

BEITRÄGE ZUM TRIEBWERKSENTWURF EINER AGILEN UND HOCH GEPFEILTEN NURFLÜGELKONFIGURATION

S. Zenkner, R.-G. Becker, M. Trost, C. Voß
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Antriebstechnik,
Linder Höhe, Köln, D-51147

Kurzfassung

In der vorliegenden Studie werden ausgewählte Aspekte der Triebwerksvorauslegung für eine hoch gefeilte Nurflügelkonfiguration mit militärischer Anwendung vorgestellt. Diese umfassen eine Auslegung des thermodynamischen Kreisprozesses, eine automatisierte Optimierung der Einlaufgeometrie sowie eine Potenzialabschätzung zu Triebwerken mit variablen Komponentengeometrien.

Zunächst wird der thermodynamische Entwurf eines konventionellen Turbofantriebwerks vorgestellt, das die Anforderungen der Nurflügelkonfiguration erfüllen soll. Neben den aus dem Missionsprofil abgeleiteten Schubanforderungen dimensionieren weitere Nebenbedingungen, wie maximaler Treibstoffverbrauch, verfügbarer Einbauraum sowie aerodynamische und strukturelle Grenzen das Modell im Zuge des Vorentwurfs. Im nächsten Arbeitsschritt werden die ermittelten Triebwerksdaten als Randbedingung für die Strömungssimulation des Triebwerkseinlaufs verwendet. Diese ist Teil einer Optimierungsprozesskette zur Ermittlung einer Einlaufgeometrie mit möglichst geringem Totaldruckverlust und geringer Sichtbarkeit der Triebwerkseintrittsebene. In einem letzten Schritt wird das Triebwerksmodell im Zuge einer Potenzialstudie mit ausgewählten, geometrisch variablen Triebwerkskomponenten ausgestattet, um den Kreisprozess gezielt zu beeinflussen. Ziel dieser Modifikation ist das Erzeugen eines gewünschten Triebwerksverhaltens für unterschiedliche Missionsphasen. Mit Hilfe eines numerischen Optimierungsverfahrens werden diese Einstellungen ermittelt.

Keywords

Triebwerksperformance; Variable Cycle Engine; Triebwerkseinlaufgeometrie; UCAV

NOMENKLATUR

AIP	Aerodynamic Interface Plane
BPR	Bypass Ratio (Nebenstromverhältnis)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EOF	End of Field
GTlab	Gas Turbine Laboratory
HDT	Hochdruckturbine
HDV	Hochdruckverdichter
IR	Infrarot
ISR	Intelligence, Surveillance and Reconnaissance
LO	Low Observability
MFC	Mission Fuel Consumption
NDT	Niederdruckturbine
OPR	Overall Pressure Ratio
SEAD	Suppression of Enemy Air Defenses
SM	Surge Margin
TO-EOF	Take-Off End of Field
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption
UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle
VCE	Variable Cycle Engine
VGW	Variable Guide Vanes
DC60	Distortion Coefficient
SC60	Swirl Distortion Coefficient
\dot{m}	Massenstrom
Ma	Mach-Zahl
n	Drehzahl
p	Totaldruck
T	Totaltemperatur
V	Visibility value (Sichtbarkeitwert)
y^+	Dimensionsloser Wandabstand
II	Totaldruckverhältnis
η_{is}	Isentroper Wirkungsgrad
Ψ	Mittlere Stufenbelastungszahl
ω	Totaldruckverlustbeiwert

1. EINLEITUNG

Seit einigen Jahrzehnten wird verstärkt an der Entwicklung von unbemannten Luftfahrzeugen für militärische Kampfeinsätze (UCAV) gearbeitet. Die Vorteile, die durch das Ersetzen eines Onboard-Piloten entstehen, stellen für die Aufgabenerfüllung militärischer Einsätze ein großes Potenzial dar. Zum einen wird das Risiko der Eigenverluste minimiert, zum anderen ermöglicht der Verzicht auf Piloten-Sicherheits- und Schnittstelleneinrichtungen wie Cockpit, Schleudersitz usw. dem Flugzeugvorentwurf, ein kleineres, wendigeres Fluggerät mit geringer Radar- und IR-Signatur auszulegen.

Im Rahmen des DLR-internen Projektes Mephisto und der NATO Forschungsaktivität AVT251 wurde eine generische Flugzeugkonfiguration eines UCAV in einem multidisziplinären Vorentwurfsprozess entwickelt. Bei dieser Konfiguration, genannt MULDICON, handelt es sich um ein agiles und hoch gepfeiltes Nurflügelflugzeug, das in den Entwurfsdisziplinen Aerodynamik, Flugsteuerung, Fernaufklärung und Antriebstechnik vorausgelegt und untersucht wurde.

Um die Radar- und IR-Signatur des Fluggerätes zu reduzieren, ist das Antriebskonzept in das Flugzeug stark integriert. Wechselwirkungen mit anderen Entwurfsdisziplinen und Einschränkungen des Vorentwurfs des Antriebssystems gehen mit dieser Integration einher. In der hier vorgestellten Studie werden die ausgeführten Arbeiten an diesem Antriebssystem innerhalb des Projektes Mephisto beschrieben. Dies umfasst die thermodynamische Vorauslegung eines konventionellen Turbofantriebwerks unter Beachtung der Integrationsproblematik, eine Mehrzieloptimierung der Einlaufgeometrie sowie eine Potenzialstudie des Triebwerksmodells durch den Einsatz variabler Komponentengeometrien.

1. TRIEBWERKSMODELLIERUNG

Die Wahl eines Turbofantriebwerks als Antriebskonzept für dieUCAV Konfiguration ist mit den Designvorgaben aus der Flugzeugkonfiguration und der Forderung nach guten LO-Eigenschaften begründet. Die Dimensionierung des Turbofantriebwerks ist Inhalt der thermodynamischen Triebwerksmodellierung. Ziel dieser ist die Ermittlung der Komponentenparameter für ein gewünschtes Betriebsverhalten des Triebwerks, das die Anforderungen aus dem Flugzeugvorentwurf erfüllen kann.

1.1. Triebwerksanforderungen

Der Vorteil vonUCAVs, keinen Piloten an Board zu haben, qualifiziert diese besonders für militärische Einsätze im gegnerischen Luftraum, wie SEAD oder ISR. Die damit einhergehenden Anforderungen an die Flugzeugkonfigurationen sind:

- geringe Radar und IR-Signatur
- hohe Flugmachzahl bei niedriger Höhe
- möglichst große Einsatzreichweite

Daraus ergeben sich wiederum folgende Anforderungen an das Antriebssystem:

- niedrige Abgastemperaturen und -geschwindigkeiten
- geringer Fandurchmesser
- hohe Leistungsdichte
- geringer TSFC

Zusammen ergeben diese Anforderungen wichtige Ziele für die Triebwerksauslegung. Zum Teil sind diese gegensätzlich und führen bei der Auslegung des Triebwerkskreisprozesses zu Zielkonflikten. Das Ziel ist es somit den bestmöglichen Kompromiss zwischen diesen Zielen für den Triebwerksentwurf zu finden. Die genauere Spezifizierung dieser Anforderungen erfolgt durch die Auswahl und Definition der Auslegungsmission, dargestellt in BILD 1.

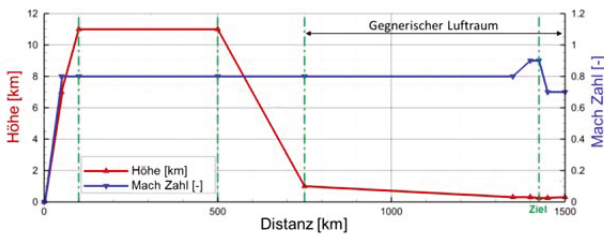


BILD 1. Höhen- und Flugmachzahl-Verlauf der generischen Designmission [1]

Für die Dimensionierung des Triebwerks werden fünf Betriebspunkte aus der Mission abgeleitet. Diese Betriebspunkte stellen hinsichtlich der Triebwerksdimensionierung unterschiedliche Anforderungen (TAB 1).

