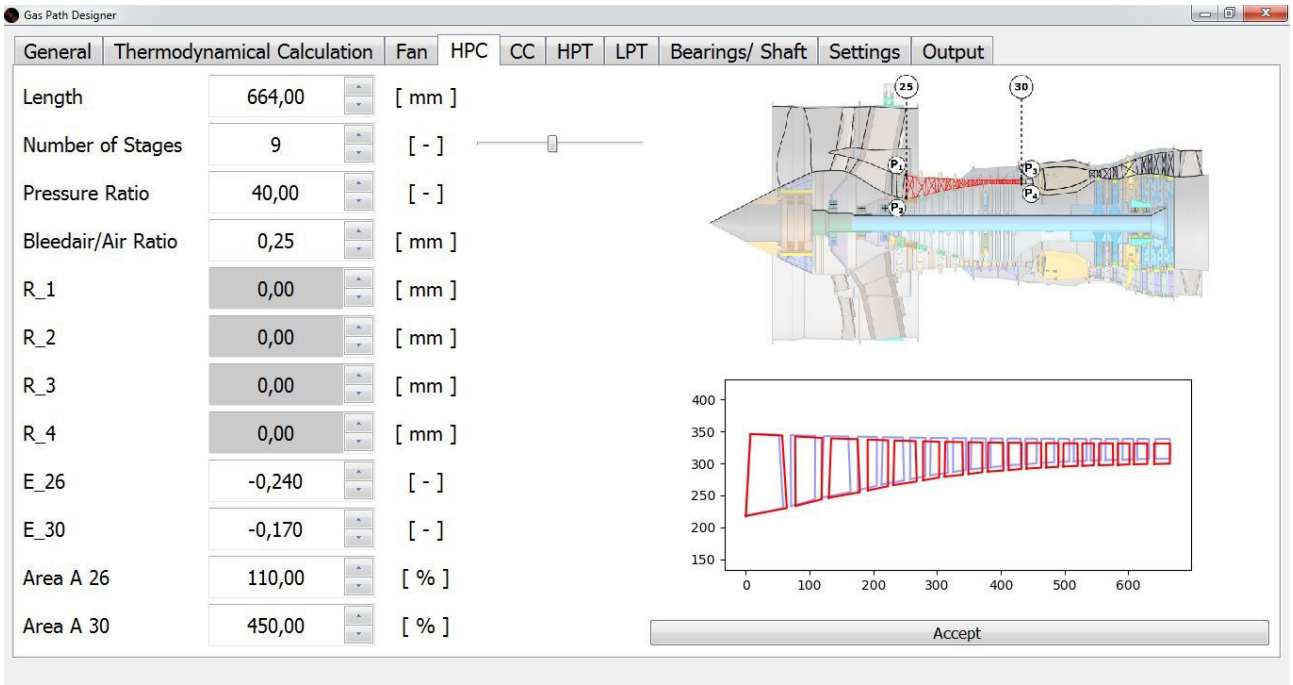


**Abbildung 5: Registerkarte des Hochdruckverdichters; Parameterdefinition (links) mit Parameterinformationen (rechts oben) und programminterner Visualisierung (rechts unten); analog für Hoch- und Niederdruckturbine**

zwischen Fan-Sektion und Verdichter (SND) definiert. Die zusätzlichen Parameter dienen zur manuellen Korrektur der radialen Positionen der Punkte $R_1$ bis $R_7$, sowie der Position des Kreisringmittelschnittes der Referenzebenen $E_{22}$ und $E_{130}$. Diese Werte werden vom GPD im Hintergrund berechnet, können aber durch die entsprechenden Nutzerangaben überschrieben werden.

Die Modellierung der Referenzlinien und Splines erfolgt über Zusammenhänge zwischen den thermodynamischen und geometrischen Eigenschaften der Fan-Referenzebene ($E_{20}$ bzw. $E_{120}$) und den daraus abgeleiteten Dimensionen der Fanschaufel und des Fanschaufelfußes. Die Berechnungen basieren auf gemittelten Werten bestehender Triebwerksgeometrien und Iterationsvorgängen zur geometrischen Positionierung und Modellierung der Teilbereiche wie

- dem Fankonus,
- dem ESS (Bereich zur Aufteilung in Primär- und Sekundärström) und
- den strukturellen Leitschaufeln im Nebenstromkanal und SND.

