

EIN MODULARES LEISTUNGSRECHNUNGSPROGRAMM FÜR KONVENTIONELLE UND HYBRID-ELEKTRISCHE FLUGANTRIEBE

T. Krüger*, M. Wiegand*, I. Condruc†*, L. Schuchard*, R. Mailach*

* Technische Universität Dresden, Professur für Turbomaschinen und Flugantriebe, 01062 Dresden, Deutschland

† Helmholtz-Zentrum Dresden-Rossendorf, Institut für Fluidodynamik, 01328 Dresden, Deutschland

Zusammenfassung

Die Reduktion klimaschädlicher Emissionen ist ein wesentliches Ziel im modernen Luftverkehr. Dafür geeignete Ansätze stellen unter anderem emissionsoptimierte Flugprofile sowie der Einsatz von hybrid-elektrischen Antriebstechnologien dar. Um die damit verbundenen Potentiale zügig identifizieren und quantifizieren zu können, werden performante OD-Triebwerksmodelle benötigt, die die Leistungsrechnung thermischer und hybrid-elektrischer Flugantriebe im Auslegungspunkt und im Off-Design abbilden.

Die vorliegende Arbeit stellt ein solches Modell für Leistungsrechnung, Emissions- und Massenabschätzung vor. Dabei liegt ein besonderer Fokus auf einem flexiblen, modularen Aufbau, sodass das Framework um neue Architekturen und zusätzliche (bspw. elektrische) Komponenten erweitert werden kann. Bereits hinterlegt sind etablierte ein- und mehrwellige thermische Turbojet-, Turbofan- und Turboprop-Architekturen sowie verschiedene (hybrid-)elektrische Konfigurationen. Gegenüber einer etablierten kommerziellen Referenz (GasTurb [1]) ergeben sich für die Leistungsgrößen dort verfügbarer Architekturen Abweichungen deutlich kleiner als ein Prozent, die typischerweise durch die Genauigkeit der verfügbaren Stoffwerte [2–4] limitiert werden. Das Triebwerksdesign kann in einem Auslegungspunkt definiert und quasi-stationär im Off-Design berechnet werden, wobei die entlang einer Flugmission entstehenden Schubanforderungen mittels der Bibliothek OpenAP [5] vorgegeben werden können. An dieser Stelle schlägt sich die Abschätzung des Systemgewichts, welches durch die jeweilige Architektur und ihre Komponenten erheblich beeinflusst wird, besonders nieder. Dies wird bspw. hinsichtlich des Treibstoffverbrauchs anhand eines ausgewählten Missionsprofils demonstriert. Für die Massen- und Emissionsabschätzung wird auf eine Datenbank bestehender Maschinen zurückgegriffen.

Die aktuelle und zukünftige Entwicklung des Modells konzentriert sich auf eine weiter verbesserte Massenabschätzung, alternative Kraftstoffe und weitere Triebwerksarchitekturen, insbesondere mit Wärmeübertragern, die dank des modularen Aufbaus leicht eingebunden werden können. Damit ermöglicht dieses Leistungsrechnungsprogramm eine noch schnellere und umfangreichere Vorhersage von thermodynamischen Größen entlang des Gaspfades, Effizienz, Emissionen und Massen für die erfolgreiche Evaluation neuer Triebwerksdesigns und Missionsprofile.

Keywords

Triebwerks-Leistungsrechnung; hybrid-elektrische Flugantriebe; Massen- und Emissionsabschätzung

NOMENKLATUR

Formelzeichen

a	Beschleunigung	m/s^2	P	Leistung	W
c_p	spezifische Wärmekapazität	$\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$	p	Druck	N/m^2
F	Schub	N	R	spezifische Gaskonstante	$\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
f	Kennfeld-Skalierungsfaktor		R_{cv}^2	kreuzvalidiertes Bestimmtheitsmaß	
h	Höhe	m, ft	RNI	REYNOLDSZahlindex	
h	spezifische Enthalpie	J/kg	s	spezifische Entropie	$\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
m	Masse	kg	T	Temperatur	K
\dot{m}	Massenstrom	kg/s	v	Geschwindigkeit	m/s
Ma	Mach-Zahl		β	Brennstoff-Luft-Massenstromverhältnis	
N	Drehzahl	$1/\text{s}$	β	Hilfskoordinate in Kennfeldern	

η	Wirkungsgrad	
λ	Nebenstromverhältnis	
μ	dynamische Viskosität	Pa · s
Π	Totaldruckverhältnis	

Indizes

BK	Brennkammer
DP	Auslegungspunkt
korr	korrigiert
Map	Skalierungspunkt im Kennfeld
pol	polytrop
ref	Referenz
rel	relativ
s	isentrop
T	Turbine
t	Totalgröße
V	Verdichter

Abkürzungen

AT	voll turboelektrisch
CEA	Chemical Equilibrium with Applications
EM	Elektromotor
HDW	Hochdruckwelle
ICAO	International Civil Aviation Organization
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NDW	Niederdruckwelle
PHE	parallel hybrid-elektrisch
SPPHE	seriell/parallel partiell hybrid-elektrisch
TFA-LR	Leistungsrechnung der Professur für Turbomaschinen und Flugantriebe der Technischen Universität Dresden
TF	Turbofan
UHC	unverbrannte Kohlenwasserstoffe

1. MOTIVATION

Die Reduktion klimaschädlicher Emissionen ist ein bedeutendes Ziel im Luftverkehr [6] und damit eine wesentliche Anforderung an moderne Flugantriebe. Da konventionelle Gasturbinentriebwerke für Verkehrsflugzeuge jedoch weitestgehend ausgereift sind, wird der Spielraum für weitere Optimierungen immer kleiner. Damit werden neue Technologien, Triebwerksarchitekturen und optimierte Flugprofile wichtiger, um die luftfahrtbedingten CO₂-, NO_x- und Lärmemissionen weiter zu reduzieren.

Einen Überblick zu möglichen Ansätzen für konventionelle und elektrische Triebwerke sowie deren Integration am Flugzeug bieten die National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine [7]. Methoden zur Auslegung

und Bewertung von hybridisierten Flugantrieben diskutieren PORNET *et al.* [8], während sich umfangreiche Designstudien für hybrid-elektrische Flugantriebe bspw. in SAHOO *et al.* [9] sowie BRELJE und MARTINS [10] finden. Einen Fokus auf Hybridisierung mittels Brennstoffzellen legen SEITZ *et al.* [11]. GHELANI *et al.* [12] diskutieren optimale Auslegung und Power-Management für Flugzeuge mit nachgerüsteten sowie Clean-Sheet-Design-Hybridantrieben, während TRAWICK [13] auf ein geeignetes Betriebsprogramm für hybrid-elektrische Architekturen eingeht. Schließlich betrachten BIEŃ *et al.* [14] sowie SCHUCHARD *et al.* [15] den Einfluss der Hybridisierung auf Schädigungsverhalten und Wartungsanforderungen solcher Triebwerke.