TAB 1. Betriebspunktspezifikation der Auslegungsmission

Betriebspunkt	Ma ₀ [-]	Höhe [m]	F _N / F _{N,TO} [-]	kritischer Parameter
TO-EOF	0.2	0	1	therm. Belastung Turbine
Max. Climb	0.8	11000	0.25	max. \dot{m}_{red}
Cruise	0.8	11000	0.12	geringer TSFC
Ingress	0.8	300	0.40	geringe Detektierbarkeit
Dash	0.9	300	0.60	großer Schub

1.2. Performancemodellierung

1.2.1. Triebwerkssynthese

Bei der Vorauslegung von Triebwerken ist die Performancesynthese ein wichtiges Element. Bei dieser wird das Betriebsverhalten des ausgewählten Triebwerkskonzepts mit Hilfe von computergestützten Berechnungsverfahren ermittelt. Die Hauptkomponenten des Triebwerks werden hierbei durch virtuelle Module ersetzt und deren Betriebsverhalten über analytische Formeln und Kennfelder repräsentiert. Das hier verwendete Programm ist das DLR-eigene Simulationswerkzeug für Performancesynthese GTab-Performance [2]. Dieses kann für die thermodynamische Simulation unterschiedlicher Gasturbinenkonfigurationen eingesetzt werden. In BILD 2 ist schematisch die Modulzusammensetzung des Turbofantriebwerkes in GTab-Performance dargestellt.

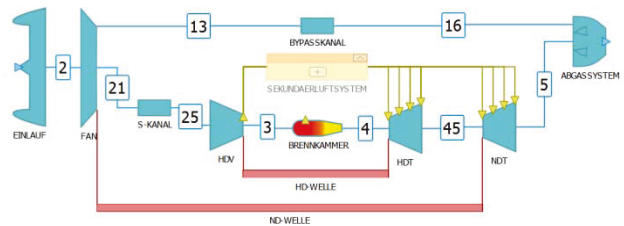


BILD 2. Schematisches Performancemodell des 2-welligen Turbofantriebwerks mit Mischer

1.2.2. Kreisprozess und Technologielevel der Komponenten

Der zugrundeliegende Kreisprozess sowie das Technologieniveau der Triebwerkskomponenten haben einen starken Einfluss auf die Triebwerksleistung. Durch eine Verbesserung der Komponentenwirkungsgrade oder geringere Druckverluste verbessert sich die Leistungsfähigkeit des gesamten Triebwerks. Genauso verhält es sich bei den übergeordneten Kreisprozessparametern. Beispielsweise bewirkt eine Erhöhung des OPR und der Turbinen-eintrittstemperatur T_4 eine höhere Effizienz des Kerntriebwerkes. Das Technologieniveau nach dem heutigen Stand der Technik wurde mit Hilfe von Literaturquellen festgelegt [3]. Eine Auflistung der ausgewählten Komponentenwirkungsgrade und Kreisprozessparameter ist in [4] näher beschrieben.

1.3. Performanceoptimierung

1.3.1. Optimierungsproblem

Aufgrund der Vielzahl von Anforderungen bei der Triebwerksvorauslegung kann es zu Zielkonflikten kommen, wenn zwei oder mehr Anforderungen konträr sind. An dieser Stelle der Auslegung muss entschieden werden, welche Kompromisslösung am besten geeignet ist. In der Vorauslegung des integrierten Triebwerks gibt es einen solchen Konflikt bei der Dimensionierung des Fandurchmessers zwischen den Zielen Sichtbarkeit und hoher Wirkungsgrad. Neben der Begrenzung des maximalen Fandurchmessers durch den verfügbaren Bauraum bieten kleinere Durchmesser den Vorteil einer höheren Flexibilität in der Geometrieauslegung von Einlauf und Düse. Das ist besonders wichtig, da diese Flexibilität die LO-Eigenschaften und damit die Überlebensfähigkeit des Fluggerätes erhöhen kann. Allerdings hat eine Verkleinerung des Fandurchmessers negative Auswirkung auf den TSFC und somit auf die Missionsreichweite [4]. Mit Hilfe

einer automatisierten Mehrzieloptimierung werden die optimalen Triebwerksparameter anhand folgender Zielfunktionen gesucht: kleiner Fandurchmesser und geringer Missionstreibstoffverbrauch MFC. Zur schnellen Abschätzung des Treibstoffverbrauchs m_f jedes Missionssegments i wurde die umgestellte Breguet'sche Reichweitenformel verwendet. Die Summe aller Segmenttreibstoffverbräuche ergibt den MFC:

$$(1) \quad MFC = \sum_1^i m_{f,i} = \sum_1^i m_i \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{s \cdot TSFC \cdot g}{E \cdot v}\right)\right).$$

Der Fandurchmesser ist in der Auslegung von folgenden Parametern abhängig:

$$(2) \quad D_{Fan} = f(Ma_2, T_{s,2}, p_{s,2}, v_2, \dot{m}_2).$$

Ziel ist ein Spektrum bestmöglicher Kompromisse zwischen den Zielfunktionen zu finden, das dem Designer erlaubt, aus der Menge bester Lösungen ein geeignetes Triebwerksdesign auszuwählen.

1.3.2. Optimierer AutoOpti

Für diese Untersuchung wird der DLR eigene Optimierer AutoOpti [5] verwendet. Bei AutoOpti handelt es sich um ein auf der Evolutionsstrategie basierendes und durch Ersatzmodelle beschleunigtes Programmpaket zur Mehrzieloptimierung beliebiger Zielfunktionen, unter der Einhaltung von Nebenbedingungen. Aufgrund der Verwendung evolutionärer Strategien gehört AutoOpti zur Gruppe der stochastischen Optimierer und hat dadurch den Vorteil, keine Voraussetzungen für die Zielfunktionen und Restriktionen zu fordern. Diese müssen weder stetig noch differenzierbar sein. Das Verfahren ist stabil gegenüber nicht konvergenten Bereichen und es können nicht-lineare Nebenbedingungen berücksichtigt werden. Die Annäherung an das Optimum erfolgt durch eine Kombination aus zufälligem Abtasten der näheren Umgebung bekannter Punkte im Parameterraum, als Member bezeichnet, und dem Einsatz von Ersatzmodellen wie Kriging oder neuronaler Netze. Durch den modularen Aufbau dieses Programmpaketes ist der Optimierungsprozess parallelisierbar und kann somit beschleunigt werden.

Zu Beginn der automatisierten Optimierung wird der vorgegebene Parameterraum zufällig abgetastet. Dadurch wird es AutoOpti ermöglicht ein Ersatzmodell über einen möglichst großen Bereich des Parameterraums zu erstellen. Danach sucht der Optimierer gezielt im Bereich der größten, erwarteten Verbesserung der Zielfunktionswerte. Durch weitere Member vergrößert sich die Datenbasis und damit die Vorhersagegenauigkeit des kontinuierlich trainierten Ersatzmodells. Nach dem Erreichen einer maximalen Anzahl von Members wird die Optimierung beendet.

1.3.3. Ergebnisse der Optimierung

Ziel der durchgeführten Optimierung ist die Ermittlung der optimalen Triebwerkeinstellung für unterschiedliche Fandurchmesser. Die Optimierung wurde für eine ein- und eine zweistufige Konfiguration der Niederdruckturbine (NDT) durchgeführt, indem die Restriktionen für den Belastungsparameter

$$(3) \quad \bar{\psi}_{NDT} = \frac{2 \cdot \Delta h_t}{\sum u_{mid}^2}$$

und das Totaldruckverhältnis Π_{NDT} auf 4.5 (einstufig) oder 9.0 (zweistufig) gesetzt werden.

In BILD 3 sind eine Auswahl der besten Member der Optimierung über ihre Zielfunktionswerte aufgetragen. Der Missionstreibstoffverbrauch ist hier normiert auf den Ver-

brauch eines Triebwerksdesigns mit dem Fandurchmesser 0.99 m, welches ursprünglich für die Mephisto UCAV Konfiguration vorgesehen war. Die beiden ausgebildeten Punktwolken, stellen die besten 300 Member der jeweiligen Optimierung dar. Dabei bilden die Member am linken unteren Rand der Wolke die Paretofront. Für die Zielfunktionen von Fandurchmesser und Missionstreibstoffverbrauch stellt jeder der Paretomember einen optimierten Kompromiss dar. Für die Auswahl der finalen Konfiguration werden weitere Bewertungskriterien wie Stufenanzahl einzelner Komponenten oder LO-Eigenschaften eingeführt. Zur Ermittlung der optimalen Triebwerkeinstellungen werden vielversprechende Member aus der Paretofront ausgewählt und nach Beurteilungskriterien in einer Tabelle aufgelistet (TAB 2). Diese bildet die Basis für die Entscheidungsfindung der finalen Triebwerkeinstellungen.