## 2.4. Verdichter und Turbine

In den Registerkarten zum Hochdruckverdichter (HPC), der Hochdruckturbine (HPT) und der Niederdruckturbine (LPT) werden zusätzliche komponentenspezifische Berechnungsdaten bereitgestellt (Abb. 5). Mithilfe der Ergebnisse aus der thermodynamischen Berechnung zur

- Ringraumfläche am Ein- und Austritt,
- der axialen Länge und
- der gewünschten Stufenanzahl

im jeweiligen Teilsystem kann eine hinreichend genaue Modellierung der Ringraumkontur für jede einzelne Stufe erfolgen. Die dazu nötigen Methoden durch Nutzung von normierten Verteilungsfunktionen wurden durch Hinz [24] und Mischke et al. [25] definiert und umfangreich beschrieben. Durch Variation dieser drei Parameter in Kombination mit den vordefinierten Daten in der Verteilungskurven-XML-Datei können quasi unendlich viele verschiedene Konfigurationen für Verdichter und Turbine definiert und modelliert werden.

## 2.5. Brennkammer

In Bereich der Brennkammer werden thermodynamische Daten bereitgestellt, welche ohne komplexe Thermal- und Strömungsanalysen in Kombination mit einer vordefinierten Brennkammergeometrie nicht verfügbar wären. Dazu zählen die Brennkammereintritts- und Austrittsgeschwindigkeit sowie die Austrittstemperatur in der entsprechenden Referenzebene $E_{40}$. Diese thermodynamischen Zustandsgrößen werden aktiv durch die geometrische Gestaltung des Brennkammerdiffusor und der Brennkammer

CC BY 4.0

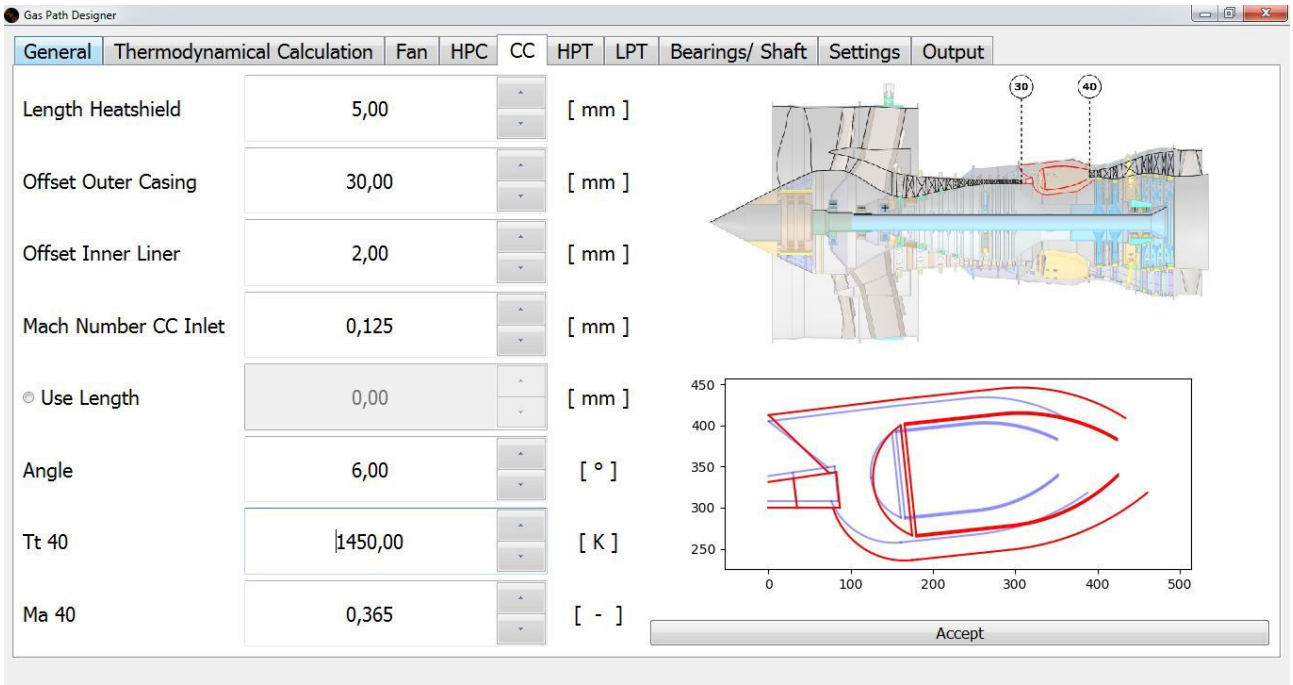


**Abbildung 6: Registerkarte der Brennkammer; Parameterdefinition (links) mit Parameterinformationen (rechts oben) und programminterner Visualisierung (rechts unten)**

