

ANTRIEBSKONZEPT EINER AGILEN UND HOCH GEPFEILTEN FLUGZEUGKONFIGURATION

M. Nauroz
DLR, Institut für Antriebstechnik,
Linder Höhe, Köln, D-51147

Zusammenfassung

In der vorliegenden Studie wird das Potenzial von mehreren geometrisch variablen Triebwerkskomponenten zur gezielten Beeinflussung des Kreisprozesses ermittelt. Hierzu werden die Variabilitäten thermodynamisch für die Leistungssynthese modelliert und die Einflüsse auf den Kreisprozess analysiert. Für eine agile und hoch gepfeilte Flugzeugkonfiguration werden zunächst die besonderen Anforderungen an den Antrieb beschrieben und die bei der Kreisprozessauslegung berücksichtigten Restriktionen hervorgehoben. Mittels einer Mehrkriterienoptimierung wird zunächst ein optimales gemischtes Turbofantriebwerk ohne geometrisch variable Komponenten für den Anwendungsfall ausgelegt. Dieses konventionelle Triebwerksmodell dient für die nachfolgenden Analysen als Referenz. Für die Flugzeugkonfiguration erfolgt anschließend die Kreisprozessauslegung und -optimierung eines „Variable Cycle Engine“ – Konzepts.

Als Methodik wird die Leistungssynthese zur Simulation des Gesamttriebwerks genutzt. Als Basis für die hier durchgeführten Analysen dient das im Institut für Antriebstechnik entwickelte Leistungssynthese-Programm GTlab-Performance, das zur thermodynamischen Simulation von verschiedenen Gasturbinenkonzepten eingesetzt wird. Um die optimalen Einstellungen der einzelnen Variabilitäten für die jeweilige Flugphase und für einen maximalen Nutzen zu finden, wird ein numerischer Optimierungsalgorithmus genutzt.

1. NOMENKLATUR

BPR	Bypass Ratio (Nebenstromverhältnis)
CAP	Combat Air Patrol
CR	Cruise (Reiseflug)
DASH	Dash (schneller Tiefflug)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DP	Design Punkt
EOR	End of Runway
GTlab	Gas Turbine Laboratory
HAL	High Altitude Loiter
HDT	Hochdruckturbine
HDV	Hochdruckverdichter
ING	Ingress (Marschflug)
LAL	Low Altitude Loiter
MCL	Maximum Climb
MDP	Master Design Point
NDT	Niederdruckturbine
NDV	Niederdruckverdichter
OPR	Overall Pressure Ratio (Gesamtdruckverhältnis)
SEAD	Suppression of Enemy Air Defences
SFC	Specific Fuel Consumption
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption
TO	Take-Off
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle
VCE	Variable Cycle Engine
VGW	Variable Guide Vanes (Leitschaufelverstellung)
β	Kennfeld Hilfskoordinate
\dot{m}	Massenstrom
n	Drehzahl

2. EINLEITUNG

Flugtriebwerke werden in einem breiten Betriebsbereich von unterschiedlichen Flughöhen, Flugmachzahlen und Leistungseinstellungen betrieben, daher ist ein wichtiges Entwicklungskriterium die Forderung nach einem zuverlässigen und effizienten Betrieb der Maschine über einen sehr weiten Arbeitsbereich. Heutige Fluggasturbinen sind in hohem Maße für einen spezifischen Betriebspunkt oder eine Missionsphase optimiert. Ein Antriebssystem für ein militärisches Kampfflugzeug wird beispielsweise auf maximale Leistung für Extremsituationen ausgelegt. Die Konsequenz dabei ist, dass die Maschine außerhalb des Auslegungspunktes suboptimal arbeitet. Dies wirkt sich besonders auf den Gesamtreibstoffverbrauch bei stark unterschiedlichen Missionsphasen aus oder führt zu Leistungseinbußen.

Eine Forderung nach einer hohen Leistungsdichte bei einem möglichst geringen Treibstoffverbrauch führt bei der Auslegung des thermodynamischen Kreisprozesses zu Zielkonflikten. Besonders zum Tragen kommen solche gegensätzlichen Anforderungen bei einem Antriebssystem für unbemannte Drohnen zur taktischen Anwendung. Diese unbemannten agilen und hoch gepfeilten Flugzeugkonfigurationen, bezeichnet als UCAV (engl. Unmanned Combat Aerial Vehicle) sind eine Unterkategorie von UAVs (engl. Unmanned Aerial Vehicle) mit sehr ausgeprägten Tarneigenschaften.

Die Zielsetzung dieser Studie ist es, das Potenzial verschiedener geometrisch variabler Triebwerkskomponenten zur gezielten Beeinflussung des thermodynamischen Kreisprozesses zu ermitteln, um damit den Treibstoffverbrauch in den TSFC-kritischen

Betriebspunkten zu senken oder die Leistungsfähigkeit in den schubkritischen Missionsphasen zu erhöhen. Es wird zunächst mittels einer Mehrkriterienoptimierung ein konventionelles gemischtes Turbofantriebwerk ohne geometrisch variable Komponenten für UCAV ausgelegt. Dabei werden für den Anwendungsfall die besonderen Anforderungen an das Antriebssystem sowie die kritischen Restriktionen, die den Kreisprozess festlegen, beschrieben und hervorgehoben. Anschließend erfolgt die Untersuchung der Einflüsse von verschiedenen geometrisch variablen Komponenten auf das Betriebsverhalten des Referenztriebwerks im Teillastbereich. Zu den untersuchten variablen Komponenten zählen Leitschaufelverstellungen im Hochdruckverdichter, in der Hochdruck- und der Niederdruckturbine sowie Flächenvariabilitäten im Abgassystem (Abgasmischer und Schubdüse).

3. TRIEBWERKSMODELLIERUNG

3.1. Leistungssynthese

Die Leistungsberechnung hat eine zentrale Bedeutung bei der Analyse und Bewertung neuer Triebwerkskonzepte. Hierbei wird mit Hilfe von computergestützten Berechnungsverfahren der thermodynamische Kreisprozess und damit die Leistungsfähigkeit der Triebwerkskonfiguration bestimmt. Bei der Leistungsanalyse durch Synthese wird das Triebwerk virtuell in seine einzelnen Hauptkomponenten unterteilt. Das Komponentenbetriebsverhalten wird dabei durch analytische Gleichungen oder Kennfelder in separaten Berechnungsroutinen oder -modulen abgebildet, die durch Zusammenfügen das Gesamttriebwerksverhalten abbilden [1, 2]. Die Komponentenkenfelder werden entweder durch Rig-Tests oder mittels CFD-Rechnungen gewonnen. Bei Potenzialstudien von zukünftigen Triebwerkskonzepten werden dagegen häufig generische Kennfelder genutzt, die für die jeweilige Anwendung skaliert werden.

Als Basis für die hier durchgeführten Analysen dient das am Institut für Antriebstechnik entwickelte Leistungssyntheseprogramm GTlab-Performance [3], das zur thermodynamischen Simulation von verschiedenen Gasturbinenkonzepten eingesetzt wird.