Direkt verbunden mit der Stufenanzahl von Fan und NDT sind das Triebwerksgewicht und die Anschaffungskosten. Wichtige Parameter, die durch das Triebwerksdesign beeinflusst werden, sind die Abgastemperatur und -geschwindigkeit im aufklärungskritischen Betriebspunkt Ingress. Da bei dem UCAV eine sehr geringe Detektierbarkeit im Fokus steht, kommt diesen Kriterien eine besondere Bedeutung zu. Zusätzlich sind diese Kriterien ausschlaggebend für die Auswahl des Members M9468 als finale Konfiguration.

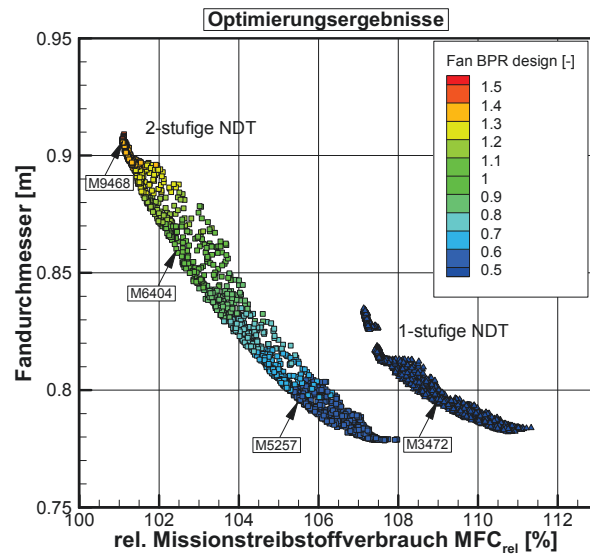


BILD 3. Darstellung aller Member mit einem Paretorang kleiner als 15

TAB 2. Bewertungskriterien der ausgewählten Member

Bewertungskriterium	M9468	M6464	M5257	M3472
Zielfunktion				
MFC _{rel} [%]	+1.19	+2.59	+5.52	+8.99
D _{Fan} [m]	0.908	0.860	0.796	0.796
Gewicht und Kosten				
Stufen Fan	2	2	2	3
Stufen NDT	2	2	2	1
Detektierbarkeit				
T _{8,ING} [K]	577	612	692	692
V _{8,ING} [m/s]	439	452	480	480

1.4. Geometrieabschätzung des Triebwerks

Nach einer Ermittlung der optimalen Einstellungen des Performancemodells, können die Komponenten auf Basis dieser Parameter geometrisch skizziert werden. Die Triebwerksvorentwurfsumgebung GTIab bietet dafür die Möglichkeit die Ergebnisse aus der Performancerechnung

in das Modul GTlab-Sketchpad [6] zu überführen und dort eine geometrische Vorauslegung durchzuführen. In GTlab-Sketchpad werden unter der Verwendung schneller Berechnungsverfahren erste Turbomaschinenringräume, Triebwerksabmessungen und Systemgewichte ermittelt. Die Sketchpad-Prozesse ermöglichen damit eine direkte Bewertung der Einflüsse des Kreisprozesses auf die relevanten Eigenschaften des Gesamtsystems. Das Ergebnis aus diesem Entwurfsprozess, dargestellt in BILD 4, dient in der weiteren Flugzeugvorauslegung als Platzhalter für das Triebwerk und als Randbedingung für die für die Einlauf- und Düsengeometrieauslegung.

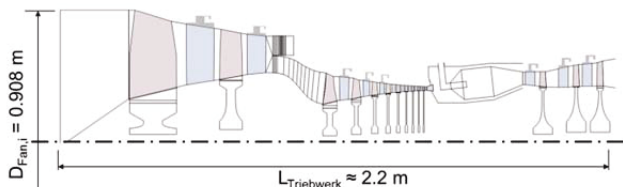


BILD 4. Abgeschätzte Ringraumgeometrie des Membrans M9468

2. OPTIMIERUNG DER EINLAUFGEOMETRIE

Zur Reduzierung der Detektierbarkeit der Nurflügelkonfiguration mittels Infrarot- oder Radaraufklärung wird ein geometrisch angepasster Einlaufkanal verwendet, der die Sicht auf den dahinterliegenden Fan verringern oder bestenfalls vollkommen ausschließen kann. Zur Automatisierung einer simulationsgestützten Auslegung des sogenannten S-Ducts wird ein Optimierungsprozess genutzt. Im Zuge dessen werden sowohl die Sichtbarkeit auf den Fan als auch die Strömungsverluste mittels CFD-Rechnungen und Post-Processing quantifiziert und reduziert.

2.1. Optimierungsvorbereitung

2.1.1. Geometrieerstellung und freie Parameter

Zur Optimierung wird wie bei der Performanceoptimierung AutoOpti verwendet. Die geometrische Erstellung des S-Ducts erfolgt in dem vom DLR entwickelten Tool DuctGen. Mit DuctGen werden sogenannte, parametrisierbare Rib-Curves entlang einer veränderlichen Spine-Curve positioniert. Durch eine Interpolation zwischen den Rib-Curves wird der geometrische S-Duct generiert [7]. Aus den daraus vorhandenen geometrischen Freiheitsgraden lassen sich freie Variable für den Optimierungsprozess festlegen. In BILD 5 sind die freigegebenen Kontrollpunkte einer Rib-Curve abgebildet. Im Zuge der Optimierung sind in jeder Rib-Curve fünf freie Kontrollpunkte vorhanden, von denen vier vertikal und einer horizontal verschoben werden können. Diese Kontrollpunkte werden an der Symmetrieachse gespiegelt und bilden durch eine Interpolation zwischen den Kontrollpunkten eine symmetrische Ebene im S-Duct ab.

Die auf der Spine-Curve positionierten Rib-Curves und sämtliche freie Variablen sind in BILD 6 dargestellt. Die Eintrittsfläche stammt aus der Außengeometrie der Mephisto-Nurflügelkonfiguration und die Austrittsfläche ergibt sich aus dem ausgelegten Fandurchmesser. Alle dazwischenliegenden Rib-Curves sind wie beschrieben parametrisierbar sowie in ihrer Größe skalierbar (gelbe Pfeile). Zusätzlich können diese Rib-Curves entlang der Spline-Curve (grüne Pfeile) und in der Höhenlage (orange Pfeile) verschoben werden. Dabei kann die Austrittsfläche und somit das gesamte Triebwerk in seiner Höhenlage variiert

werden. Des Weiteren symbolisieren die roten Pfeile Richtungsvektoren an der Eintritts- und Austrittsfläche, anhand derer die Krümmung an S-Duct-Eintritt bzw. Austritt verkleinert oder vergrößert werden kann [4]. Aus der vorliegenden Parametrisierung ergeben sich insgesamt 27 freie Variable.

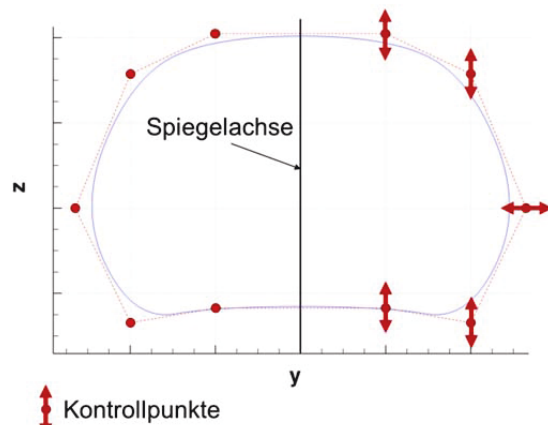


BILD 5. Darstellung variierbarer Kontrollpunkte einer Rib-Curve

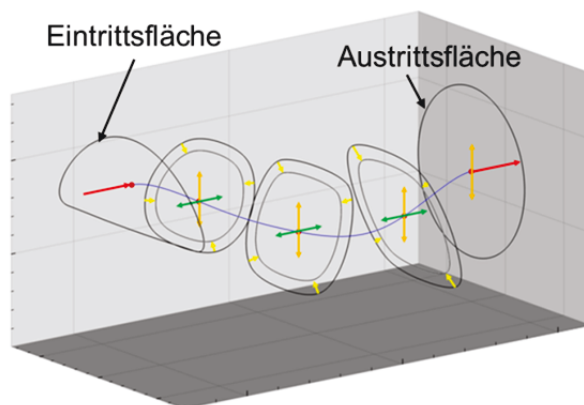


BILD 6. Visualisierung weiterer freier Variablen

2.1.2. Rechengitter

In DuctGen erfolgt neben der Geometrieerzeugung zusätzlich die Rechengittergenerierung. Das verwendete Rechengitter ist ein strukturiertes Butterfly-Netz mit zusätzlichen Extrusionen am Eintritt und Austritt des S-Ducts zur Abbildung der CFD-Randbedingungen [8].