selbst beeinflusst. Die geometrische Auslegung dieser Teilkomponenten hat jedoch gewisse Richtwerte, welche durch die Physik und Chemie in Form von Flammstabilität und Materialeigenschaften begrenzt werden. Diese Richtwerte werden dem GPD durch den Nutzer bereitgestellt.

Zusätzlich zu den direkten Berechnungsparametern werden zusätzliche Parameter zur geometrischen Modellierung der Brennkammer bereitgestellt (Abb. 6). Ähnlich wie bei den Angaben zur Flughöhe, in der Registerkarte zur thermodynamischen Berechnung, kann bei der Brennkammer zwischen zwei Eingabemethoden entschieden werden. Dem Nutzer wird hier freigestellt, ob der Brennkammeranstellwinkel direkt eingegeben oder über eine vorgegebene Länge und die radialen Positionen der Anschlussflächen (Referenzflächen $E_{30}$ und $E_{40}$) von Verdichter und Turbine ermittelt werden soll.

## 2.6. Wellen, Lager und zusätzliche Strukturen

Zusätzlich zu den Hauptkomponenten eines Turbofan-Triebwerkes werden durch den GPD die Positionen möglicher Lagerpunkte bereitgestellt (Abb. 7). In Kombination mit der Niederdruckwelle kann so eine mögliche Konfiguration der lastleitenden Strukturen modelliert und visualisiert werden.

Die berechneten Positionen der Lager richten sich nach dem Durchmesser der Niederdruckwelle sowie den Positionen der lastübertragenden Strukturen im SND und der ersten Statorstufe der Niederdruckturbine. Wie auch bei den Registerkarten der Hauptkomponenten können die durch den GPD vorgegebene Positionen durch entsprechende Nutzereingaben angepasst werden.

## 2.7. Ausgabe und Anwendung

Die erste Berechnung beim Start des GPD erfolgt binnen weniger Sekunden (im Schnitt 5 -10 Sekunden; auf gängigen Laptops (Stand 2019)) über die Initialisierungswerte der originalen Input-XML. Erneute Berechnungen mit variierten Werten benötigen die gleiche Zeit. Die Ausgabe des GPD erfolgt über zwei Wege. Der erste und für den Nutzer direkt sichtbare Ausgabemodus wird über die Visualisierung der einzelnen Subsysteme in jeder Registerkarte bereitgestellt. Diese Diagramme mit der vordefinierten Ringraumkontur des Gesamttriebwerkes und jedem einzelnen Subsystem können bei Bedarf extern ausgegeben, entsprechend skaliert und lokal gespeichert werden.

Der zweite Ausgabemodus erfolgt in Form von separaten Dateien für jedes Subsystem. Auch hier kann vom Nutzer vorab entschieden werden, ob der Ringraum des Gesamtsystems oder nur von einzelne Subsystemen ausgegeben werden soll. Die Ausgabedateien enthalten die axialen und radialen Punktkoordinaten der berechneten und modellierten Ring-