All diesen Arbeiten gemein ist die Notwendigkeit einer geeigneten Triebwerks-Leistungsrechnung. Eine Grundlage können bspw. die Turbofan-Datenbank von SVOBODA [16] oder Komponenten aus OpenAP von SUN [5] darstellen. Ein Framework für elektrifizierte Architekturen bieten CINAR *et al.* [17]. Kommerzielle Tools sind hingegen für revolutionäre Konzepte mangels Modifizierbarkeit oftmals weniger geeignet.

Aus diesem Grund wird am Lehrstuhl für Turbomaschinen und Flugantriebe der Technischen Universität Dresden das modularisierte 0D-Triebwerksmodell TFA-LR entwickelt, welches die Leistungsrechnung, Emissions- und Massenabschätzung konventioneller und neuer, insbesondere hybrid-elektrischer Antriebskonzepte entlang realistischer Flugmissionen abbilden kann. Der Schwerpunkt liegt dabei auf einer flexiblen Modellarchitektur, die dank einer Vielzahl von Schnittstellen bspw. für Leistungs- und Massenstromaustausch ein einfaches und schnelles Ersetzen oder Ergänzen von Triebwerkskomponenten in einer Art Baukastensystem ermöglicht. Die mit neuartigen Antriebskonzepten verbundenen Potentiale können so zügig identifiziert und eingeschätzt werden.

Die vorliegende Arbeit präsentiert einen Überblick der Modellstruktur sowie wesentliche darin eingebundene Triebwerksarchitekturen und Module. Das Modell wird sodann gegen eine kommerzielle Referenz (GasTurb [1]) validiert und die Ergebnisse einer ausgewählten Flugmission für ein parallel hybrid-elektrisches Design vorgestellt. Der Schwerpunkt in der vorliegenden Arbeit liegt dabei stets auf den Grundgedanken, der Struktur und den Fähigkeiten des Modells an sich, nicht aber auf einer Einschätzung der Triebwerkskonzepte und Flugmissionen, die TFA-LR abzubilden ermöglicht.

2. MODELLSTRUKTUR**2.1. Überblick**

Der modulare Aufbau des Programms ist in Bild 1 dargestellt. Kernbestandteil ist die Triebwerks-Leistungsrechnung, in der eine Vielzahl konventioneller und hybrid-elektrischer Konzepte modelliert werden kann. Insbesondere für letztere zeigt Bild 1 den Energiefluss detailliert auf, während die Granularität und Verbindung der konventionellen Komponenten untereinander hier nicht dargestellt sind. Wo immer diese physikalisch denkbar sind,

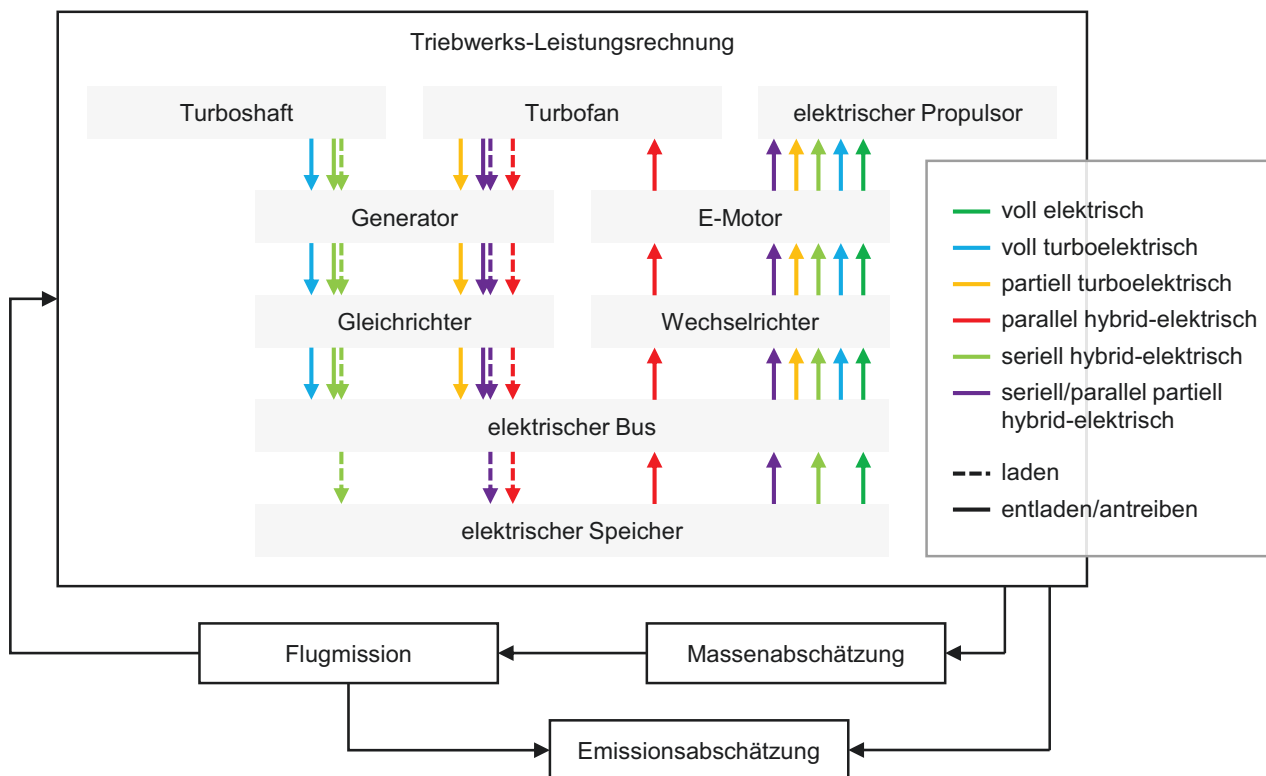


BILD 1. Überblick des modularen Modellaufbaus und der implementierten hybrid-elektrischen Architekturen mit Energiefluss

werden Schnittstellen bspw. für das Ein- und Auskoppeln von Wellenleistung, elektrischer Energie, Massen- und Wärmeströmen vorgehalten, sodass die Module problemlos verknüpft und die Triebwerkskonzepte niederschwellig angepasst werden können.

Daneben existieren komponentenübergreifende Module für Stoffwerte, Kühlung und Mischung, Schuberechnung sowie für Iteration und Leistungsgleichgewichte auf den Wellen im Auslegungspunkt und Off-Design.

Anhand der Architektur, Schubanforderungen und gewählter Technologieparameter erfolgt eine Massenabschätzung für das Antriebssystem. Diese wird im Modul für Flugmissionen berücksichtigt, das realistische Schubvorgaben sowie Randbedingungen wie Fluggeschwindigkeit und Stoffwerte der Atmosphäre als Führungsgrößen für die Leistungsrechnung des Triebwerks selbst bereitstellt. Mit diesen kann schließlich auch eine Verbrauchs- und Emissionsabschätzung für ein geflogenes Profil erfolgen.