2.1.3. Strömungslöser und Randbedingungen

Als Strömungslöser wird der RANS-Löser TRACE 9.0 verwendet [9]. Zur Turbulenzmodellierung wird dabei auf das Wilcox k- ω -Modell zurückgegriffen. Die Wandbehandlung erfolgt mit Low-Reynolds. Dafür beträgt $y^+ \approx 1$. Die Verwendeten Randbedingungen stammen aus der vorangehenden Performance-Rechnung im Betriebspunkt Cruise (TAB 1).

2.1.4. Zielfunktionen und Hilfsgrößen

Zur Quantifizierung des Sichtbarkeitswertes V wird ein Verfahren verwendet, das im Visibility-Tool implementiert ist [7]. Darin ist das Verhältnis von D_{vis} zu D_{total} in der Austrittsfläche als V definiert.

$$(4) \quad V = \frac{D_{vis}}{D_{total}}$$

D_{total} ist die Anzahl der Punkte, in die die S-Duct Austrittsfläche diskretisiert ist. Die Anzahl dieser Punkte, die von mindestens einem Punkt der diskretisierten Eintrittsfläche sichtbar ist, wird als D_{vis} bezeichnet. Als quantifizierende Zielfunktion für die Strömungsverluste innerhalb des S-Ducts wird der Totaldruckverlustkoeffizient

$$(5) \quad \omega = \frac{|p_{t2} - p_{t1}|}{\rho c_1^2 / 2}$$

verwendet. Damit bilden die Sichtbarkeit V und der Totaldruckverlustbeiwert ω die Zielfunktionen. Weitere Hilfsgrößen zur Bewertung der Strömungshomogenität am S-Duct-Austritt sind der Distortion Coefficient [10]

$$(6) \quad DC60 = \frac{|p_m - p_{60,min}|}{\rho c_1^2 / 2}$$

und der Swirl Distortion Coefficient [11].

$$(7) \quad SC60 = \frac{u_{max,60}}{u_{abs,AIP}}$$

2.1.5. Prozesskette

Die innerhalb von AutoOpti verwendete Prozesskette ist in BILD 7 dargestellt. Diese beginnt mit einer Parameterabfrage eines vollständigen Variablensatzes um sicherzustellen, dass der vorgegebene Bauraum eingehalten wird. Danach erfolgen die Geometrieerstellung und die Rechengittergenerierung in DuctGen, gefolgt von der Ermittlung der Sichtbarkeit des Fans im Visibility-Tool. Abschließend wird eine CFD-Simulation mit TRACE durchgeführt und die Strömungskennzahlen im Post-Processing bestimmt. Diese werden als Zielfunktionswerte und sogenannte Flowparameter an AutoOpti zurückgegeben. Darauf basierend wird der bestehende Member zur Bewertung mit einem Pareto-Rang versehen und vom Optimierer ein neuer Variablensatz zum Durchlaufen der Prozesskette erzeugt [12].

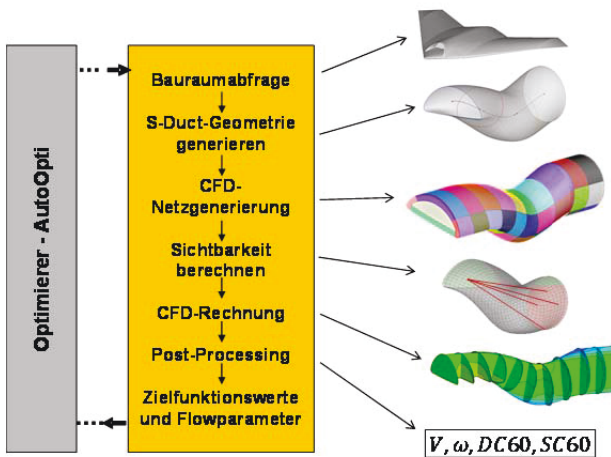


BILD 7. Ablauf der Prozesskette

2.2. Ergebnisse

2.2.1. Paretofront

Anhand der in BILD 8 visualisierten Paretofront wird deutlich, dass die Zielfunktionen Totaldruckverlust und Sichtbarkeit eine konträre Tendenz aufweisen. Des Weiteren ist eine globale Verbesserung gegenüber den Ziel-

funktionswerten des initialen Members ersichtlich. Basierend auf den in dieser Grafik vorhandenen Daten kann eine Vorauswahl zu untersuchender Member getroffen werden. Dabei dienen neben den Zielfunktionswerten von Sichtbarkeit und Totaldruckverlustbeiwert die Homogenitätskriterien DC60 und SC60 als Grundlage zur Vorauswahl detailliert zu untersuchender Member. Anhand der in TAB 3 getroffenen Vorauswahl und detaillierten Analysen in [7], fällt die finale Entwurfsauswahl auf Member 5763.

TAB 3. Bewertungskriterien der ausgewählten Member

Member	5454	5763	5969
Zielfunktion			
V	59.7 %	31.4 %	16.3 %
ω	11.5 %	13.4 %	17.1 %
Strömungshomogenität			
DC60	7.5 %	14.1 %	48.5 %
SC60	9.8 %	17.3 %	31.5 %

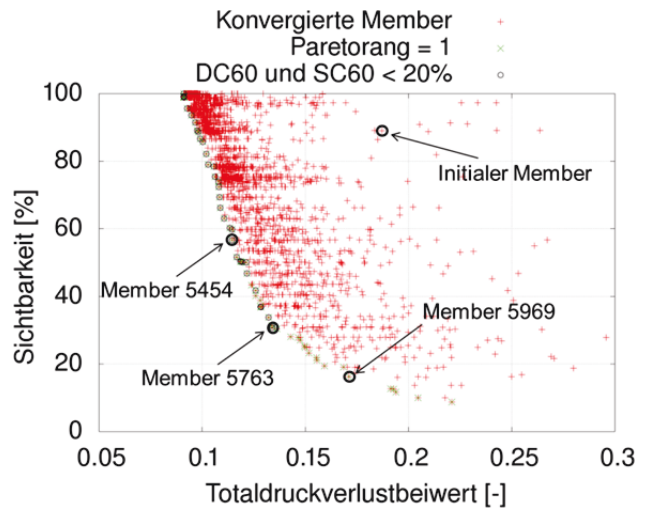


BILD 8. Darstellung aller Member über die Zielfunktionswerte

2.2.2. Sichtbarkeit

Zu einer Betrachtung der Einflüsse auf die Sichtbarkeit sind die in BILD 9 dargestellten Parameter hervorzuheben. Einerseits ist der Spline-Curve Verlauf entscheidend für die Form des S-Ducts (BILD 9, oben). Das vorhandene Minimum bei $x/L \approx 0,7$ zwischen dem Eintritts- und dem Austrittsmaximum, führt durch das Verbergen dahinterliegender Strukturen zu einer deutlichen Reduktion der Sichtbarkeit. Des Weiteren reduziert eine kleinere S-Duct-Fläche $A(x)$ die Sicht auf dahinterliegende Strukturen. Somit bewirken die in BILD 9 (unten) vorhandenen lokalen Minima in den Bereichen $0,4 < x/L < 0,6$ und $0,8 < x/L < 1$ eine Verkleinerung der sichtbaren Fläche der AIP-Ebene (Aerodynamic Interface Plane). Der ausgewählte S-Duct verbirgt den Fan in einer direkten Frontansicht auf die Nurfügelkonfiguration, unter diversen Blickwinkeln ist jedoch eine Durchsicht auf die AIP-Ebene möglich [7].