BILD 1 zeigt schematisch die Modulzusammensetzung eines Turbofan-Triebwerks mit interner Strahlmischung (MTF) im GTlab-Performance Programm. Das MTF-Triebwerkskonzept wird als Referenztriebwerk für die UCAV Konfiguration gewählt. Die Gründe hierfür werden im folgenden Kapitel erläutert.

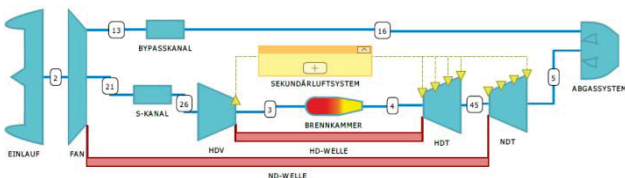


BILD 1. Synthesemodell eines Mixed-Turbofan-Triebwerks (MTF)

In TAB 1 ist das dazugehörige numerische Off-Design-Iterationsschema, mit den freien Iterationsvariablen und den Zwangsbedingungen, aufgelistet.

Freie Iterationsvariablen	Zwangsbedingungen
β_{FAN}	$\dot{m}_{Fan_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_2$
β_{HDV}	$\dot{m}_{HDV_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_{26}$
β_{HDT}	$\dot{m}_{HPT_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_{41}$
β_{NDT}	$\dot{m}_{NDT_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_{45}$
FAR	$F_N = F_{N_{Vorgabe}}$
n_{ND}	$P_{NDT} \stackrel{!}{=} P_{Fan}$
n_{HD}	$P_{HDT} \stackrel{!}{=} P_{HDV} + P_{WX}$
BPR	$p_{s_{163}} \stackrel{!}{=} p_{s_{63}}$
\dot{m}_0	$p_8 \stackrel{!}{=} p_{8_{notwendig}}$

TAB 1. Off-Design Iterationsschema

3.2. Anforderungen an das Antriebssystem

UCAVs sind die neueste Entwicklung von unbemannten militärischen Fluggeräten zur taktischen Anwendung. Die aktuelle Forschung und Entwicklung ist bestrebt, diese unbemannten Kampfflugzeuge für eine bestimmte Art des militärischen Einsatzes, der Unterdrückung der feindlichen Luftabwehr (SEAD) zu befähigen. Die Anforderungen an den Flugkörper sind daher:

- hohe „Stealth“-Eigenschaften, d. h. eine möglichst geringe Radar- und Infrarotsignatur, um die Wahrscheinlichkeit, vom Gegner geortet zu werden zu minimieren;
- die Fähigkeit im schnellen Tiefflug, bei hohen Unterschall-Machzahlen, gegnerische Radarstationen zu unterfliegen;
- eine große Missionsreichweite;
- sowie eine möglichst lange Verweildauer im Missionsgebiet (Loiter) zur Aufklärung und Überwachung.

Diese Anforderungen verlangen vom Antriebssystem:

- einen geringen spezifischen Brennstoffverbrauch, um die Reichweite und Verweildauer zu erhöhen;
- eine hohe Leistungsdichte (Schub zu Gewichtsverhältnis), um eine hohe Abflugmasse, schnelle Tiefflüge und eine hohe Agilität im Manöverfall zu ermöglichen;
- eine permanente große Wellenleistungsabgabe zur Versorgung der elektrischen Systeme im Flugkörper;
- ein möglichst geringer Triebwerksdurchmesser, um den Flugkörper sehr flach ausführen und damit die Radarsignatur minimieren zu können;
- ein hohes Bypassverhältnis zur Brennstoffeinsparung, zur Kühlung des Abgasstrahls und um eine Aufheizung des Flugkörpers zu vermeiden, was die Infrarotsignatur und damit die Tarnfähigkeit

- begünstigt;
eine hohe Zuverlässigkeit und ein Wartungs- und Instandhaltungsarmes Konzept, um die Einsatzfähigkeit zu verbessern.

Diese Kriterien zusammengetragen ergeben ein Anforderungsfeld wie in BILD 2 dargestellt. Die teilweise gegensätzlichen Anforderungen führen bei der Kreisprozessauslegung zu Zielkonflikten. Es ist nicht möglich sämtliche Forderungen mit einem einzigen Triebwerkskonzept optimal zu erfüllen.

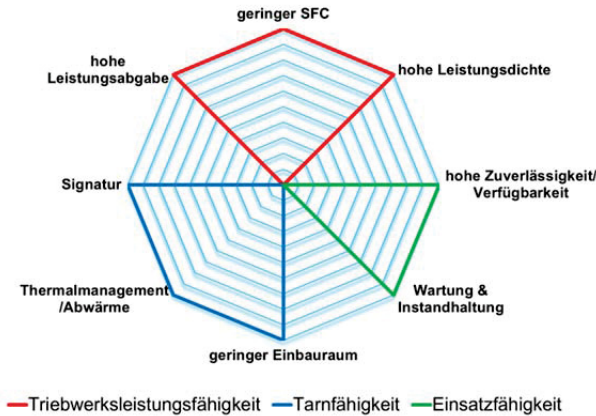


BILD 2. Anforderungen an das Antriebssystem für ein UCAV

Die Herausforderung bei der Kreisprozessauslegung besteht nun darin den besten Kompromiss für dieses Anforderungsfeld zu finden.

Betriebspunkt	Kritische Parameter	Triebwerksforderung	Flugkörperforderung
Reiseflug (CR)	BPR	niedriger SFC	Missionsreichweite
Hot day take of end of runway (EOR)	T_4, T_3, \dot{m}_{Kern}	hoher F_{Spz}	Schub-Gewichtsverhältnis, Bauraum
Maximum Climb (MCL)	\dot{m}_{2corr}	hohe Steigrate	Fandurchmesser
Manöver	T_4	hoher F_{Spz}	Agilität
Marschflug in niedriger Höhe (INGRESS)	Teillastverhalten der Komponenten	niedriger SFC	Missionsreichweite
Sprint in niedriger Höhe (DASH)	T_3 bzw. OPR	hoher F_{Spz}	Fähigkeit zum schnellen Tiefflug
Aufklärung (LOITER)	Pumpgrenzabstand der Verdichter	niedriger SFC	Durchhaltevermögen

TAB 2. Kritische Betriebsphasen und Parameter mit besonderer Relevanz bei der Kreisprozessauslegung

Das Triebwerk eines UCAVs wird in der Regel im Rumpf integriert, indem der Triebwerkeinlauf und die Schubdüse mit einem S-Schlag versehen werden, um so die Tarnfähigkeit des Fluggeräts zu erhöhen. Mit einem

gekrümmten Einlauf wird die direkte Sicht auf den rotierenden Fan vermieden, damit die Radarsignatur reduziert und somit sowohl die Detektionswahrscheinlichkeit von vorne gesenkt als auch die Identifikation des Fluggeräts vermieden. Mit einem S-Schlag in der Düse wird die IR-Signatur von hinten begünstigt, da dadurch die direkte Sicht auf den heißen Triebwerkskern erschwert wird und im Idealfall vermieden wird.