2.2. Konventionelle Architekturen

Die Verschaltung von Turboverdichtern, Brennkammer und Turbinen sowie Einläufen, Schubdüsen, Propellern, Fans etc. ermöglicht die Leistungsrechnung einer Reihe in TFA-LR implementierter konventioneller Triebwerke: Neben ein- und zweiwelligen Turbojets sowie zwei- und dreiwelligen Turbofans stehen ein- und zweiwellige Turbofans zur Verfügung. Letztere können mit einem Booster auf beiden Wellen ausgerüstet werden; für Turbofans ist dies auf der Niederdruckwelle vorgesehen. Der schematische Aufbau für den einfachsten Fall, einen einwelligen Turbojet, ist in Bild 2 gezeigt.

2.3. Hybrid-elektrische Architekturen

Für (hybrid-)elektrische Antriebskonzepte werden zusätzliche Baugruppen benötigt: Generatoren und Elektromotoren bilden die Schnittstellen zur elektrischen Energie. Deren Betriebsverhalten kann wie das konventioneller Komponenten durch Kennfelder beschrieben werden. Dies gilt auch für elektrische Propulsoren, die grundsätzlich Propellern und Fans in Verbindung mit Einlauf und Düse ähneln. Die Leistungselektronik und ein elektrischer Bus sind mit konstanten Wirkungsgraden zweckmäßig beschrieben, während für Batterien als elektrische Speicher Lade- und Entlade-Kurven anzunehmen sind. Aufwendiger zu beschreiben, aber in das Gesamtmodell analog einzubinden, wären bspw. Brennstoffzellen.

Die derzeit in TFA-LR implementierten (hybrid-)elektrischen Konfigurationen zeigt Bild 1. Im *voll elektrischen* Fall ohne Gasturbine versorgt eine Batterie die elektrischen Propulsoren. Im batteriefreien *turboelektrischen* Konzept stellt hingegen eine Wellenleistungsturbine die Energiequelle dar. Ergänzt um einen Fan trägt diese im *partiell turboelektrischen* Design auch selbst zum Vortrieb bei. Im *parallel hybrid-elektrischen* Konzept wird ein Turbofan typischerweise auf der Niederdruckwelle um einen Motor-Generator erweitert, sodass Wellenleistung an einen elektrischen Speicher abgegeben oder von diesem aufgenommen werden kann. Die ähnliche *seriell hybrid-elektrische* Architektur trennt den Turbofan in eine Wellenleistungsmaschine und einen elektrisch angetriebenen Propulsor auf. Das *seriell/parallel partiell hybrid-elektrische* Design verbindet schließlich mit Turbofan, Generator, Batterie und E-Propulsoren alle

genannten Komponenten in einem Antriebskonzept. Eine nähere Beschreibung dieser Architekturen findet sich bei BOWMAN *et al.* [18]. Deren enge Verwandtschaft untereinander stellt die Vorteile des hier angewandten Baukastensystems deutlich heraus.

3. BESCHREIBUNG AUSGEWÄHLTER MODULE

3.1. Stoffwertberechnung

In TFA-LR kommt das Modell halb-idealen Gases zum Einsatz, was für Luft oberhalb von 200 K angenommen werden kann [19]. Die Stoffwerte für konstanten Druck oder konstantes Volumen sind dann lediglich vom Druck, nicht aber von der Temperatur abhängig. Konkrete Stoffwerte der spezifischen Wärmekapazität c_p , der Enthalpie h und der Entropie s werden für einen definierten Zustand mittels der Polynome von WALSH und FLETCHER [2] im Gültigkeitsbereich von 200 K bis 2000 K und in Abhängigkeit vom Brennstoffmassenstromverhältnis β berechnet.

Die (entropie-)gemittelte spezifische Wärmekapazität für eine isentrope Zustandsänderung (2) ergibt sich durch Integration der Bilanz (1). Die in realen Prozessen auftretenden Verluste werden über Wirkungsgrade eingebunden. Ein Beispiel mit polytropem Wirkungsgrad zeigt Gleichung (3).

$$(1) \quad \int_1^2 \frac{c_p(T, \beta)}{T} dT = R \int_1^2 \frac{1}{p} dp$$

$$(2) \quad \bar{c}_{p,s} \ln \frac{T_2}{T_1} = R \ln \frac{p_2}{p_1}$$

$$(3) \quad \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^R = \left(\frac{T_{2,s}}{T_1}\right)^{c_{p,s}} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\eta_{pol} \cdot c_{p,pol}}$$

Dabei fällt auf, dass die spezifischen Wärmekapazitäten in den Exponenten nicht identisch sind, da die oberen Grenzen des Temperaturbands $T_2 > T_{2,s}$ abweichen. Die Berechnung repräsentativer spezifischer Wärmekapazitäten für Zustandsänderungen erfolgt in TFA-LR deshalb entropiegemittelt, womit sich genauere Ergebnisse erzielen lassen [20].

Alternativ kann auf die Stoffwerttabellen des Chemical Equilibrium with Applications (CEA) [3, 4] der NASA zurückgegriffen werden. Hierfür werden die vorstehenden physikalischen Überlegungen überwiegend nicht benötigt; es muss lediglich in der Tabelle interpoliert werden.

Untersuchungen von KYPRIANIDIS *et al.* [21] ergaben Abweichungen von maximal 0.1% im Bereich $T = 200 \dots 2000$ K zwischen den beiden hier implementierten Stoffwertmodellen. Für höhere Temperaturen folgen größere Fehler aus bei WALSH und FLETCHER nicht abgebildeten Dissoziationseffekten. Größere Unterschiede sind auch für die Ergebnisse der Turbomaschinen-Leistungsrechnung möglich, da sich schon geringe Abweichungen entlang des Gaspfades verstärkt auswirken können.