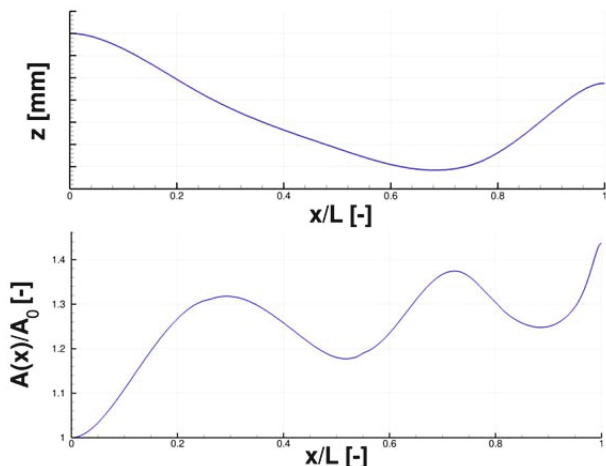


BILD 9. Darstellung des Spine-Curve Verlaufs (oben) und der lokalen Flächenaufweitung (unten)

2.2.3. Strömungsfeld und AIP-Ebene

Für den ausgewählten Einlaufkanal lässt sich das berechnete Strömungsbild mit Hilfe von Druck und Mach-Zahl-Verteilung (BILD 10) analysieren. Von der Eintrittsfläche zur Austrittsfläche wird die Strömung aufgrund einer wachsenden Kanalaufweitung verzögert. Zusätzlich ergibt sich am Kanaleintritt auf der Unterseite eine Beschleunigung der Strömung aufgrund der Strömungsumlenkung, gefolgt von einer Verzögerung in der Kanalmitte. Zum Kanalaustritt wird die Strömung erneut beschleunigt. Das Strömungsbild auf der Kanaloberseite ergibt eine starke Beschleunigung zur Kanalmitte hin. Dahinter folgt eine starke Verzögerung unmittelbar vor der AIP-Ebene. Anhand von BILD 11 lassen sich große Druckanstiege zwischen den Bereichen verzögerter Strömungsgeschwindigkeiten und den Bereichen niedriger Strömungsgeschwindigkeiten festhalten.

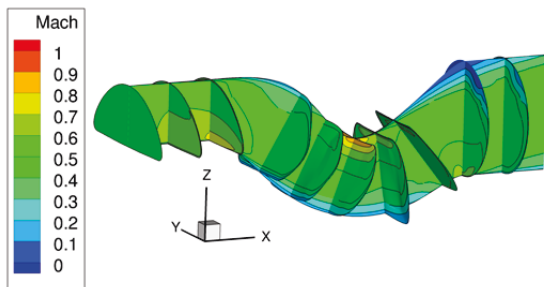


BILD 10. Darstellung der Machzahlverteilung

Innerhalb der AIP-Ebene liegen durch die Strömungsverzögerungen vor der Eintrittsebene erhöhte Strömungsverluste an der Oberseite vor, wie aus dem lokalen Totaldruckverlustbeiwert in BILD 12 (links) hervorgeht. Diese Wirbelgebiete sind ebenfalls in BILD 12 (rechts) anhand der lokalen Strömungsgeschwindigkeit in x -Richtung und der abgebildeten Strömungsvektoren zu erkennen. Insgesamt sind kleine Strömungsinhomogenitäten festzuhalten. Strömungsablösungen sind durch die positive Strömungsgeschwindigkeit in x -Richtung nicht vorhanden.

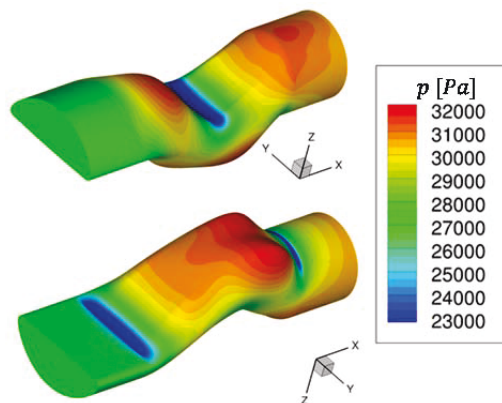


BILD 11. Statische Druckverteilung auf der Oberseite (oben) und der Unterseite (unten)

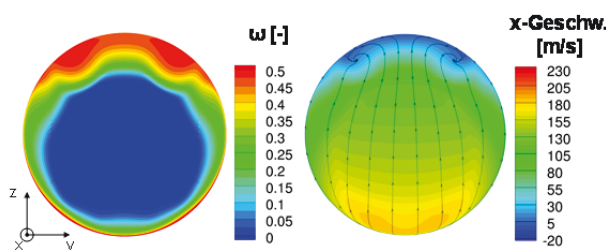


BILD 12. Totaldruckverteilung (links) und Geschwindigkeitsverteilung der x -Geschwindigkeit (rechts) in der AIP-Ebene

2.2.4. Bauraumverifizierung

Der ausgewählte S-Duct kann in dem gegebenen Bauraum der Nurfügelkonfiguration verbaut werden, wie die Schnittdarstellungen in BILD 13 bestätigen. Im Zuge einer weiteren Optimierung sind aufgrund der voll ausgenutzten Beschränkungen innerhalb des Bauraums keine nennenswerten Verbesserungen hinsichtlich der Sichtbarkeit oder der Aerodynamik zu erwarten.

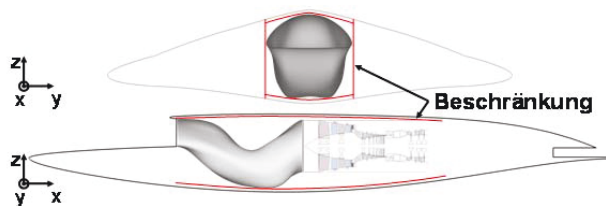


BILD 13. Eingebauter S-Duct in Schnittdarstellungen

3. VCE PERFORMANCE OPTIMIERUNG

Die in Kapitel 1.1 vorgestellte Auslegungsmiission stellt in den jeweiligen Missionsphasen stark unterschiedliche Betriebsanforderungen an das Antriebssystem. Zu Beginn des Vorauslegungsprozesses von Fluggerät und Triebwerk entsteht daher die Fragestellung nach dem auszuwählenden Design-Betriebspunkt für die Optimierung. Meist werden Triebwerke für militärische Gefechtsanwendungen auf maximale Schuberzeugung optimiert, um die Überlebensfähigkeit des Fluggeräts im kritischen Betriebspunkten wie Dash zu erhöhen. Eine Folge der Optimierung auf diesen Betriebspunkt ist ein suboptimales Arbeiten in den anderen Betriebspunkten. Dies wirkt sich negativ auf den Missionstreibstoffverbrauch aus oder führt

zu geringerer Leistungsproduktion in anderen Betriebspunkten. Die Forderung nach einem möglichst breiten Betriebsbereich des Triebwerks führt dazu, dass das in Kapitel 1 vorgestellte konventionelle Triebwerksmodell um geometrisch variable Komponenten erweitert wird. Mit Hilfe dieser Variabilitäten kann der thermodynamische Kreisprozess des Triebwerks gezielt beeinflusst werden, um ein gewünschtes Gesamtriebwerksverhalten zu erzeugen. Die Ermittlung dieser optimalen Einstellparameter der Variabilitäten stellt ein Optimierungsproblem dar. Die konventionelle Vorgehensweise, sich dem Optimierungsziel mittels Parameterstudien zu nähern, stößt bei dieser komplexen Problemstellung an seine Grenzen. Die Ursachen dafür sind die Vielzahl der potentiellen Variabilitäten, der Einfluss durch die Kennfeldcharakteristik und die unterschiedlichen Strömungszustände der durchströmten Kanäle. Neben diesen nichtlinearen Einflussfaktoren erschweren Wechselwirkungen zwischen den Variabilitäten die Suche nach den optimalen Einstellparametern. Zur Unterstützung dieser Suche können Ersatzmodelle wie Kriging oder neuronale Netze, wie sie das Programmpaket AutoOpti [5] enthält, eingesetzt werden. Ziel dieser Untersuchung ist die Abschätzung des Verbesserungspotenzials unterschiedlicher Triebwerksparameter durch Einführung geometrisch variabler Komponenten.