In TAB 2 sind die für die Kreisprozessauslegung relevanten kritischen Betriebsphasen mit den Anforderungen und den limitierenden Parametern zusammengefasst.

3.3. Definition der Randbedingungen und Annahmen zum Technologielevel der Komponenten

Um die Triebwerksleistungsfähigkeit zu verbessern sind Technologien zur Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur und des Gesamtdruckverhältnisses fundamental, da beide Parameter die Effizienz und das Leistungsvermögen des Kerntriebwerks beeinflussen. Die Turbineneintrittstemperatur, die den thermischen Energieeintrag ins Arbeitsfluid bestimmt, wird limitiert durch die zulässige Schaufelmaterialtemperatur. Im Kühlluftmodell wird bei Vorgabe einer maximalen Materialtemperatur die Kühlluftmenge nach [4] berechnet.

Das Gesamtdruckverhältnis ist entscheidend für die thermische Energieumwandlung und damit für den thermischen Wirkungsgrad des Gasgenerators. Bei der Kreisprozessauslegung wird das Gesamtdruckverhältnis limitiert durch die Vorgabe einer maximalen Verdichteraustrittstemperatur.

Bei der Festlegung der optimalen Designparameter werden fünf Betriebspunkte aus einer generischen UCAV Mission (siehe BILD 3) berücksichtigt:

- 1) **Cruise (CR):** Die Missionsreichweite ist von besonderer Bedeutung bei einem UCAV, daher wird bei der Optimierung des Referenztriebwerks ein minimaler spezifischer Treibstoffverbrauch im Reiseflug als Zielfunktion gesetzt.
- 2) **Hot Day Take off End of Runway (EOR):** Für die Auslegung des Kühlluftsystems und die Festlegung der Kühlluftmengen ist der Start an einem heißen Tag bei einer Machzahl kurz nach dem Abheben relevant. In diesem Betriebspunkt wird die maximale Kreisprozessstemperatur am Brennkammeraustritt definiert.
- 3) **Maximum Climb (MCL):** Der aerodynamische Auslegungspunkt ist der Betriebszustand, bei dem gerade noch die vorgeschriebene minimale Steigrate in der Höhe erreicht wird. Hier treten die größten aerodynamischen Drehzahlen und reduzierten Massenströme in den Turbokomponenten auf. Bei einer vorgegebenen maximalen verträglichen Faneintrittsmachzahl wird in diesem Zustand der Fandurchmesser definiert, da er den reduzierten Massenstrom im Fan limitiert.
- 4) **DASH:** Der schnelle und bodennahe Tiefflug (Dash) ist von besonderem Interesse für die Überlebensfähigkeit des Flugkörpers. Mit dieser Fähigkeit wird das schnelle Eindringen ins Zielgebiet und das Unterfliegen der feindlichen

Radarüberwachung gewährleistet. Bei der Auslegung wird berücksichtigt, dass dieser schubkritische Betriebspunkt angefahren werden kann, ohne die thermischen, aerodynamischen und mechanischen Grenzen des Triebwerks zu überschreiten.

- 5) **LOITER:** Beim Überwachen und Aufklären eines Gebietes kommt es darauf an, möglichst sehr lange und langsam in der Luft zu bleiben. Bei diesem SFC-kritischen tiefen Teillastpunkt muss darauf geachtet werden, dass die Stabilitätsgrenzen der Verdichter nicht verletzt werden. Hier wird unterschieden zwischen Fliegen von Warteschleifen in größerer Höhe HAL (High Altitude Loiter), in mittlerer Höhe CAP (Combat Air Patrol) und dem dem „Loitern“ in niedriger Höhe LAL (Low Altitude Loiter).

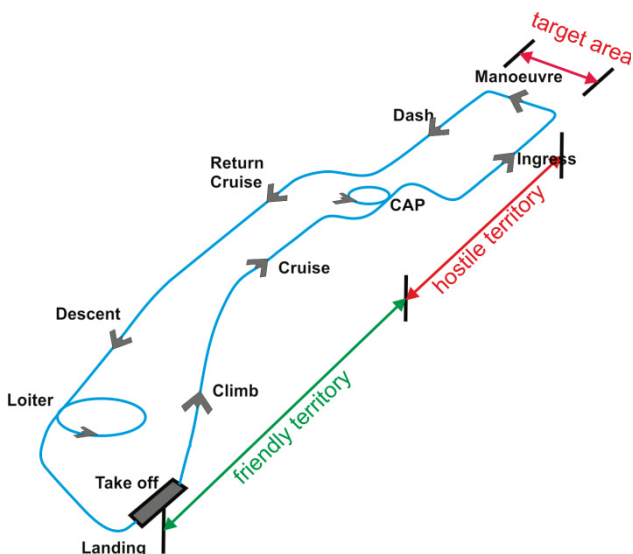


BILD 3. Generisches UCAV Missionsprofil (SEAD)

In TAB 3 sind die fünf Betriebspunkte, die bei der Optimierung der Designparameter verwendet wurden, genauer spezifiziert.

Betriebspunkt	Ma [-]	h [m]	ΔT_{ISA} [K]	$\frac{F_N}{F_{N_{TO}}}$ [-]
EOR	0,25	0	25	1
CR (MDP)	0,8	11000	0	0,2
MCL	0,8	11000	0	0,25
DASH	0,9	300	25	0,6
CAP	0,5	5000	0	0,17

TAB 3. Spezifikation der Betriebspunkte für die Kreisprozessauslegung

Zur Charakterisierung der Güte der Triebwerkskomponenten werden gängige Wirkungsgrade und Parameter genutzt, die mit Hilfe von [5] auf den heutigen Stand der Technik abgeschätzt werden. Der maximale Druckaufbau im Verdichter und der maximale Energieeintrag in die Brennkammer werden limitiert durch die Vorgabe einer Obergrenze für die Verdichteraustrittstemperatur und der Materialtemperatur für die erste Statorschaufelreihe im Hochdruckverdichter. In TAB 4 sind die getroffenen Annahmen zum Technologielevel der einzelnen Triebwerkskomponenten zusammengefasst.

Triebwerkskomponente	Designwerte
Isentroper Wirkungsgrad [-]	
Fan Core	0,9
Fan Bypass	0,85
HDV	0,865
HDT	0,85
NDT	0,89
Druckverlustbeiwert [-]	
Einlauf	0,96
Brennkammer	0,94
Bypasskanal	0,98
Mischer	0,98
Düse	0,96
Komponentenwirkungsgrade [-]	
Brennkammer	0,95
Niederdruckwelle	0,99
Hochdruckwelle	0,99
Mischer	0,7
Sonstige Randbedingungen	
Fandurchmesser	1,0 m
Schaufelmaterialtemperatur	1250 K
Verdichteraustrittstemperatur	950 K

TAB 4. Annahmen zum Technologielevel bei der Kreisprozessauslegung

3.4. Designpunktspezifikation

Der erste Schritt bei der Triebwerksmodellierung durch Leistungssynthese besteht darin, den Auslegungspunkt des Kreisprozesses zu bestimmen, in dem die Designparameter festgelegt werden. Diese Optimierungsaufgabe kann durch zwei Vorgehensweisen angegangen werden. Bei einer überschaubaren Anzahl an Variablen können die optimalen Designparameter direkt bestimmt werden durch eine Parametervariation, die über Kurvenscharen oder Konturplots ausgewertet wird. Die Anzahl der Parametervariationen steigen jedoch mit jeder Variable exponentiell an, daher ist es bei einer Fülle an Designvariablen und insbesondere bei mehr als nur einer Zielfunktion zielführender, einen numerischen Algorithmus zu Hilfe zu nehmen.