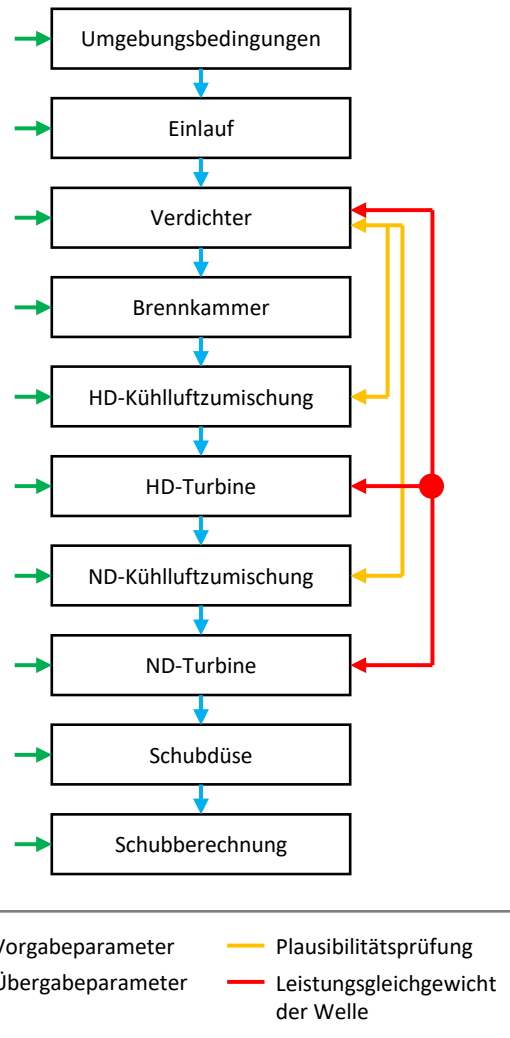


BILD 2. Modellaufbau eines Turbojet-Triebwerks

3.2. Kopplung von Komponenten

In und zwischen allen Komponenten gelten die Erhaltungssätze der Mechanik und Thermodynamik. Auf Wellen ist das Leistungsgleichgewicht zwischen Turbine und Verdichter unter Berücksichtigung mechanischer und Strömungswirkungsgrade sowie verschiedener Massenströme abgebildet. Daneben wird für Kühlluft überwacht, dass zwischen den Stationen der Abzapfung und Einspeisung jederzeit ein hinreichendes Totaldruckgefälle besteht, Bild 2.

3.3. Off-Design-Berechnung

Nahezu sämtliche Betriebspunkte einer Flugmission befinden sich abseits des Auslegungspunktes, sodass eine Off-Design-Berechnungsvorschrift benötigt wird. Hierfür wird die festgelegte Triebwerksgeometrie einigen Variablen ausgesetzt, die vom Designpunkt abweichen. Dabei handelt es sich neben Flugmachzahl und Atmosphärenparametern um Leistungsparameter wie die relative Drehzahl des Hochdruckverdichters, die Turbineneintrittstemperatur oder ein zu erreichender Schub. Es ergeben sich dann die übrigen Leistungsparameter wie Temperaturen, Drehzahlen und (Brennstoff-)Massenströme.

Die Lösung des thermodynamischen Gleichgewichts ist komplexer als im Auslegungspunkt und erfolgt iterativ [1, 19]. Für die Bestimmung von korrigierten Massenströmen \dot{m}_{korrr} , Totaldruckverhältnissen Π und Wirkungsgraden der Verdichter und Turbinen η kommen skalierte Kennfelder zum Einsatz, die über Skalierungsfaktoren ermittelt werden, Gleichungen (4)–(7). Für die Massenströme und Wirkungsgrade wird zusätzlich eine Korrektur mit einem REYNOLDSzahindex RNI benötigt, Gleichungen (8)–(10), in die auch die dynamische Viskosität μ eingeht.

$$(4) \quad f_{\dot{m}} = \frac{\dot{m}_{\text{korrr}}}{\dot{m}_{\text{korrr,Map}}} \cdot \frac{f_{RNI,\dot{m}}}{f_{RNI,\dot{m},DP}}$$

$$(5) \quad f_{\eta} = \frac{\eta_{DP}}{\eta_{Map}} \cdot \frac{f_{RNI,\eta}}{f_{RNI,\eta,DP}}$$

$$(6) \quad f_{\Pi} = \frac{\Pi_{DP} - 1}{\Pi_{Map} - 1}$$

$$(7) \quad f_N = \frac{1}{N_{\text{korrr,DP}}}$$

$$(8) \quad RNI = \frac{p_t}{p_{\text{ref}}} \cdot \sqrt{\frac{R_{\text{ref}} \cdot T_{\text{ref}}}{R \cdot T_t}} \cdot \frac{\mu_{\text{ref}}}{\mu}$$

$$(9) \quad f_{RNI,\dot{m}} = 1 + 0.025 \cdot \log_{10}(RNI)$$

$$(10) \quad f_{RNI,\eta} = 1 + 0.05 \cdot \log_{10}(RNI)$$

Die Iterationen erfolgen mittels eines NEWTON-RAPHSON-Verfahrens, das durch eine Startwertfunktion auf Basis eines polynomialen Ersatzmodells unterstützt wird. Dieses ermöglicht die schnelle Interpolation einer geeigneten Startlösung aus etwa 1000 bereits gerechneten Betriebspunkten verschiedener Triebwerksdesigns. Triebwerkswellen, die mit einem E-Motor oder Generator verbunden sind, verfügen über einen zusätzlichen Freiheitsgrad, da die elektrische Ein- oder Auskopplung nicht zwingend proportional zur Veränderung der Wellenleistung erfolgt. Für entnommene Kühl- und Zapfluft werden im Off-Design konstante relative Enthalpien im Vergleich zum Auslegungspunkt angenommen [19].

3.4. Mehrwellige Architekturen

Für mehrwellige Architekturen muss das Leistungsgleichgewicht auf jeder einzelnen Welle erfüllt sein. Da die im Auslegungspunkt bestehende thermodynamische Kopplung aller Wellen durch gesperrte engste Querschnitte der jeweiligen ersten Turbinenleitreihe im Off-Design nicht mehr zwingend gegeben ist, werden für mehrwellige Triebwerke weitere Iterationsvariablen benötigt.

Für einen Turbojet ergeben sich drei Iterationsvariablen: zwei dimensionslose Hilfskoordinaten im Verdichter- bzw. Turbinenkennfeld β_V und β_T sowie eine weitere, nicht bereits durch die Definition des Betriebspunkts vorgegebene Größe wie T_{t4} oder N_{rel} . Im zweiwelligen Turbofan müssen vier zusätzliche, d. h. insgesamt sieben, Iterationsvariablen beachtet werden, da die beiden dimensionslosen Hilfskoordinaten für Verdichter und Turbine der zweiten Welle, deren Drehzahl und das Nebenstromverhältnis λ

neue Freiheitsgrade darstellen. Analog ergeben sich zehn Iterationsvariablen für ein dreiwelliges Triebwerk. Diese Vorgehensweise ist grundsätzlich auch auf Architekturen mit noch mehr Freiheitsgraden, bspw. also hybrid-elektrische Konfigurationen, erweiterbar. Damit einher geht freilich ein erhöhter Bedarf an Rechenzeit aufgrund typischerweise schlechterer Konvergenz dieses aufwendigeren Modells.

3.5. Emissionsberechnung

Wesentliche Emissionen in Form von Stickoxiden NO_x , Kohlenmonoxid CO und unverbrannten Kohlenwasserstoffen UHC werden anhand empirisch ermittelter Beziehungen abgeschätzt [1, 22–24]. Der Stickoxidausstoß ist dabei von Brennkammertechnologie, -eintrittsdruck und -temperatur sowie der Luftfeuchtigkeit abhängig.