3.1. Optimierungsziele

Die in Kapitel 1.1 beschriebenen Triebwerksanforderungen sind je nach Missionsabschnitt unterschiedlich stark gewichtet. Im langen Missionssegment Cruise sollen die Verstellparameter so gewählt werden, dass der spezifische Treibstoffverbrauch TSFC minimal ist, um die Flugreichweite zu vergrößern. Die thermische Belastung der Turbine hat neben den Materialeigenschaften der Turbinenschaufeln direkten Einfluss auf die Lebensdauer dieses Bauteils. Mit Hilfe der verstellbaren Komponenten-geometrien ist es das Ziel die thermische Belastung in Form der Turbineneintrittstemperatur T_4 zu reduzieren. Die Kreisprozessanalysen für das konventionelle Triebwerksdesign lassen darauf schließen, dass im Betriebspunkt Take-Off End of Field (TO-EOF) die höchsten Turbineneintrittstemperaturen der gesamten Auslegungsmission herrschen. Aus diesem Grund ist eine Minimierung von T_4 in diesem Betriebspunkt von Interesse. Im Betriebspunkt Ingress hingegen steht das unentdeckte Eindringen in den gegnerischen Luftraum im Fokus und damit ist eine geringe Abgastemperatur T_8 die Forderung an den variablen Kreisprozess.

TAB 4. Optimierungsziele

Betriebspunkt	Zielgröße	Motivation
Cruise	TSFC	Erhöhung der Reichweite
TO-EOF	T_4	Erhöhung der Lebensdauer der HDT
Ingress	T_8	Verringerung IR-Signatur

3.2. Thermodynamische Modellierung der Variabilitäten

Für die Optimierung des Triebwerksmodells werden geometrisch variable Komponenten eingeführt, die je nach Betriebspunkt zur Minimierung bzw. Maximierung der gewünschten Zielgrößen eingestellt werden sollen. Für die Abbildung dieser Variabilitäten in der Leistungssynthese werden diese thermodynamisch modelliert. In dem hier untersuchten Triebwerksmodell handelt es sich dabei um sechs Variabilitäten deren freigegebener Parameterraum in TAB 6 angegeben ist:

- Die Verstellatoren der Turbokomponenten (engl. variable guide vanes, VGV) Fan, HDV, HDT und NDT,
- die Abgasmischerflächen (Kern- und Nebenstrom)
- und die Düsenfläche.

Die thermodynamische Modellierung dieser Variabilitäten ist detailliert in [13] erläutert und nachfolgend zusammengefasst dargestellt.

3.2.1. Variable Turbokomponenten

Für die Abbildung des Betriebsverhaltens von Turbokomponenten können Kennfelder eingesetzt werden, die einen weiten Betriebsbereich mit wenigen machzahlähnlichen Kennwerten abbilden. Diese Beschreibung ist in erster Näherung unabhängig von den Umgebungsbedingungen, da bei dieser Charakterisierung die geometrische Ähnlichkeit der Geschwindigkeitsdreiecke berücksichtigt wird. Die Reynolds-Ähnlichkeit wird bei dieser Näherung durch einen Korrekturfaktor in der Leistungssynthese berücksichtigt. Voraussetzung für diese Charakterisierung ist eine feste Komponentengeometrie. Eine Geometriemodifikation, würde ein verändertes Kennfeld erfordern. In der Modellierung der variablen Geometrie der Turbokomponenten wird diese Änderung über eine geeignete Skalierung des Basiskennfeldes (BK) umgesetzt. Die Skalierung erfolgt über die Formeln 8 - 10 für die Verdichter- und Formeln 11, 12 für die Turbinenkomponenten. Die Skalierungsfaktoren s_1 bis s_5 beschreiben dabei die Sensitivität der Kenngröße auf die Verstellung der Statoranstellwinkel $\Delta\alpha_{VGV}$ bzw. $\Delta\beta_{VGV}$. Die resultierende relative Änderung der Kennfeldgrößen inklusive der gewählten Sensitivitäten ist in BILD 14 grafisch darstellt.

Verdichter:

$$(8) \quad \dot{m}_{V,red} = \dot{m}_{V,red,BK} \cdot (1 - s_1 \cdot \Delta\alpha_{VGV})$$

$$(9) \quad (\Pi_V - 1) = (\Pi_{V,BK} - 1) \cdot (1 - s_2 \cdot \Delta\alpha_{VGV})$$

$$(10) \quad \eta_{V,is} = \eta_{V,is,BK} \cdot (1 - s_3 \cdot \Delta\alpha_{VGV}^2)$$

Turbine:

$$(11) \quad \dot{m}_{T,red} = \dot{m}_{T,red,BK} \cdot (1 \pm s_4 \cdot \Delta\beta_{VGV}^2)$$

$$(12) \quad \eta_{T,is} = \eta_{T,is,BK} \cdot (1 - s_5 \cdot \Delta\beta_{VGV}^2)$$

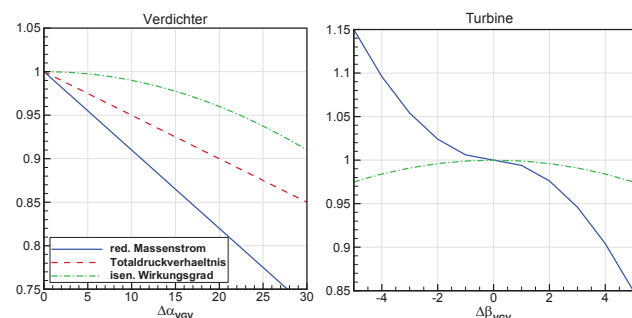


BILD 14. modellierte relative Änderung der Kennfeldgrößen bei Variation der VGV Winkel

3.2.2. Variable Flächen

Abgasmischerfläche

Im Auslegungspunkt wird die Abgasmischerfläche, bestehend aus Kern- und Nebenstromfläche A_{63} und A_{163} dimensioniert. Die Grundlage dafür bildet die Zwangsbedingung des statischen Druckgleichgewichts in der Mischerebene und die Vorgabe der Machzahlen in den beiden Teilflächen. Diesen Flächen wird eine prozentuale Änderung aufgeprägt, um einen flächenvariablen Abgasmischer abzubilden. In der hier vorgestellten Studie wird jedoch nur die Kernstromfläche (A_{63}) vorgegeben und die Nebenstromfläche über die Vorgabe einer konstanten die Gesamtischerfläche (Summe aus beiden Teilflächen) berechnet. Somit wird ein variabler Ring bzw. eine variable Mischerblüte simuliert.

$$(13) \quad A_{63} = A_{63,Design} \cdot (1 + s_{63})$$

Durch die Variation der Teilflächen verändern sich die Strömungsgeschwindigkeiten in den nebenstrom- und kernstromseitigen Kanälen des Mischers. Da sich nach [14] der Totaldruckverlust in einem Kanal näherungsweise proportional zum reduzierten Massenstrom \dot{m}_{red} verhält, ergibt sich eine Veränderung des Totaldruckverlustes durch die Variation der Mischerflächen nach Formel 15.

$$(14) \quad \frac{\Delta p}{p} = \frac{p_{ein} - p_{aus}}{p_{ein}}$$

$$(15) \quad \left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{off-Design} = \left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{Design} \cdot \left(\frac{\dot{m}_{red,Off-Design}}{\dot{m}_{red,Design}}\right)^2$$

Düsenfläche

Die Geometrieänderung im Off-Design wird über einen Skalierungsfaktor s_8 auf die geometrische Düsenaustrittsfläche in der nachfolgend dargestellten Form modelliert:

$$(16) \quad A_{8,geo} = A_{8,geo,Design} \cdot (1 + s_8)$$

Wie bei der Variation der Mischerflächen bewirkt eine Flächenvariation einen veränderten Totaldruckverlust in dem Düsenkanal. Zusätzlich bewirkt die veränderte Düsenaustrittsfläche eine Änderung des Durchsatzkoeffizienten, der das Massenstromverhalten durch die Düse beschreibt. Somit hat die Düsenaustrittsgeometrie einen Einfluss auf den durchgesetzten Massenstrom, der in [13] im Detail beschrieben ist.

3.3. Restriktionen

Die Restriktionen sind neben den Zielfunktionen und freien Variablen wichtige Parameter der Optimierung, mit deren Hilfe impraktikable Triebwerkszustände, hervorgerufen durch die Verstellung der Variabilitäten, während der Optimierung vermieden werden können. Dabei wird ein Member der die Grenzwerte überschreitet mit einem Strafterm belegt und in der Auswertung der Optimierung vernachlässigt. In TAB 5 sind die verwendeten restringierten Triebwerksparameter und deren Grenzwerte aufgelistet. Diese Tabelle enthält neben technischen Limits wie Maximaltemperaturen oder Maximaldrehzahlen auch turbomaschinenspezifische Parameter wie Stabilitätsgrenzen und zu hohe Schaufelbelastungen.