Eine kommerziell verfügbare Software zur Analyse und Optimierung von beliebigen Prozessketten oder Problemstellungen stellt das Programm ModelCenter™ der Firma Phoenix Integration dar [6]. Für die Optimierungsaufgaben im Rahmen dieser Analyse wurde das Leistungssyntheseprogramm GTlab in die Programmumgebung von ModelCenter integriert. Die in ModelCenter verfügbaren Optimierungsalgorithmen und Analysewerkzeuge wurden genutzt, um die optimalen Kreisprozessparameter im Designpunkt zu bestimmen. Im BILD 4 und BILD 5 sind die Ergebnisse der Optimierungsrechnung in einem Konturplot dargestellt. Wie zu sehen ist, handelt es sich bei den optimalen Designparametern (Designpunkt – DP) um Randoptima: Der minimale spezifische Brennstoffverbrauch im Betriebspunkt CR wird begrenzt durch die maximale zulässige Schaufeltemperatur in der Hochdruckturbine im Betriebspunkt EOR und die maximale Verdichteraustrittstemperatur im Betriebspunkt DASH. Beide Parameter begrenzen den thermischen

Wirkungsgrad sowie den maximalen Fandurchmesser, der wiederum den Fanmassenstrom und damit den Vortriebswirkungsgrad limitiert.

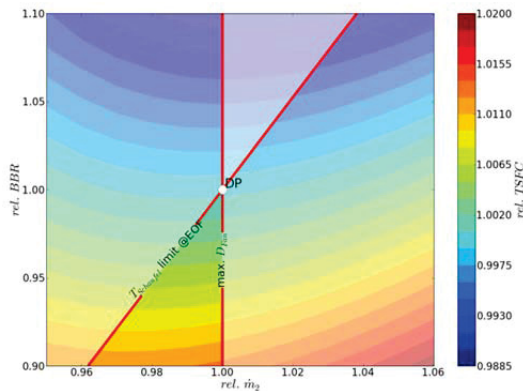


BILD 4. Limitierung des Nebenstromverhältnisses BPR und des Massenstroms \dot{m}_2 durch die maximale zulässige Schaufeltemperatur $T_{Schaufel}$ in der Turbine und den maximalen Fandurchmesser D_{Fan}

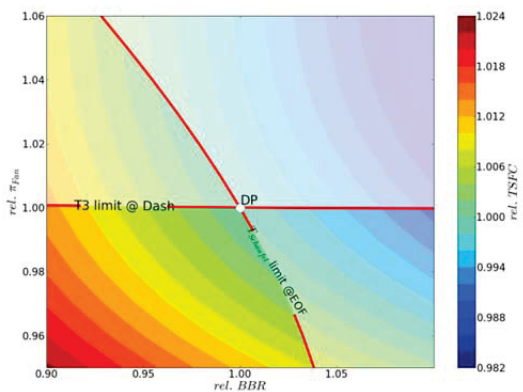


BILD 5. Limitierung des Fandruckverhältnisses π_{Fan} und des Nebenstromverhältnisses BPR durch die maximale zulässige Verdichteraustrittstemperatur T_3 und die maximale zulässige Schaufeltemperatur $T_{Schaufel}$ in der Turbine.

4. THERMODYNAMISCHE MODELLIERUNG DER VARIABILITÄTEN

Im folgenden Unterkapitel wird kurz auf die thermodynamische Modellierung der untersuchten Variabilitäten innerhalb des Programms GTlab-Perforce eingegangen. Details zu der Modellierung und dem Einfluss der einzelnen Variabilitäten auf den thermodynamischen Kreisprozess finden sich in [3].

4.1. Modellierung der variablen Turbokomponenten

Das Betriebsverhalten einer Turbokomponente wird in der Leistungssynthese konventionell mittels eines „Ähnlichkeitskennfelds“ abgebildet. Dabei werden zweckmäßig machzahlähnliche Kenngrößen verwendet, die es ermöglichen, einen weiten Betriebsbereich der Maschine mit nur einigen wenigen Parametern zu

beschreiben. Berücksichtigt wird bei dieser Art der Charakterisierung die geometrische Ähnlichkeit der Geschwindigkeitsdreiecke bei ähnlichen Betriebszuständen. Hierbei wird in einer ersten Näherung die Reynoldszahl-Ähnlichkeit vernachlässigt und durch Korrekturfaktoren im Leistungssyntheseprogramm einbezogen. Da durch die Beschreibung des Komponentenverhaltens mittels reduzierter Größen geometrische Ähnlichkeit der Maschine vorausgesetzt wird, gilt in dieser Darstellungsform das Kennfeld nur für eine feste Geometrie. Das bedeutet, dass sich durch eine Geometriemodifikation das gesamte Kennfeld der Komponente ändert.

Die Verstellcharakteristik der Turbokomponente kann entweder durch einen Satz an Kennfeldern beschrieben werden, bei dem jeweils ein Kennfeld das Verhalten der Komponente für eine Geometriemodifikation wiedergibt, oder durch eine geeignete Skalierung eines Basiskennfelds, das die Komponente im Designzustand ohne Variabilität charakterisiert und das in Abhängigkeit von der Verstellung modifiziert wird. Das dafür benutzte Basiskennfeld wird entweder generisch erzeugt oder es wird ein vorhandenes Kennfeld einer ähnlichen Komponente genutzt, welches zuvor auf die Designparameter der untersuchten Maschine skaliert wurde.

In dieser Studie wird kein spezifischer Verdichter ausgelegt, sondern vielmehr der Einfluss der Geometrieänderung auf die Triebwerksleistung in Interaktion mit weiteren Variabilitäten untersucht. Zu diesem Zweck erfolgt die Modellierung der Verdichterschaufelverstellung durch die Methodik der Kennfeldskalierung.