Die relative Aufteilung zwischen Kohlenmonoxid und UHC ergibt sich anhand empirischer Koeffizienten und des Brennkammerwirkungsgrads. Da eine zweite empirische Gleichung, mit der auch das absolute Niveau dieser beiden Größen erschlossen werden kann, nicht vorliegt, wird es mittels Regression aus einer ICAO-Emissionsdatenbank [25] bestimmt. In einer Ridge-Regression mit Polynomen und gemischten Termen zweiter Ordnung wird dabei auf Triebwerksschub, Nebenstrom-, Totaldruck- und Brennstoffmassenstromverhältnis sowie NO_x -Emissionen als Eingangsgrößen zurückgegriffen. Diese Ersatzmodellierung erreicht sehr gute kreuzvalidierte Bestimmtheitsmaße von $R_{\text{cv}}^2 = 0.90$ für den Startfall und $R_{\text{cv}}^2 \geq 0.96$ für alle übrigen Flugphasen. Einzuschränken ist, dass die Datenbasis ausschließlich zwei- und dreiwellige Turbofans mit hohen Brennkammerwirkungsgraden umfasst, die Regression also nur in dieser Domäne als belastbar anzusehen ist.

Die Menge ausgestoßenen Kohlendioxids ergibt sich aus dem verbrauchten Treibstoff unter Berücksichtigung der ermittelten Kohlenmonoxide und unverbrannten Kohlenwasserstoffe.

3.6. Massenabschätzung elektrischer Bauteile

Der notwendige Schub ist wesentlich vom Flugzeuggewicht abhängig, da er den auftriebsbedingten induzierten Widerstand ausgleichen muss. Daher bedarf es einer Abschätzung der Masse des Antriebsstrangs, insbesondere der erwartbar schweren elektrischen Komponenten.

Den mit Abstand größten Beitrag liefert die Batterie [26], die ohne Weiteres 90 % der hybridisierungsbedingten Zusatzmasse ausmachen kann. Die zu speichernde Energiemenge ist vorrangig von der vorgesehenen Hybridisierungsstrategie abhängig. Über den Technologieparameter der Energiedichte ergibt sich die Batteriemasse. Zugleich ist auf eine ausreichende, mit der Energiedichte typischerweise negativ korrelierte Leistungsdichte zu achten [27], damit hohe Leistungsanforderungen bspw. im Startfall bedient werden können.

Die Massen weiterer Komponenten wie Elektromotor und Leistungselektronik werden im Wesentlichen durch deren Leistungsdichte determiniert [7]. Ihre Wirkungsgrade beeinflussen überdies die Leistungs- und Energieanforderungen an den elektrischen Speicher. Zusätzlich ist ein Ther-

malsystem nötig, wobei der Elektromotor niederschwellig und damit recht massenarm in den bestehenden Ölkreislauf des Triebwerks integriert werden kann [28].

Mögliche Vorgaben für die hybridisierte Massenabschätzung in TFA-LR stellen die Leistung des Elektromotors oder ein zu erbringender Anteil am Startschub dar. Gepaart mit einem festen oder zeitveränderlichen Hybridisierungsgrad über die Flugmission ergibt sich weiterhin die Energieanforderung an den elektrischen Speicher aus einer Iteration, da das Zusatzgewicht den notwendigen Schub und Verbrauch beeinflusst.

3.7. Flugmissionen

Für aussagekräftige Ergebnisse der Triebwerks-Leistungsrechnung werden geeignete Vorgabegrößen benötigt. Zu diesem Zweck können in TFA-LR die sich aus der Flugmechanik ergebenden Schubanforderungen entlang einer Mission berechnet werden.

Das Flugprofil selbst, charakterisiert insbesondere durch Flughöhe und -geschwindigkeit, kann mittels OpenAP [5] generisch erzeugt oder von Flightradar24 [29] importiert werden. Letzteres bildet die Streuungen des realen Flugbetriebs besser ab, zeigt aber nur Geschwindigkeiten über Grund. Die tatsächliche Fluggeschwindigkeit kann dann nur anhand allgemeiner Wetterinformationen abgeschätzt werden; auch ergeben sich teilweise unrealistische Geschwindigkeitsänderungen durch starke Böen.

Diese Vorgaben können in Beschleunigungen und unter Berücksichtigung der wirkenden Kräfte Auftrieb und Gewicht sowie Widerstand in Schubanforderungen übersetzt werden. Der auftretende Widerstand wird aus empirischen Beziehungen in OpenAP entnommen, welches je nach Flugphase bspw. Fahrwerk und Klappenstellungen berücksichtigt. Die Richtungen des Auftriebs- und Schubvektors ergeben sich nach den bekannten Bahnwinkeln des Flugprofils. Im Sinkflug gilt eine Schubuntergrenze von 15 % des Maximalschubs [30]; nach dem Aufsetzen wird ein Standard von 40 % für den Umkehrschub angenommen.

Alternativ können die Schubanforderungen aus empirischen Gleichungen von OpenAP übernommen werden. Diese schätzen die Schubanforderung im Steig- und Reiseflug typischerweise etwas höher, im Sinkflug niedriger ein als die oben beschriebene lokale Auswertung der Flugmechanik. Dabei wird mit Ausnahme des Startlaufs die Flugzeugmasse in OpenAP nicht berücksichtigt.

Gemeinsam mit dem Triebwerksdesign sind damit alle Randbedingungen für die Off-Design-Leistungsrechnung entlang einer Flugmission definiert.

4. VALIDIERUNG

4.1. Referenz

Die beschriebenen Funktionalitäten der Triebwerks-Leistungsrechnung wurden gegen GasTurb (Version 14) als etablierte kommerzielle Referenz validiert [1]. Die benötigten Komponenten sind dort vorhanden oder können im Fall hybrid-elektrischer Architekturen zumindest in ihren Auswirkungen geeignet berücksichtigt

werden. Als Ziel gilt in allen Fällen eine Abweichung der Leistungsgrößen von nicht mehr als 0.1 %.

4.2. Gasturbinentriebwerke im Auslegungspunkt

In den Vergleich eingeschlossen werden einwellige Turbojet- sowie zwei- und dreiwellige Turbofantriebwerke, für die jeweils zwei verschiedene Designs mit Auslegungspunkten beim Start ($Ma = 0$, $h = 0$ m) und im Reiseflug ($Ma = 0.8$, $h = 11\,000$ m) gerechnet werden. Die Abweichungen zwischen TFA-LR und GasTurb liegen für alle betrachteten Größen, insbesondere statische und totale Größen am Verdichter- und Düsenaustritt, den (spezifischen) Schub und den Brennstoffmassenstrom innerhalb der Vorgabe von 0.1 %. Eine Ausnahme bildet lediglich das dreiwellige Triebwerk mit einer um 0.13 % überschätzten Temperatur am Düsenaustritt und einem um 0.14 % zu niedrig berechneten Brennstoffmassenstrom. Die Validierungsziele werden hier überdies für ein- und zweiwellige Turboprops erfüllt.