CC BY 4.0

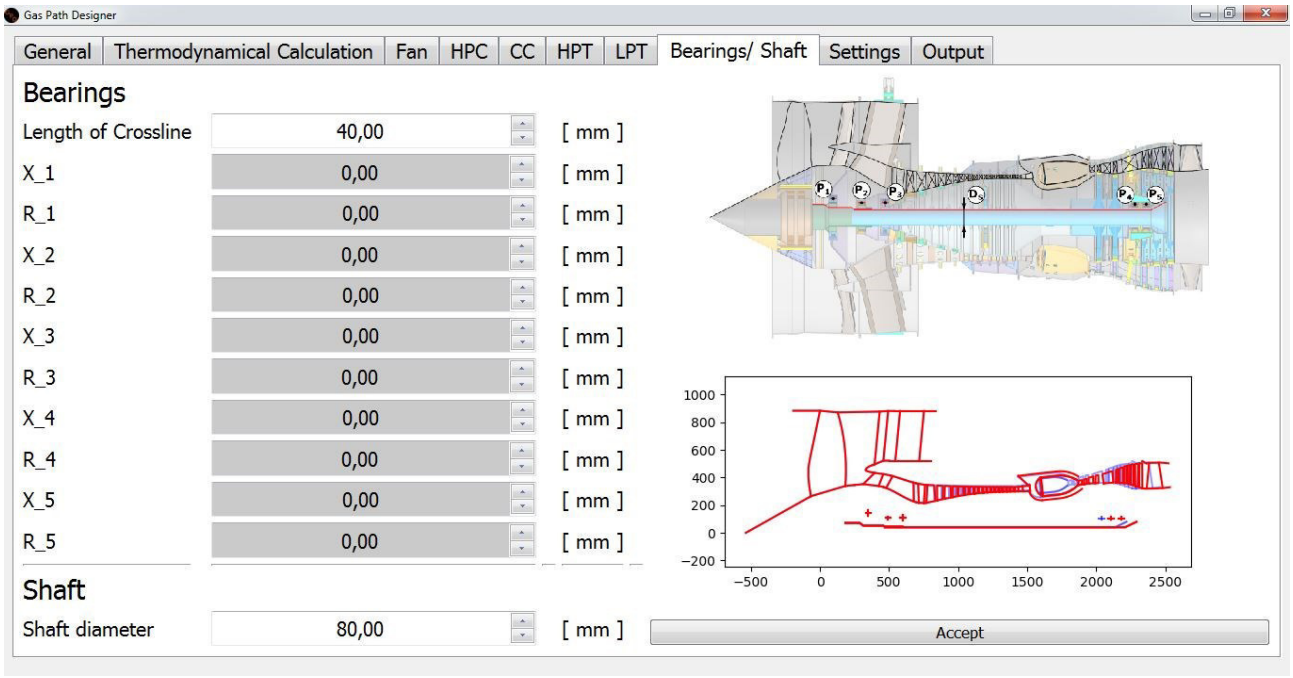


**Abbildung 7: Registerkarte der Lager und Wellen; Parameterdefinition (links) mit Parameterinformationen (rechts oben) und programminterner Visualisierung (rechts unten)**

raumkontur. Dabei wird zwischen Linien mit zwei Koordinatenpunkten und Splines (3. Grades) mit mindestens 2 oder beliebig vielen Punkten unterschieden (Tab. 1). Jeder Linie und jedem Spline ist ein Name zugewiesen, welcher sich nicht wiederholt.

Da jedes Subsystem in seinem eigenen lokalen Koordinatenursprung startet, wird zusätzlich eine Offset-Datei für jedes Subsystem erstellt. Diese beinhaltet lediglich die axiale Verschiebung der zugehörigen Komponente für den Fall, dass mehrere Subsysteme der Ringraumkonfiguration für eine weiterführende Anwendung genutzt werden. Dazu zählen unter anderem die Nutzung der generisch erzeugten Ringraumkontur als Referenzstruktur für komplexere 3D-CAD-Modelle (Abb. 1) und Strukturanalysen. Eine Kombination aus assoziativen 3D-Geometriebausteinen [26] und einer gekoppelten aber austauschbaren Ringraumreferenzstruktur kann eine schnelle geometrische Variation von detaillierten dreidimensionalen Gesamttriebwerksstrukturen realisieren.

**Tabelle 1: GPD-Ausgabeformat der Punktkoordinaten; Linien (links) und Splines (rechts) mit Referenzkontur in Abbildung 1**

| curve FanOGV_LE | | curve Rotor_TE deg=3 | |
|---|---|---|---|
| 15.624593 | 19.588011 | 7.257888 | 13.409814 |
| 17.073351 | 34.702608 | 7.425164 | 18.089138 |
| | | 7.239056 | 22.768463 |
| | | 6.688643 | 27.447787 |
| | | 5.712411 | 32.127111 |

Eine weitere Anwendung wäre die direkte Einbindung der Punktkoordinaten in einen komplexen Optimierungsprozess, welcher basierend auf einer Startgeometrie und entsprechend vorkonditionierten Optimierungszielen die thermodynamische, aerodynamische und/ oder strukturmechanische Adaption der Ringraumkonturen vornimmt. Im Rahmen dieses Anwendungsbereichs sind besonders die Arbeiten von Hendler und Extra [22,23] zu nennen. Durch den GPD können binnen weniger Sekunden gezielte Anpassungen der Ringraumkontur erfolgen. Dadurch kann erreicht werden, die Startgeometrie zeiteffizient möglichst nah an die optimierte Zielgeometrie anzupassen, was sich in einer deutlichen Reduzierung der Rechenzeit komplexer Optimierungsprozesse wiederspiegelt.