4.2. Modellierung der Flächenvariabilitäten im Abgasmischer und der Schubdüse

4.2.1. Flächenvariable Abgasmischer

Mit der Zwangsbedingung des statischen Druckgleichgewichts $p_{s_{163}} = p_{s_{63}}$ in der Mischungsebene werden bei Vorgabe der Machzahl im Mischer – optional auch bei Vorgabe der Mischergesamtfäche, falls die Geometrie bekannt ist (Gleichung (1)) – über das numerische Iterationsverfahren der Triebwerksleistungssynthese die effektiven Mischerteilflächen (Gleichung (2) und (3)) ermittelt. Im Off-Design können auf diese Teilflächen prozentuale Flächenänderungen aufgeprägt werden, um so einen flächenvariablen Zwangsmischer zu modellieren. In der Anwendung wird jedoch die Bypassfläche (A_{163}) modifiziert und die Kernstromfläche (A_{63}) über die Vorgabe berechnet, dass die Gesamtmischerfläche (A_{64}) konstant bleiben soll. Somit wird ein variabler Ring bzw. variable Mischerblüten simuliert.

$$A_{64} = A_{163} + A_{63} \quad (1)$$

$$A_{163} = A_{Design_{163}} \cdot (1 + s_{163}) \quad (2)$$

$$A_{63} = A_{Design_{63}} \cdot (1 + s_{63}) \quad (3)$$

Die Vermischung des kalten Nebenstroms mit dem heißen Kernstrom erfolgt bei der Modellierung am Mischeraustritt (Ebene 64). Zunächst wird eine vollständige Mischung der beiden Teilströme über die Massen- und Energieerhaltung berechnet. Da in der Praxis eine vollständige Mischung der beiden Teilströme nicht zu realisieren ist, ohne größere Mischungsverluste in Kauf zu nehmen – die die Gewinne durch die Vermischung aufzehren können [7] – wird in der Synthesrechnung ein Mischerwirkungsgrad eingeführt, mit dem die Güte der Vermischung durch den erreichten Anteil des theoretischen Schubgewinns bei einer vollständigen Vermischung definiert wird.

$$\eta_{\text{mix}} = \frac{F_G - F_{G_{\text{ungemischt}}}}{F_{G_{\text{voll gemischt}}} - F_{G_{\text{ungemischt}}}} \quad (4)$$

Hierbei wird der ungemischte Bruttoschub $F_{G_{\text{ungemischt}}}$ mit den Teilschüben berechnet, die sich durch eine fiktive Expansion des Kalt- und des Heißgasstroms durch separate Düsen ergeben würden

$$F_{G_{\text{ungemischt}}} = F_{G_{\text{Kern}}} + F_{G_{\text{Bypass}}} \quad (5)$$

4.2.2. Flächenvariable Schubdüse

Im Schubdüsenmodell von GTlab wird eine isentrope Expansion vom Düseneintrittsdruck auf den statischen Umgebungsdruck berechnet. Da im realen Triebwerk die Strömung in der Düse nicht völlig angepasst und reibungsfrei ist, werden in der Leistungsrechnung die Verluste in Form von dimensionslosen Düsenkoeffizienten berücksichtigt. In GTlab werden die Düsenverluste in zwei dimensionslosen Koeffizienten zusammengefasst modelliert, die wie folgt definiert sind:

$$C_V = \frac{F_B}{F_{B_{\text{ideal}}}} \quad (6)$$

$$C_D = \frac{\dot{m}_8}{\dot{m}_{8_{\text{ideal}}}} = \frac{\rho_8 \cdot v_8 \cdot A_{\text{eff}}}{\rho_8 \cdot v_8 \cdot A_{\text{geo}}} = \frac{A_{\text{eff}}}{A_{\text{geo}}} \quad (7)$$

Der Bruttoschubkoeffizient C_V berücksichtigt Schubverluste aufgrund nicht-ideale Expansion, nichtaxialer Abströmung, Leckagen im Abgassystem und viskose Verluste aufgrund der Wandreibung. Der Durchsatzkoeffizient C_D berücksichtigt den tatsächlich vorhandenen, verlustbehafteten Massenstrom in der Düsenaustrittsfläche gegenüber einem idealen Durchsatz bei einer isentropen Strömung. Wie Gleichung (7) zeigt, ist der Durchsatzkoeffizient nach der obigen Definition gleich dem Verhältnis einer effektiven Düsenaustrittsfläche infolge der Strömungseinschnürung durch die Wandgrenzschicht zu der tatsächlich vorhanden geometrischen Fläche. Der Durchsatzkoeffizient hängt maßgeblich von der Beschaffenheit der Düse, dem Querschnittsverlauf des Düsenkanals und der Wandrauigkeit ab. Im Betrieb kann der Koeffizient als Funktion des Düsendruckverhältniss $\pi_D = \frac{p_8}{p_{8s}}$ dargestellt werden. In zahlreichen einschlägigen Veröffentlichungen wird jedoch für ein überkritisches Druckverhältnis ein konstanter Durchsatzkoeffizient vorhergesagt. Bei einer Geometrieänderung der Düsenaustrittsfläche muss der

Durchsatzkoeffizient über einen zusätzlichen Parameter aufgetragen werden. Dies erfolgt in GTlab-Performance über einen repräsentativen Düsenwinkels α_D . Durch diesen Ansatz wird der Einfluss der Grenzschichtänderung bei einer Geometrieänderung der Düse berücksichtigt. In GTlab-Performance wird das Schubdüsenmodell, wie die meisten anderen Module der Hauptkomponenten, in zwei verschiedene Subroutinen – zur Bestimmung des Design- und des Off-Design-Verhaltens – unterteilt. In der Design-Routine kann optional ein konstanter Düsenkoeffizient für erste einfache Studien vorgegeben werden, oder der repräsentative Düsenwinkel, mit dem über ein Kennfeld der Durchsatzkoeffizient bestimmt wird. Zusätzlich kann ein Totaldruckabfall aufgrund der viskosen Verluste im Düsen-Strahlrohr über eine Verlustziffer ζ_D berücksichtigt werden, in dem auch der Druckverlust infolge der Strahlvermischung implementiert wird.

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

$$A_{8_{\text{geo}}} = s_D \cdot A_{8_{\text{geoDesign}}} \quad (8)$$

Für die thermodynamische Kreisprozessrechnung ist die effektive Fläche ausschlaggebend. Eine modifizierte geometrische Fläche führt bei einer konstanten Düseneintrittsfläche und Düsenlänge zu einer Veränderung des Düsenwinkels α_D . Damit kann über das Düsenkennfeld der Einfluss der Grenzschicht bei der Geometrieänderung berücksichtigt werden.

5. METHODIK ZUR KREISPROZESSOPTIMIERUNG

Die Suche nach den optimalen Einstellungen der geometrisch variablen Komponenten unter Berücksichtigung von Nebenbedingungen stellt ein Optimierungsproblem dar. Das Angehen dieser Aufgabe durch eine manuelle Einstellung der Verstellparameter, basierend auf Erfahrungen oder empirischen Ergebnissen, stößt bei dieser komplexen Problemstellung an seine Grenzen. Die optimalen Einstellungen der Variabilitäten zur gezielten Beeinflussung einer Zielgröße hängen stark ab von

- der Kennfeldcharakteristik der Turbokomponenten,
- der Lage des Betriebspunktes in den Komponentenkenefeldern und
- dem Zustand der durchströmten Kanäle (gesperrt, nicht gesperrt).