4.3. Hybrid-elektrische Architekturen im Auslegungspunkt

Aufgrund der vielen Gemeinsamkeiten der implementierten hybrid-elektrischen Konzepte, Bild 1, genügt die Vorstellung einer Auswahl, Tabelle 1, um sämtliche beteiligten Komponenten zu validieren. Da nicht alle Architekturen in GasTurb 14 verfügbar sind, muss der Einfluss der Komponenten teilweise mittels Ein- und Auskopplung zusätzlicher Wellenleistung (Power-Offtake) simuliert werden. Die betrachteten Architekturen werden jeweils für verschiedene Flugzustände und (im Falle von PHE und SPPHE) getrennt für Lade-, Schlepp- und Entladebetrieb ausgelegt, um jeweils tatsächlich die Auslegungspunkt-Berechnungsvorschrift prüfen zu können.

TAB 1. Validierungsfälle hybrid-elektrischer Architekturen

Bezeichnung	Gasturbine	el. Fan	Batterie
PHE	2W-Turbofan		ja
AT	Turboshaft	ja	
SPPHE	2W-Turbofan	ja	ja

Im parallel hybrid-elektrischen Konzept (PHE) wird die Batterieleistung mittels eines solchen Power-Offtakes in GasTurb abgebildet. Das Turbofan-Triebwerk und der verbleibende elektrische Strang sind dort verfügbar. Wichtige zusätzliche Validierungsgrößen gegenüber den konventionellen Architekturen sind hier die Batterieleistung und die elektrische Leistung, die auf die Welle umgesetzt wird. Im Ladebetrieb, d. h. mit Leistungsüberschuss auf der Niederdruckwelle, betragen die relativen Fehler nicht mehr als 0.09 %. Im Fall elektrischer Unterstützung sowie im reinen Turbofan-Betrieb mit konstanter Batterieladung sind diese auf 0.06 % begrenzt.

Die voll turboelektrische Architektur (AT) ist in GasTurb direkt darstellbar und genügt ebenfalls den Validierungskriterien. Neben dem bekannten konventionellen Turboshaft-Triebwerk bestätigt dies die Baugruppe des

elektrischen Fans, der eine Zusammenschaltung von Einlauf, Fan und Düse darstellt.

Die dritte Konfiguration in Tabelle 1, das seriell/parallel partiell hybrid-elektrische Antriebssystem (SPPHE), vereint die vorgenannten Komponenten. In GasTurb ist die Kombination verschiedener Funktionalitäten dafür notwendig: Der Generatorbetrieb wird durch ein Power-Offtake am Turbofan simuliert, der elektrische Strang wie zuvor beibehalten und erneut ein elektrischer Fan betrachtet. Für den Schub des Turbofans ergibt sich eine maximale relative Abweichung von 0.07%; der Fehler des elektrischen Propulsors ist nahe null.

4.4. Off-Design-Berechnungen für konventionelle Triebwerke

Neben den bereits eingeführten Ergebnisgrößen werden für die Off-Design-Validierung auch das Brennstoff-Luft-Massenstromverhältnis der Brennkammer β_{BK} sowie die dimensionslosen Hilfskoordinaten im Verdichter- und Turbinenkennfeld genutzt.

Für das Turbojet-Triebwerk ergeben sich in verschiedenen Betriebspunkten Fehler kleiner 0.1% mit Ausnahme des Brennstoff-Luft-Verhältnisses, das bis zu 0.3% abweicht.

Aufgrund seiner hohen Relevanz im kommerziellen Einsatz und der gegenüber dem Turbojet höheren Komplexität werden für einen zweiwelligen Turbofan insgesamt 17 Off-Design-Betriebspunkte mit verschiedenen Flugmachzahlen, -höhen und Hochdruckverdichter-Drehzahlen untersucht. Auch hier werden deutlich überwiegend die Validierungskriterien erreicht, wobei Fehler größer 0.1% teilweise bei sehr hohen relativen Drehzahlen auftreten. Werden diese Drehzahlen bei sonst unverändertem Betriebspunkt reduziert, sinken auch diese Abweichungen.

Das dreiwellige Turbofan-Triebwerk zeigt für die aufwendige zehndimensionale Iteration in einem Steigflug-Betriebspunkt für den Schub Abweichungen von bis zu 0.35% sowie für Brennstoffmassenstrom und Hilfskoordinaten der Niederdruckwelle von 0.15%. Die Übereinstimmung von Mittel- und Hochdruckwelle liegt deutlich innerhalb des gesetzten Ziels.

Ein- und zweiwelliger Turboprop erreichen Fehler deutlich unterhalb von 0.1%, wobei die größten Abweichungen im Booster auftreten und etwa an dieser Grenze liegen.

4.5. Off-Design-Berechnungen hybrid-elektrischer Triebwerke

Für hybride Architekturen ergibt sich gegenüber konventionellen Konfigurationen mindestens ein zusätzlicher zu berücksichtigender Freiheitsgrad, da die Leistungsaufteilung zwischen Gasturbine und elektrischem Fan oder Batterie nicht konstant sein muss.

Die PHE-Architektur erreicht im Ladefall und bei konstanter Batterieladung auch im Off-Design eine gute Genauigkeit. Der Entladevorgang kann hier nicht validiert werden, da die Option, zusätzliche Leistung auf die Welle einzukoppeln, in GasTurb nicht besteht. Auch die voll elektrische Konfiguration erreicht sowohl für die Wellenleistungsmaschine als auch den elektrischen Fan Abweichungen unter 0.1%.

Der Turbofan innerhalb der SPPHE-Architektur erzielt mit der rein konventionellen Maschine vergleichbare Ergebnisse. Im Ladebetrieb ergeben sich Abweichungen von bis zu 0.2%.

4.6. Diskussion

Im Auslegungspunkt darf die Berechnung der konventionellen Triebwerke, der elektrischen Komponenten und der auf diesen aufbauenden hybrid-elektrischen Architekturen als validiert betrachtet werden.

Für Off-Design-Berechnungen zeigen sich teilweise Abweichungen, die die Nutzbarkeit von TFA-LR nicht einschränken, das angestrebte Ziel von 0.1% aber verfehlen. Die möglichen Ursachen scheinen dabei weniger physikalisch, sondern eher in der technischen Implementierung begründet zu sein:

Es ist davon auszugehen, dass in GasTurb zumindest eine geringfügige Extrapolation der mittels eines tabellarischen Datensatzes definierten Standardkennfelder möglich ist, da teilweise Betriebspunkte außerhalb dieser Datenbasis erreicht werden. Im vorliegenden Modell ist hingegen ausschließlich eine Interpolation der Kennfelder vorgesehen. Auch dabei können Unterschiede entstehen: Eine einfache lineare Interpolation führt gegenüber der in GasTurb auch nutzbaren nichtlinearen Variante zu Abweichungen von bis zu 2%.

Die „Eigengenauigkeit“ der Referenz GasTurb kann abgeschätzt werden, wenn mit dessen Off-Design-Berechnungsvorschrift der Auslegungspunkt eines Triebwerks überprüft wird. Hierbei zeigen sich typische Fehler bis zu 0.1%, sodass diese Marge als Validierungsziel für ein anderes Tool wie TFA-LR als ambitioniert gelten muss. Differenzen in den Brennstoffmassenströmen und damit dem Brennstoff-Luft-Verhältnis liegen wahrscheinlich in den bei WALSH und FLETCHER [2] nicht berücksichtigten Dissoziationseffekten begründet.