## 3. ZUSAMMENFASSUNG

Um einen ersten Ansatz zur zeiteffizienten, generischen Erzeugung innovativer und parameterbasierter Triebwerksentwürfe zu ermöglichen, wurde der GPD als Konstruktionswerkzeug zur Modellierung von generischen, parameterbasierten 2D-Ringräumen entwickelt. Dabei werden ausgewählte Designparameter durch den Nutzer vorgegeben und über grundlegende thermodynamische Gleichungen und sinnvoll gewählte Verhältnisse ein erster grundlegender Ringraumentwurf erzeugt. Der Gesamtringraum wird dabei in seine einzelnen triebwerksspezifischen Sub-

CC BY 4.0

systeme (zB. Verdichter, Brennkammer, Turbine) unterteilt, um die spätere Selektion und Kombination der Subsysteme verschiedener Ringraumentwürfe zu ermöglichen.

Die Nutzeroberfläche des GPD ist in mehrere Registerkarten gegliedert. Jede dieser dient der Konfiguration eines separaten Triebwerkssubsystems. Somit werden dem Nutzer je nach aktiver Registerkarte nur Informationen zum jeweiligen Subsystem gegeben und abgefragt. Änderungen in einem der Subsysteme kann, je nach variiertem Parameter,

- nur Einfluss auf das Subsystem selbst,
- Einfluss auf das thermodynamische Modell (Eigenschaften der Referenzebenen) oder
- einen Einfluss auf mehrere Subsysteme haben.

Zur Integration in externe Entwicklungs-Workflows und Automatisierungsprozesse wurde für die Ausgabe ein einfaches Datenformat gewählt, welches lediglich die Punktkoordinaten der Ringraumreferenzstrukturen (Linien und Splines) mit entsprechender Namenskonvention enthält. Die ausgegebenen Punktkoordinaten bieten die Möglichkeit einer Verwertung der Ringraumkonfiguration in allen gängigen CAD und Analyseprogrammen (zB. Struktur-, Strömungs-, Thermalanalyse).

## DANKSAGUNG

Die in diesem Paper präsentierte Arbeit ist Teil des Forschungsverbundprogrammes VIT-V (Verfahren der Industrie 4.0 für die Triebwerks-Vorentwicklung). Die Förderung erfolgte durch das ProFIT-Programm der ILB (Investitionsbank des Landes Brandenburg) im Rahmen des EFRE (Europäische Fonds für regionale Entwicklung) unter der Vertragsnummer 80173194.

Ein großer Dank geht an den Projektpartner Rolls-Royce Deutschland Ltd. Co KG ohne den das VIT-V Projekt im aktuellen Umfang nicht möglich gewesen wäre.

## REFERENZEN

[1] GasTurb GmbH, GasTurb13. www.gasturb.de

[2] Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt (DLR), GTlab (Gas Turbine Laboratory), www.dlr.de/at/en/desktopdefault.aspx/tabid-9029

[3] S. Farokhi (2014): Aircraft Propulsion, 2nd ed., John Wiley & Sons Ltd.

[4] W.J.G. Bräunling (2015): Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme, 4th ed., Springer Viehweg, Hamburg

[5] W. Traupel (1942): Neue Allgemeine Theorie der Mehrstufigen Axialen Turbomaschine

[6] P. De Haller (1953): Das Verhalten von Tragflügelgittern in Axialverdichtern und im Windkanal, Brennstoff-Wärme-Kraft. 5, pp. 333–337.