Zusätzlich beeinflussen sich die Variabilitäten gegenseitig. Wie bei der Designpunktoptimierung des Referenztriebwerks werden für diese Aufgabe die in ModelCenter zur Verfügung stehenden numerischen Algorithmen genutzt, um die optimalen Einstellungen der geometrisch variablen Komponenten für einen maximalen Nutzen zu finden.

Die Verstellparameter der geometrisch variablen Komponenten werden dem numerischen Algorithmus als freie Variable vorgegeben, die in einem technisch möglichen Bereich variiert werden. Bei der Analyse werden die Off-Designpunkte des Referenztriebwerks

ohne Variabilitäten verglichen mit den entsprechenden Off-Designpunkten mit Modifikation der variablen Komponenten bei gleicher Schubvorgabe und Zuströmbedingung. Als Zielfunktion (engl. Figure of Merit, FoM) wird die relative Abweichung eines für den Betriebspunkt relevanten thermodynamischen Parameters z festgelegt, der nach Gleichung (9) mit dem Wert des Referenztriebwerks z_{ref} normiert wird.

$$FoM = \frac{z - z_{ref}}{z_{ref}} \cdot 100 \quad [\%] \quad (9)$$

In TAB 5 sind die freien Variablen, die Grenzen ihrer Variationsbereiche und die untersuchten Zielgrößen zusammengetragen.

Freie Variable	Untere Grenze	Obere Grenze	Randbedingungen & Grenzen	Zielgrößen
$\Delta\alpha_{VGV}$	0°	40°	Schubanforderungen in kritischen Betriebspunkten Pumpgrenzabstände der Verdichter max. Schaufeltemperaturen @EOR max. Verdichteraustrittstemperatur @DASH max. Drehzahl @MCL	TSFC T8 T4
$\Delta\beta_{NDT}$	-5°	5°		
$\Delta\beta_{HDT}$	-5°	5°		
s_{163}	-30%	30%		
$s_{Düse}$	-30%	30%		

TAB 5. Freie Variable mit ihrem Variationsbereich, den Randbedingungen und den Zielgrößen der Optimierungsrechnung

6. ERGEBNISSE DER KREISPROZESSSTUDIEN

6.1. Potenzial der Variabilitäten zur Reduktion des spezifischen Brennstoffverbrauchs

Um den Missionstreibstoffverbrauch für eine taktische Drohne zu senken, ist bei der Leistungsanalyse eines uninstallierten Triebwerksmodells der schubspezifische Treibstoffverbrauch TSFC in den Missionsphasen, in denen lange Strecken zurückgelegt werden müssen (CR, ING, DASH), und den Verweilphasen (CAP, LAL, HAL) ausschlaggebend. In TAB 6 ist die maximale relative TSFC Absenkung in den relevanten Betriebspunkten für verschiedene einzelne Variabilitäten und bei Kombination der Variabilitäten zusammengefasst.

Die folgenden Erkenntnisse lassen sich aus der TAB 6 ableiten:

1. Die kombinierte Anwendung der beiden Flächenvariabilitäten in der Schubdüse und im Zwangsmischer senkt den TSFC in den betrachteten Betriebspunkten nur sehr marginal. Jedoch lässt sich durch diese Kombination der Betriebsbereich des Triebwerks erweitern. Der Betriebspunkt LAL liegt beim Referenztriebwerk ohne Variabilitäten auf der Pumpgrenze im HDV-Kennfeld. Durch die Flächenvariabilitäten wird der Pumpgrenzabstand auf

5% erhöht, gleichzeitig steigt jedoch der TSFC um 5,92%.

2. Bei niedriger Höhe und hohen Machzahlen (ING, DASH) ist der Beitrag zur TSFC-Reduzierung durch die Flächenvariabilitäten am größten.
3. Die Senkung des Brennstoffeintrags durch eine Leitschaukelverstellung in den Turbokomponenten ist in den Betriebspunkten in großer Höhe und im Teillast (CR, HAL, CAP und LAL) größer als in den Volllastpunkten (DASH, ING, TO).
4. Die variable Hochdruckturbine senkt einzeln den spezifischen Brennstoffverbrauch um bis zu 2,13% im HAL-Betriebspunkt und bis zu 1,9 % im Teillast (LAL).

Variabilitäten	CR	HAL	DASH	ING	CAP	LAL
VGW NDT	-0,23	-0,12	-0,12	-0,01	-0,37	-0,73
VGW HDT	-1,49	-2,13	-0,10	-0,14	-1,49	-1,90
VGW NDT + VGW HDT	-1,78	-2,35	-0,23	-0,15	-1,77	-1,22
VGW HDV + VGW NDT + VGW HDT	-2,21	-2,95	-0,49	-0,15	-3,37	-3,45
Variable Düse + Variabler Mischer	-0,07	-0,04	-1,41	-3,21	-0,86	+5,92
Variable Turbokomponenten + Variable Flächen im Abgasstrang	-2,37	-3,06	-2,20	-4,08	-4,33	-5,68

TAB 6. Relative TSFC Absenkung [%] bei unterschiedlichen Kombinationen der Variabilitäten für das UCAV-Triebwerk

Durch die geometrische Modifikation der Komponenten lässt sich das Triebwerksverhalten im Off-Design, welches ohne Variabilitäten hauptsächlich von den Komponentenkennfeldern vorgegeben wird, betriebspunktabhängig beeinflussen. So ist es sogar möglich, im Betriebspunkt CR, in dem das Referenztriebwerk bereits für einen minimalen TSFC optimiert wurde, durch die Variabilitäten eine zusätzliche Senkung um -2,37% zu erzielen. Begründet wird diese Einsparung dadurch, dass im Auslegungspunkt der Kreisprozess bereits durch die Restriktionen der kritischen Off-Design Punkte größtenteils vordefiniert wird. Durch Einsatz der Variabilitäten lässt sich eine vorgegebene Schubanforderung bei gegebenem Flugzustand durch mehrere Betriebszustände realisieren. Die Betriebspunkte können von der reinen Abhängigkeit der Komponentenkennfelder entkoppelt werden und somit der zulässige Lösungsraum im Auslegungspunkt erweitert werden.

Die Lage der Betriebspunkte im Fan-Kennfeld mit und ohne Variabilitäten ist in BILD 6 dargestellt. Besonders interessant ist hier, dass die Betriebspunkte mit den Variabilitäten nicht auf der Linie des maximalen Wirkungsgrads liegen. Für einen minimalen TSFC bei konstantem Schub wandern die Punkte durch den Einsatz der Variabilitäten zu niedrigen Massenströmen in Richtung Pumpgrenze. Trotz des schlechteren Komponentenwirkungsgrades wird der Kreisprozess insgesamt in den betrachteten Betriebszuständen verbessert. Begrenzt wird das Einsparpotenzial an

Treibstoff durch den minimal zulässigen Pumpgrenzabstand in den Verdichtern. BILD 7 zeigt die relative Änderung der Kreisprozesswirkungsgrade, die durch das interne Triebwerksmatching von durchgesetztem Massenstrom, Leistungsaufteilung und Temperaturerhöhung in der Brennkammer bei konstantem Schub beeinflusst werden.