Die leicht erhöhten Abweichungen komplexerer Architekturen dürften auf die aufwendigeren mehrdimensionalen Iterationen zurückzuführen sein, da in diesen größeren Gleichungssystemen allein schon der numerische Fehler wachsen muss.

In Summe darf auch die Off-Design-Validierung der konventionellen und hybrid-elektrischen Komponenten und Triebwerke als erfolgreich betrachtet werden.

5. EXEMPLARISCHE FLUGMISSION

5.1. Flugprofil

Die vorgestellte Triebwerks-Leistungsrechnung soll für eine exemplarische Flugmission ausgewertet werden, um die Fähigkeit zur vergleichenden Betrachtung verschiedener Triebwerksarchitekturen zu demonstrieren. Die Beispielmission wird mit OpenAP [5] für eine 1416 km lange Flugstrecke, der Distanz von Stuttgart nach Palma de Mallorca, generiert, wobei eine Reiseflughöhe von 37 000 ft = 11 278 m bei einer maximalen Flugmachzahl von $Ma = 0.8$ erreicht wird, Bild 3.

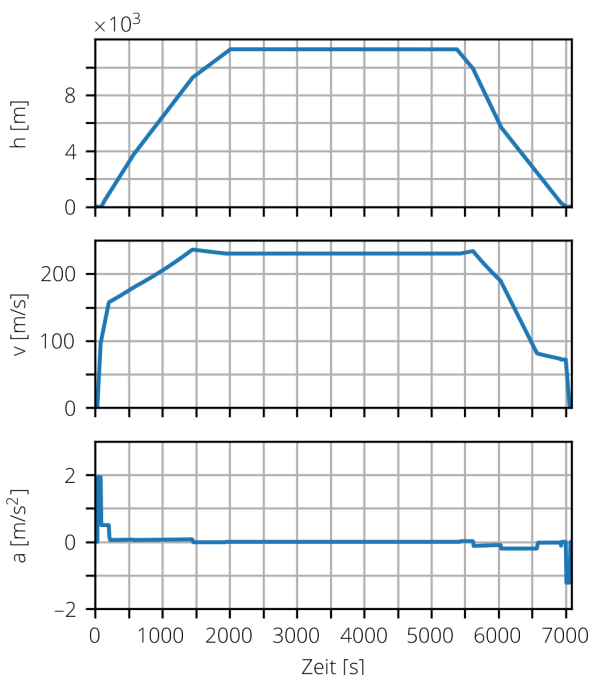


BILD 3. Exemplarisches Flugprofil

5.2. Flugzeug und Antrieb

Zum Einsatz kommt ein Airbus A320-200 mit einem maximalen Startgewicht von 78 000 kg, der von zwei CFM56-5B4/P angetrieben wird. Deren Betriebsverhalten wird angenähert, indem ein zweiwelliger Turbofan so bemessen wird, dass die in OpenAP hinterlegten Daten zum Auslegungspunkt [5] für Nebenstrom ($\lambda = 5.9$) und Totaldruckverhältnis ($\Pi_V = 27.7$), Startschub ($F = 120.1 \text{ kN}$) und einen Reiseschub ($F = 27.02 \text{ kN}$, $Ma = 0.8$, $h = 35\,000 \text{ ft}$) getroffen und die in GasTurb vorhandenen Verdichter- und Turbinenkennfelder entsprechend skaliert werden. Zum Vergleich erfolgt eine PHE-Hybridisierung mittels eines 1-MW-Elektromotors auf der Niederdruckwelle jedes Triebwerks. Die Batterie wird so bemessen, dass sie die volle Leistung (2 MW) über einen Zeitraum von 40 Minuten abgeben kann, sodass ein etwas längerer Zeitraum als der eines typischen Steigflugs mit maximaler elektrischer Unterstützung geflogen werden kann. Nach WEINRICH *et al.* [27] wird eine Metall-Luft-Batterie verbaut, deren Massenoptimum für die hier bestehenden Anforderungen bei einer Leistungsdichte von 1000 W/kg und einer Energiedichte von 700 Wh/kg liegt. Es ergibt sich bei 99% Wirkungsgrad eine Batteriemasse von 2182 kg sowie eine Gesamtmasse aller für die Hybridisierung benötigten Komponenten von 3417 kg . Mithin trägt die Batterie 64% zu dieser Massenzunahme bei, obschon eine sehr optimistische Batterietechnologie zugrundeliegt.

5.3. Betriebsstrategie

Im hybridisierten A320 wird im Startlauf die maximale elektrische Unterstützung (EM) abgerufen. Für den Steigflug wird diese auf 90% bis 95% reduziert, Bild 4, um einen stabilen Betrieb der Gasturbine, insbesondere

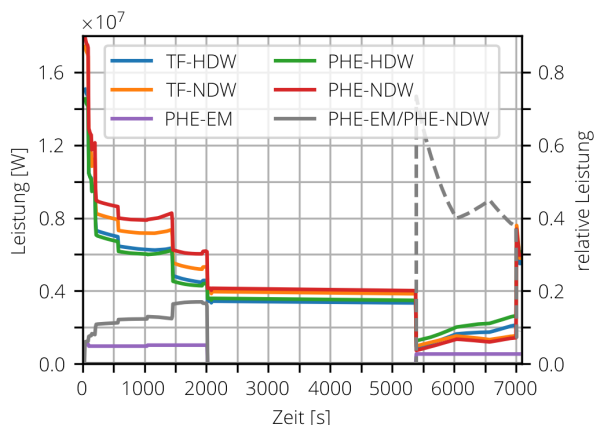


BILD 4. Leistung der Triebwerkswellen im Flugverlauf sowie absolute und relative Leistung der E-Maschine im hybridisierten Flugzeug

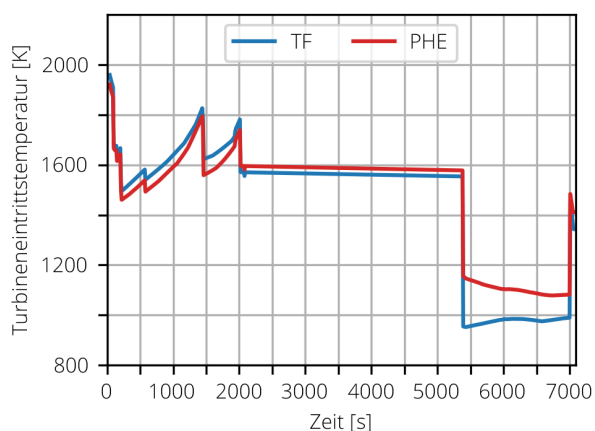


BILD 5. Totaltemperatur am Turbineneintritt

des Boosters, zu gewährleisten. Der Reiseflug erfolgt ohne E-Motor-Betrieb. Im Sinkflug wird die E-Maschine im Generatorbetrieb mit einer Leistung von 500 kW genutzt, um die Batterie wieder zu laden.