[7] A.D.S. Carter, S.J. Andrews, E.A. Fielder (1957): The Design and Testing of an Axial Compressor having a Mean Stage Temperature Rise of 3 ° deg C, Aeronaut. Res. Counc. Reports Memo. 2985

[8] A.J. Glassman (1972): Computer Program for Preliminary Design Analysis of Axial Flow Turbines, NASA report, https://ntrs.nasa.gov/citations/19720011124

[9] H.G. Münzberg, J.T. Kurzke (1977): Gasturbinen — Betriebsverhalten und Optimierung, Springer Verlag, https://www.springer.com/de/book/9783540080329

[10] S.S. Stahara (1984): Development of a turbomachinery design optimization procedure using a multiple-parameter nonlinear perturbation method, NASA report

[11] G. Holt, S. Bassler (1991): Preliminary design of axial compressors using artificial intelligence and numerical optimization techniques, Proc. ASME Turbo Expo. 1, https://doi.org/10.1115/91-GT-334

[12] J.W. Bird, H.M. Schwartz (1994): Diagnosis of turbine engine transient performance with model-based parameter estimation techniques, Proc. ASME Turbo Expo. 5, https://doi.org/10.1115/94-GT-317

CC BY 4.0

[13] A. Despierre, P.J. Stuttaford, P.A. Rubini (1997): Preliminary Gas Turbine Combustor Design Using A Genetic Algorithm, ASME Turbo Expo Power for Land, Sea & Air, https://doi.org/doi.org/10.1115/97-GT-072

[14] J. Kurzke (2003): Model based gas turbine parameter corrections, Porc. ASME Turbo Expo Power for Land, Sea & Air, Atlanta, GA (USA), pp. 91–99. https://doi.org/10.1115/GT2003-38234

[15] H. Grieb (2004): Projektierung von Turboflugtriebwerken, Birkhäuser Basel, https://doi.org/10.1007/978-3-0348-7938-5

[16] P.M. Flassig (2011): Unterstützende Optimierungsstrategien zur robusten aerodynamischen Verdichterschaufelauslegung, Brandenburgische Technische Universität Cottbus

[17] L.F.Y. Sommer (2011): Geometrieparametrisierungen für die aerodynamische Optimierung von Verdichterschaufelsektionen unter besonderer Berücksichtigung der Krümmung, Brandenburgische Technische Universität Cottbus

[18] A. Angersbach, D. Bestie, R. Eggels (2013): Automated combustor preliminary design using tools of different fidelity, Proc. ASME Turbo Expo. 1 A, https://doi.org/10.1115/GT2013-94411

[19] X. Zhang, D.J.J. Toal, N.W. Bressloff, A.J. Keane, F. Witham, J. Gregory, S. Stow, C. Goddard, M. Zedda, M. Rogers (2014): Prometheus: A geometry-centric optimization system for combustor design, Proc. ASME Turbo Expo. 4A, https://doi.org/10.1115/GT2014-25903

[20] R. Agromayor, L.O. Nord (2019): Preliminary design and optimization of axial turbines accounting for diffuser performance, Int. J. Turbomachinery, Propuls. Power. 4, https://doi.org/10.3390/ijtpp4030032

[21] S. Samuelsson, T. Gronstedt, K.G. Kyprianidis (2015): Consistent conceptual design and performance modeling of aero engines, Proc. ASME Turbo Expo, https://doi.org/10.1115/GT2015-43331

[22] M. Hendler, M. Lockan, D. Bestle, P. Flassig (2018): Component-specific preliminary engine design taking into account holistic design aspects, Int. J. Turbomachinery, Propuls. Power. 3, https://doi.org/10.3390/ijtpp3020012.

[23] S. Extra, M. Hendler, D. Bestle, P. Flassig (2018): Verbesserte Vorauslegung des Kerntriebwerks mithilfe von kaskadierten Optimierungsprozessen, DLRK2018, https://doi.org/10.25967/480163

[24] M. Hinz (2012): Neue Parametrisierungsstrategien und Methoden der Prozessbeschleunigung für die Verdichteroptimierung, Shaker Verlag (Aachen)

[25] M. Mischke, M. Pohl, K. Höschler, A. Huppertz (2020): A Holistiv Approach for the Generic Preliminary Design of Axial Compressor and Turbine Annulus Contours, DLRK2020, in press

[26] B. Mhadbi, M. Mischke, K. Höschler, A. Huppertz (2018): Semi-automated Creation of Parametric Associative 3D CAD Models Exemplified by a Core Aero Engine, Porc. 16. Gemeinsames Kolloquium Konstr. 2018 - Digit. und Produktentwicklung - vernetzte Entwicklungsumgebungen, pp. 236–243. https://eref.uni-bayreuth.de/id/eprint/45929

CC BY 4.0