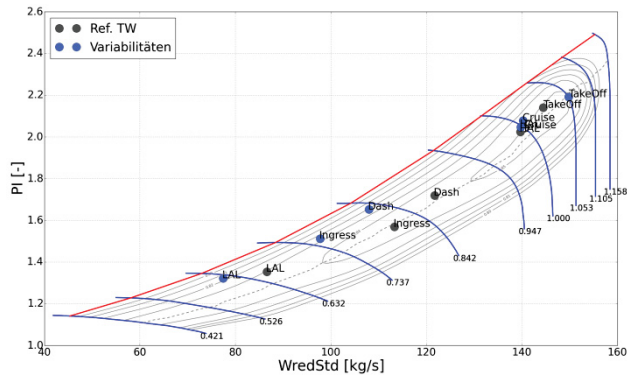


BILD 6. Lage der relevanten Betriebspunkte im Fan-Kennfeld für einen minimalen TSFC

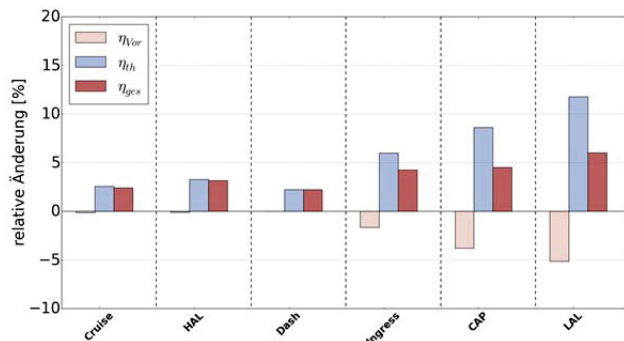


BILD 7. Relative Änderung der Kreisprozesswirkungsgrade in den TSFC-kritischen Betriebspunkten für das UCAV-Triebwerk bei einer optimalen Verstellung der Variabilitäten zur Senkung des Brennstoffverbrauchs

6.2. Potenzial der Variabilitäten zur Senkung der kritischen Temperaturen

6.2.1. Schaufeltemperatur in der Hochdruckturbinen

Die Turbinenschaufeln von Fluggasturbinen sind extremen Betriebsbedingungen, insbesondere hohen Temperaturen, ausgesetzt. Neben den Materialeigenschaften haben die Betriebsbedingungen in der Hochdruckturbinen einen direkten Einfluss auf die Bauteillebensdauer. Mit den Variabilitäten besteht eine Möglichkeit, den Betriebszustand in der Hochdruckturbinen aktiv zu beeinflussen, um dadurch die Lebensdauer der Gasturbinenschaufeln zu steigern. Es zeigt sich, dass die Temperatur T_M in der ersten Schaufelreihe der Hochdruckturbinen im Betriebspunkt EOR um 28,69K abgesenkt werden kann, ohne eine Modifikation im Kühlsystem vorzunehmen. Hierdurch werden die in diesem Betriebspunkt sehr hoch belasteten Schaufeln bei gleichem Schub thermisch entlastet. Die Einstellungen der variablen Komponenten hierzu sind im unteren Teil im BILD 8 zu sehen. Der Betriebspunkt verschiebt sich im Fan-Kennfeld entlang der Linie des besten Wirkungsgrads

zu einem günstigeren Wert (BILD 9). Das Druckverhältnis und der Massenstrom fallen dementsprechend ab. Der isentrope Wirkungsgrad steigt im Fan um 1,51% an.

6.2.2. Abgastemperatur

Bei einem Antrieb für eine taktische Drohne mit hoher Tarnfähigkeit ist die Abgastemperatur eine weitere kritische Temperatur, da sie, neben der Abgaszusammensetzung, einen direkten Einfluss auf die IR-Signatur des Abgasstrahls hat. So ist es möglich, mit den Variabilitäten gezielt und aktiv die Abgastemperatur zu beeinflussen, um die Detektionswahrscheinlichkeit durch einen IR-Suchkopf zu minimieren, oder - im Falle der Detektion - als aktive Gegenmaßnahme gezielt die Abgastemperatur abzusenken. Relevant sind diese Einstellungen in den Tiefflugphasen ING und DASH, sowie in den Verweilphasen über bedrohtem Territorium CAP und LAL. In allen vier betrachteten Betriebspunkten wird die Düsenfläche vergrößert um das Nebenstromverhältnis bei nahezu konstantem Kernmassenstrom zu erhöhen. Dadurch wird der „kalte“ Massenstromanteil aus dem Bypass im Mischer erhöht und somit die durchmischte Temperatur in der Düse gesenkt. BILD 8 zeigt das Potenzial der Variabilitäten, die Abgastemperatur zu senken und die dafür nötigen Einstellungen der variablen Komponenten.

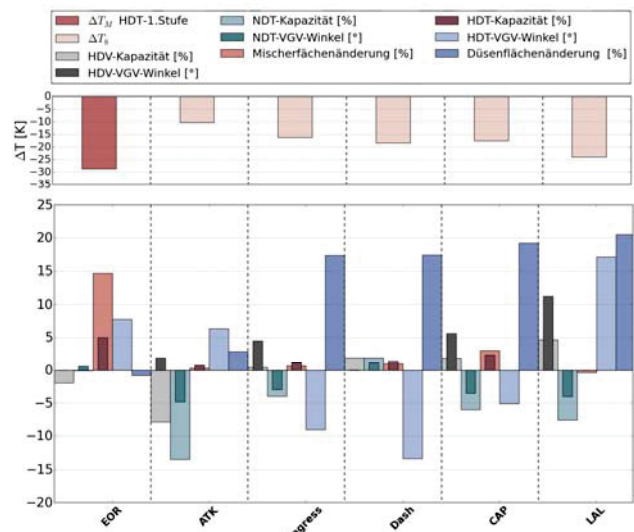


BILD 8. Maximale Absenkung der kritischen Temperaturen in den relevanten Betriebspunkten und die dazugehörigen Einstellungen der Variabilitäten

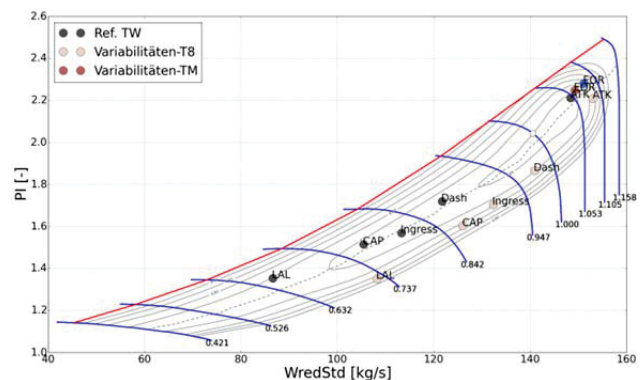


BILD 9. Lage der relevanten Betriebspunkte im Fan-Kennfeld

Kennfeld bei Absenkung der kritischen Temperaturen durch die Variabilitäten

6.3. Potenzial der Variabilitäten zur Schubsteigerung

Der Schub im Betriebspunkt EOR und MTO wird limitiert durch die maximal zulässige Schaufeltemperatur in der HDT. Im Betriebspunkt DASH – dem schnellen Tiefflug an einem heißen Tag (ISA+25) – wird der Schub durch die maximale Verdichteraustrittstemperatur begrenzt. Lässt man die limitierenden Temperaturen in den beiden Schubkritischen Betriebspunkten konstant und nutzt die Variabilitäten zur Schuberhöhung, so erhält man eine Schubsteigerung von

- 5,6% im Betriebspunkt EOR,
- 7 % im Betriebspunkt MTO und
- eine Erhöhung von 33% im Punkt DASH.