Die Pumpgrenze eines Verdichters begrenzt den stabilen Betriebsbereich der Komponente und des gesamten Triebwerks. Aus diesem Grund sollte sich der einstellende Betriebspunkt unterhalb dieser Grenze befinden. Darüber hinaus wird ein Pumpgrenzabstand gefordert, damit der

Betriebspunkt durch Einflüsse wie Fertigungstoleranzen, transiente Betriebspunktänderung oder Einlaufstörung nicht über die Pumpgrenze verschoben wird. Der hier restringierte Pumpgrenzabstand ist wie folgt nach [15] definiert:

$$(17) \quad SM = \frac{\Pi_{SL} - \Pi_{BP}}{\Pi_{BP}} \cdot 100$$

Die Limitierung der HDV Austrittstemperatur T_3 ist der maximalen Materialtemperatur der Schaufeln und Scheiben geschuldet. Im Gegensatz zur Turbine ist der HDV ungekühlt und somit entspricht, im stationären Betrieb, die Gastemperatur der Materialtemperatur. In der Turbine kann durch Isolierung und aktive Kühlung über das Sekundärluftsystem die Gastemperatur weit über den maximalen Schaufelmaterialtemperatur $T_{M,Turb}$ liegen. Die Auslegung einer Brennkammer bei sehr niedrigem Luft-Kraftstoff-Verhältnis wird durch die Notwendigkeit einer ausreichenden Filmkühlung der Brennkammer sowie die Einhaltung einer hinreichend guten Temperaturverteilung am Eintritt der Turbine begrenzt [16]. Daraus ergibt sich eine Begrenzung für die Brennkammeraustritts- bzw. Turbineneintrittstemperatur T_4 . Zur Abschätzung dieser Grenzwerte dienen Literaturquellen [3].

TAB 5. Liste der Optimierungsrestriktionen

Parameter	Grenzwert	Motivation	
Fan	SM_{min} [%]	15	Betriebsstabilität
	$n_{red,max}$ [-]	1.1	max. Drehzahl
HDV	SM_{min} [%]	15	Betriebsstabilität
	$n_{red,max}$ [-]	1.1	max. Drehzahl
	$T_{3,max}$ [K]	900	max. Materialtemperatur
HDT	$T_{4,max}$ [K]	1850	Brennkammerkühlung
	$T_{M,Turb}$ [K]	1250	max. Materialtemperatur
	$n_{red,max}$ [-]	1.1	max. Drehzahl
	Π_{max} [-]	4.5	
	$\bar{\Psi}_{max}$ [-]	4.5	Schaufelbelastung
NDT	$n_{red,max}$ [-]	1.1	max. Drehzahl
	Π_{max} [-]	9	
	$\bar{\Psi}_{max}$ [-]	4.5	Schaufelbelastung

3.4. Ergebnisse der VCE Optimierung

Für die Auswertung der untersuchten Optimierungsziele TSFC, T_4 und T_8 sind die sich einstellenden Betriebspunkte im normierten Fan-Kennfeld (BILD 15) dargestellt. Für diese Darstellung wurden die Kennfeldgrößen doppelt normiert. Bei der ersten Normierung wurde der Kennfeld-einfluss durch die Verstellung der Fan-VGV berücksichtigt, sodass die qualitative Lage der ursprünglichen und der optimierten Betriebspunkte verglichen werden können. In der darauffolgenden Normierung wurden der reduzierte Massenstrom und das Totaldruckverhältnis auf den Betriebspunkt TO-EOF normiert. Hingegen wurde der im Kennfeld dargestellte maximale isentrope Wirkungsgrad auf eins normiert. Die Einstellungen der Variabilitäten, die diese Betriebspunktverschiebung verursacht, sind in TAB 6 aufgelistet. Für die Bewertung der Kreisprozessgüte in den untersuchten Betriebspunkten sind in BILD 16 die relativen Änderungen der Vortriebs-, der thermischen und der Gesamtwirkungsgrade grafisch dargestellt.

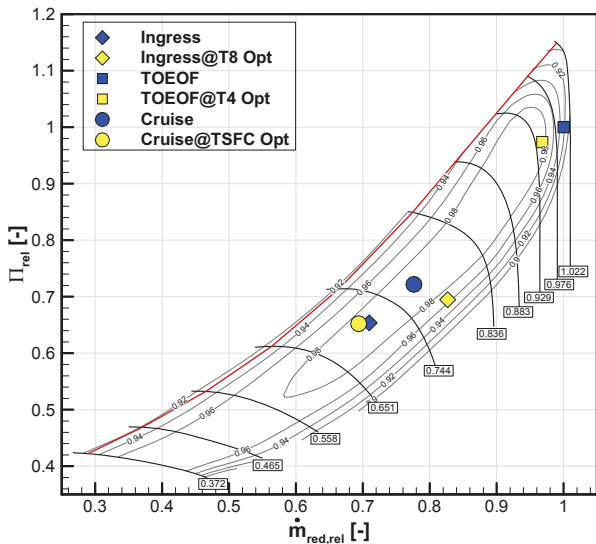


BILD 15. Lage der untersuchten Betriebspunkte im normierten Fan-Kennfeld

TAB 6. Parameterraum und optimierte Einstellungen der Variabilitäten

Variabilität	Parameterraum		Optimierungsziel		
	min	max	TSFC	T4	T8
$\Delta\alpha_{VGV,Fan}$ [°]	0	30	0	0	6.70
$\Delta\alpha_{VGV,HDV}$ [°]	0	30	10.21	0	4.61
$\Delta\beta_{VGV,HDT}$ [°]	-5	5	4.07	-1.72	2.22
$\Delta\beta_{VGV,NDT}$ [°]	-5	5	3.28	-0.27	1.86
s_8 [%]	-20	30	-11.39	-6.10	18.49
s_{63} [%]	-40	30	-32.73	-12.85	-8.33

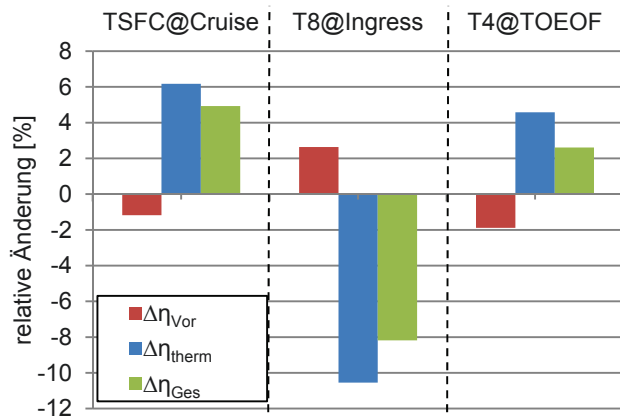


BILD 16. Relative Änderung der Wirkungsgrade für die untersuchten Betriebspunktoptimierungen

3.4.1. TSFC Optimierung in Cruise

Aus dem Ergebnis der TSFC Optimierung im Betriebspunkt Cruise geht ein Einsparpotenzial von $\Delta TSFC_{rel} = 4.65\%$ bei konstantem uninstallierten Schub hervor, verursacht durch die Verstellung der Variabilitäten. Die positiven VGV Winkel der Turbokomponenten im Kerntriebwerk und der Verkleinerung der kernseitigen Mischerfläche bewirken eine Reduzierung des Kernmassenstroms. Der Nebenstrom wird ebenfalls durch eine Reduzierung der Düsenfläche verringert, sodass der durch das gesamte Triebwerk durchgesetzte Luftmassenstrom kleiner wird. Dies wird auch durch die Betriebspunktverschiebung im Fan-Kennfeld deutlich. Der Betriebspunkt

wandert durch den Einsatz der Variabilitäten zu niedrigen Massenströmen in Richtung Pumpgrenze. Begrenzt wird das Einsparpotenzial an Treibstoff durch den minimal zulässigen Pumpgrenzabstand des Fans. Dieser entspricht im optimierten Betriebspunkt gerade noch den der Restriktion $SM_{min} > 15$. Trotz des schlechteren Komponentenwirkungsgrades wird der Gesamtwirkungsgrad in Cruise verbessert, wie BILD 16 zu entnehmen ist. Ursache dafür ist die deutliche Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades um 6,2 %.