Auffallend ist, dass in allen drei Betriebspunkten das Kerntriebwerk gedrosselt wird, indem die Bypassmischerfläche erhöht wird. Die Arbeitslinie im HDV wird gesenkt, indem die Kapazität in der HDT erhöht wird, bei gleichzeitigem Absenken der Kapazität in der NDT (BILD 10).

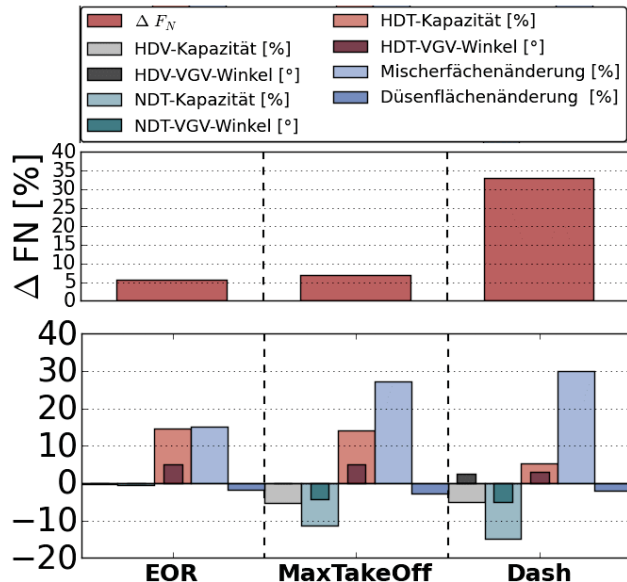


BILD 10. Schubsteigerung in den relevanten Betriebspunkten und die dazugehörigen Einstellungen der Variabilitäten

7. ZUSAMMENFASSUNG

In der vorliegenden Studie wurde das Potenzial von mehreren geometrisch variablen Triebwerkskomponenten zur gezielten Verbesserung des thermodynamischen Kreisprozesses ermittelt. Hierzu wurde das im DLR entwickelte Leistungssyntheseprogramm GTlab-Performance um die Fähigkeit zur Simulation von geometrisch variablen Komponenten erweitert. Die Methodik wurde angewandt, um systematisch das Potenzial von einem „Variable Cycle Engine“-Konzept für eine UCAV-Konfiguration zu ermitteln.

Zunächst wurden die besonderen Anforderungen an das Antriebssystem für ein UCAV beschrieben und die kritischen Restriktionen, die den Kreisprozess festlegen,

hervorgehoben. Als Referenz für die Analysen wurde für die UCAV-Konfiguration mittels einer Mehrkriterienoptimierung ein konventionelles gemischtes Turbofantriebwerk ohne geometrisch variable Komponenten ausgelegt. Anschließend erfolgte die Kreisprozessauslegung eines „Variable Cycle Engine“-Konzepts. Hierbei hat sich gezeigt, dass die optimalen Einstellungen der geometrisch variablen Komponenten zur gezielten und maximalen Beeinflussung einer Zielgröße von verschiedenen Faktoren, wie zum Beispiel die Kennfeldcharakteristika der Turbokomponenten, die Lage der Betriebspunkte in den Komponentenkennfeldern und der Zustand der durchströmten Kanäle (gesperrt, nicht gesperrt) abhängen und sich gegenseitig beeinflussen.

Mit einer spezifischen Einstellung der Variabilitäten im Verbund können gezielt wichtige Zielgrößen maximal positiv beeinflusst werden. So lässt sich der spezifische Brennstoffverbrauch im Auslegungspunkt um 2,3% reduzieren, im tiefen Teillastbereich um bis zu 5,7%. Die Materialtemperatur in der ersten Schaufelreihe der Hochdruckturbinen kann im Betriebspunkt EOR um 29K abgesenkt werden, ohne eine Modifikation im Kühlluftsystem vornehmen zu müssen. Alternativ lässt sich bei einer konstanten zulässigen Materialtemperatur der Schub um 5,6% steigern. Das Potenzial die Abgastemperatur in kritischen Missionsphasen zu senken, um damit die IR-Signatur zu beeinflussen, liegt bei bis zu 18K.

Abschließend konnte festgestellt werden, dass die untersuchten Variabilitäten für den Anwendungsfall einen markanten Einfluss auf den thermodynamischen Kreisprozess haben. Das VCE-Konzept ist somit eine geeignete Technologie für den Antrieb einer UCAV-Konfiguration.

8. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] H. Münzberg und J. Kurzke, Gasturbinen - Betriebsverhalten und Optimierung, Springer-Verlag, 1977.
- [2] P. Walsh und P. Fletcher, Gas Turbine Performance, Blackwell Science, 1998.
- [3] R.-G. Becker, F. Wolters, M. Nauroz und T. Otten, Development of a Gas Turbine Performance Code and its Application to Preliminary Engine Design, Bremen, Germany: DGLR 2011, 2011.
- [4] J. H. Horlock, Advanced Gas Turbine Cycles, Kidlington, Oxford, UK: Elsevier Science Ltd., 2003.
- [5] H. Grieb, Projektierung von Turboflugtriebwerken, Basel: Birkenhäuser-Verlag, 2004.
- [6] P. ModelCenter, „Phoenix Integration - Design Process Optimization,“ 2013. [Online]. Available: <http://www.phoenix-int.com/software/ph-modelcenter.php>.
- [7] M. Nauroz, R. Becker und J. Robinson, „Individual Effects of Components on Cycle/Propulsive Efficiency for Variable Cycle,“ in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Berlin, 2012.

- [8] B. Deinert, „Mischungsverstärker in konstant gekreuzten Scherschichten und im Abgasblütenmischer,“ Dissertatio, Berlin, 2006.
- [9] J. E. Johnson, „Variable Cycle Engine Concepts,“ in *AGARD PEP Symposium - Advanced Aero-Engine Concepts and Controls*, Seattle, USA, 1995.
- [10] W. J. G. Bräunling, *Flugzeugtriebwerke*, Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2009.
- [11] H. Grieb, *Projektierung von Turboflugtriebwerken*, Basel, Boston, Berlin: Birkhäuser Verlag, 2004.
- [12] B. Deinert, „Mischungsverstärker in konstant gekreuzten Scherschichten und im Abgasblütenmischer,“ Dissertation, Berlin, 2006.