Ein Anteil für dieses deutliche Potential ist der Tatsache geschuldet, dass das konventionelle Triebwerkmodell hinsichtlich Missionstreibstoffverbrauch MFC optimiert ist. Wäre das Modell auf TSFC im Betriebspunkt Cruise optimiert worden, wäre das Verbesserungspotential kleiner. Dies sollte bei der Bewertung des Treibstoffeinsparpotenzials berücksichtigt werden.

3.4.2. T4 Optimierung in TO-EOF

Die Optimierung des Triebwerksmodells im Betriebspunkt Take-Off End of Field weist ein Verbesserungspotenzial bzgl. einer Verringerung der thermischen Belastung der Hochdruckturbinen auf. Durch die Verstellung der geometrisch variablen Komponenten kann die Turbineneintrittstemperatur T_4 um 36.03 K reduziert werden, ohne das Kühleuftsystem anzupassen. Hierdurch werden die sehr hoch belasteten Schaufeln bei gleichem Schub in diesem Betriebspunkt thermisch entlastet. Durch die Verringerung des durchgesetzten Massenstroms verschiebt sich der Betriebspunkt in Richtung besserer Fan-Wirkungsgrade (BILD 15). Das Druckverhältnis und der Massenstrom fallen dementsprechend ab. Der isentrope Wirkungsgrad steigt des Fans steigt um 5,4 %.

3.4.3. T8 Optimierung in Ingress

Im Betriebspunkt Ingress durchquert die Flugzeugkonfiguration den gegnerischen Luftraum. Eine geringe Düsenaustrittstemperatur T_8 reduziert die IR-Signatur in diesem aufklärungskritischen Missionssegment und erhöht damit die Überlebensfähigkeit des Fluggerätes. Durch die Verstellung der untersuchten Variabilitäten konnte im Modell diese Temperatur am Düsenaustritt um $\Delta T_8 = 15.57$ K reduziert werden. Über die Düsenflächenvergrößerung und die Verkleinerung des Kernmassenstroms wird das Nebenstromverhältnis erhöht. Somit ist der Anteil des kälteren Luftstroms am gemischten Abgasstrahl höher und die Gesamttemperatur geringer.

Allerdings bewirkt diese Verstellung eine Verschlechterung des Gesamtwirkungsgrades und damit eine Vergrößerung des spezifischen Treibstoffverbrauchs um $\Delta TSFC_{rel} = +8.73\%$. Für ein zeitlich längeres Flugsegment wie Ingress ist dieser Triebwerkszustand daher nicht geeignet. Im Falle einer Detektion könnte diese Verstellung jedoch als Gegenmaßnahme aktiviert werden, um die Sichtbarkeit für IR-Suchköpfe zu reduzieren.

4. ZUSAMMENFASSUNG

In dem hier vorgestellten Bericht wurden die Studien zum Triebwerksentwurf für eine taktische Kampfdrohne vorgestellt. Im ersten Arbeitsschritt wurde ein konventionelles generisches Triebwerksmodell mit Hilfe einer Mehrzieloptimierung vorausgelegt. Ziel dieser Studie war es, die optimalen Triebwerksdesignparameter für die konträren Ziel-funktionen Fandurchmesser und Missionstreibstoffverbrauch zu finden. Anschließend wurde aus dem sich ergebenden Spektrum bester Lösungen ein geeigneter

Kompromiss aus Fandurchmesser und Missionstreibstoffverbrauch ausgewählt.

Auf Basis dieses Triebwerksmodells wurde im nächsten Arbeitsschritt eine Einlaufgeometrie hinsichtlich geringer Sichtbarkeit der Triebwerkeintrittsebene und geringer Totaldruckverluste im Einlauf optimiert. Hierbei wurde die Zielfunktion des Totaldruckverlustbeiwerts über eine 3D CFD Rechnung ermittelt und die sichtbare Fläche der Triebwerkeintrittsebene über die geometrische Beziehung des jeweiligen Einlaufkanals quantifiziert.

In einem weiteren Arbeitsschritt wurde das konventionelle Turbofantriebwerk um geometrisch variable Komponenten erweitert, um unterschiedliche Verbesserungspotenziale auf Basis der Leistungssynthese abzuschätzen. Da sich je nach Flugphase die Anforderungen an das Triebwerk verändern, bieten geometrisch variable Komponenten die Möglichkeit den Kreisprozess aktiv zu beeinflussen bzw. anzupassen. Die Suche nach den Einstellparametern dieser Variabilitäten stellt ein Optimierungsproblem dar. Die hier untersuchten Zielfunktionen waren der spezifische Treibstoffverbrauch TSFC, die Turbineneintrittstemperatur T_4 und die Abgastemperatur T_8 in verschiedenen Betriebspunkten.

Mit einer gezielten Einstellung der Variabilitäten im Verbund können gezielt wichtige Triebwerksparameter positiv beeinflusst werden. So lässt sich der spezifische Treibstoffverbrauch im Betriebspunkt Cruise um $\Delta TSFC_{rel} = 8.73\%$ reduzieren. Die Turbineneintrittstemperatur in die Hochdruckturbinen kann im Betriebspunkt TO-EOF um $\Delta T_4 = 36.03\text{ K}$ abgesenkt werden. In dem aufklärungskritischen Betriebspunkt Ingress liegt das Verbesserungspotenzial durch die Verstellung der Variabilitäten bei $\Delta T_8 = 15.57\text{ K}$.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] C. M. Liersch und K. C. Huber, „Conceptual design and aerodynamic analyses of a generic UCAV configuration“, Atlanta, Georgia, USA, AIAA Aviation Forum 2014
- [2] R.-G. Becker, F. Wolters, M. Nauroz und T. Otten, „Development of Gas Turbine Performance Code and its Application to Preliminary Engine Design“, DLRK 2011
- [3] H. Grieb, „Projektierung von Turboflugtriebwerken“ Springer Basel AG, Basel, 2004
- [4] S. Zenkner und R.-G. Becker, „Preliminary Engine Design for the MULDICON Configuration“, Atlanta, Georgia, USA, AIAA Aviation Forum 2018
- [5] C. Voß und E. Nicke, „Automated multidisciplinary optimization of a transonic axial compressor“, AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, USA, 2009
- [6] R.-G. Becker, S. Reitenbach, C. Klein, T. Otten, M. Nauroz und M. Siggel, „An integrated method for propulsion system conceptual design“, Montreal, Canada, ASME Turbo Expo 2015
- [7] U. Siller, C. Voß und E. Nicke, „Automated Optimization of a Double S-Shaped Inlet for Minimum Loss and Reduced Sight onto the Engine Face“, Honolulu, Hawaii, ISROMAC, 2010
- [8] C. Voß, M. Trost und R.-G. Becker, „Automated Optimization of the MULDICON Inlet with Minimum Losses and Reduced Sight onto the Compressor Front Face“, Atlanta, Georgia, USA, AIAA Aviation Forum 2018
- [9] K. Becker, K. Heitkamp und E. Kügeler, „Recent Progress In A Hybrid-Grid CFD Solver For Turbomachinery Flows“, ECCOMAS CDF, 2010
- [10] C. Atalayer, J. Friedrich und D. Wulff, „S-Duct Intake Configuration Sensitivity of a Highly Loaded Turboprop by CFD Methods“, Montreal, Canada, ASME Turbo Expo, 2015
- [11] E. S. Taskinoglu, V. Jovanovic und D. D. Knight, „Design Optimization for Submerged Inlets - Part II“, Orlando, Florida, AIAA, 2003
- [12] C. Voß, M. Aulich und T. Raitor, „Metamodel Assisted Aeromechanical Optimization of a Transonic Centrifugal Compressor“, Honolulu, USA, ISROMAC, 2014
- [13] M. Nauroz „Untersuchung der Einflüsse von geometrisch variablen Komponenten in Fluggasturbinen und ihr Potenzial zur gezielten Verbesserung des Kreisprozesses“, Dissertation Ruhr-Universität Bochum, Bochum, 2016
- [14] P. Walsh, P. Fletcher, „Gas Turbine Performance“, Blackwell Science, 1998
- [15] AGARD, „Guide to the Measurement of the Transient Performance of Aircraft Turbine Engines and Components“, AGARD-AR-20, AGARD, 1994
- [16] A.H. Lefebvre, „Gas turbine combustion“, 2. Auflage, CRC Press, 1999

Kontaktadresse:

sebastian.zenkner@dlr.de
 richard.becker@dlr.de
 marco.trost@dlr.de
 christian.voss@dlr.de