5.4. Ergebnisse

Durch die erhöhte Systemmasse des PHE-Flugzeugs steigt dessen Schubbedarf über die gesamte Mission. Dies schlägt sich gegenüber dem konventionell motorisierten A320 (TF) in einer höheren auf der Niederdruckwelle (NDW) umgesetzten Leistung nieder, Bild 4. Gleichzeitig wird die Hochdruckwelle (HDW) durch die elektrische Unterstützung beim Start und im Steigflug entlastet. Dies kehrt sich um, sobald im Reiseflug die elektrische Unterstützung entfällt, und wird im Sinkflug durch den Ladebetrieb noch einmal verstärkt. Dieser führt auch dazu, dass die Leistung der PHE-Niederdruckwelle unter die des konventionellen Triebwerks fällt, da von ihr Leistung entnommen wird. Da die Leistung der Gasturbine mit zunehmender Flugmachzahl und Höhe sinkt, die elektrische Unterstützung im Steigflug aber nahezu konstant bleibt, steigt der Anteil der elektrischen Unterstützung beständig. Während die Leistung des E-Motors beim Start nur ungefähr 6% der

auf der Niederdruckwelle umgesetzten Leistung beträgt, werden zum Ende des Steigflugs etwa 18 % erreicht. Im Sinkflug ist der relative Anteil des Generatorbetriebs noch einmal deutlich größer, aber negativ (verdeutlicht durch die gestrichelte Darstellung in Bild 4).

Dieses Verhalten schlägt sich auch im Verlauf der Totaltemperatur am Turbineneintritt nieder, Bild 5. Beim Start und im Steigflug wird das hybridisierte Triebwerk etwas kälter betrieben; seine maximale Temperatur verringert sich um 38 K oder 1.9 %. Im Reiseflug treten für die PHE-Architektur leicht erhöhte Temperaturen auf, während sich im Sinkflug durch den Ladebetrieb eine durchschnittliche Erhöhung von 136 K oder 14 % einstellt.

Im Steigflug ergibt sich für die PHE-Konfiguration ein Minderverbrauch von 134 kg Kerosin, dem 1110 kWh eingesetzte elektrische Energie entgegenstehen. Daneben ergibt sich im Reiseflug ein Mehrverbrauch von insgesamt 120 kg Treibstoff, weitere 152 kg fallen für das Laden von 490 kWh im Sinkflug an. Das PHE-Flugzeug verbraucht somit 138 kg mehr Kerosin für die gesamte Mission.

5.5. Diskussion

Die mit TFA-LR implementierte Leistungsrechnung bildet die exemplarische Mission für konventionell und hybridisiert angetriebene Flugzeuge schlüssig ab. Sowohl die Ergebnisse innerhalb eines Antriebskonzepts als auch im Vergleich untereinander erscheinen plausibel und decken sich mit den anhand der Literatur erwarteten Tendenzen [12, 14, 15].

Die hier dargestellte PHE-Konfiguration drängt sich trotz deutlich erhöhter Komplexität nicht als sparsamere Alternative zum konventionellen Antriebssystem auf. Dies ist auch darin begründet, dass die E-Maschine, die Batterie und die Betriebsstrategie für eine überzeugende Auslegung einer deutlich intensiveren Abstimmung bedürfen. Da der Fokus dieser Arbeit und der gezeigten Mission aber nicht in dem Design, sondern in der Fähigkeit zur umfassenden Berechnung ebendieses Designs besteht, darf diese Demonstration von TFA-LR als sehr erfolgreich gelten.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die vorliegende Arbeit stellt das Triebwerks-Leistungsrechnungsprogramm TFA-LR vor, das die thermodynamische Berechnung konventioneller und hybrid-elektrischer Flugantriebe entlang einer Flugmission ermöglicht und dabei eine Massen- sowie Emissionsabschätzung einschließt.

Zunächst wird die modulare Struktur des Modells beleuchtet, die eine flexible Verschaltung der implementierten Baugruppen zu einer Vielzahl von Triebwerksarchitekturen erlaubt und die einfache Erweiterbarkeit sicherstellt. Die Kerngedanken ausgewählter Module wie Off-Design-Berechnung, Emissions- und Massenabschätzung sowie Flugmissionserstellung werden dargestellt.

Die Validierung der Berechnung bedeutender konventioneller Triebwerksdesigns sowie repräsentativer hybrid-elektrischer Konzepte gegen das kommerzielle Programm GasTurb [1] zeigt sehr gute Ergebnisse, wobei

sowohl im Auslegungspunkt als auch im Off-Design für alle Architekturen typischerweise Fehler nicht größer als 0.1 % erreicht werden.

Anschließend wird eine exemplarische Flugmission generiert, auf der ein konventionell angetriebener mit einem hybridisierten A320 unter Berücksichtigung der zusätzlichen Systemmasse verglichen wird, um die Leistungsfähigkeit von TFA-LR in einer Komplexaufgabe zu demonstrieren. Die erhaltenen Ergebnisse sind plausibel und decken sich mit der verfügbaren Literatur.

Die Weiterentwicklung des Modells wird eine verbesserte Massenabschätzung, alternative Kraftstoffe und zusätzliche Triebwerksarchitekturen, bspw. mit Wärmeübertragern und Brennstoffzellen, umfassen, die dank der modularen Struktur problemlos eingebunden werden können. Damit ermöglicht TFA-LR eine noch schnellere und umfangreichere Abschätzung von thermodynamischen Größen entlang des Gaspfades sowie von Effizienz, Emissionen und Massen für die erfolgreiche Bewertung neuer Triebwerksdesigns und Missionsprofile.

Kontaktadresse:

marcus.wiegand@tu-dresden.de

Literatur

- [1] GasTurb GmbH. GasTurb 14: Design and Off-Design Performance of Gas Turbines. Nutzerhandbuch, 2021.
- [2] P. P. Walsh und P. Fletcher. *Gas Turbine Performance*. Blackwell Science, 2008. ISBN: 978-0632064342.
- [3] S. Gordon und B. J. McBride. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. Part 1: Analysis. National Aeronautics and Space Administration, Cleveland, Ohio, 1996.
- [4] B. J. McBride und S. Gordon. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. Users Manual and Program Description. National Aeronautics and Space Administration, Cleveland, Ohio, 1996.
- [5] J. Sun. *Open Aircraft Performance Modeling: Based on an Analysis of Aircraft Surveillance Data*. Dissertation, Delft University of Technology, Delft, 2019.
- [6] Europäische Kommission, Generaldirektion Mobilität und Verkehr, Generaldirektion Forschung und Innovation. *Flightpath 2050 – Europe's vision for aviation — Maintaining global leadership and serving society's needs*. Publications Office, Brüssel, 2011.
- [7] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*. The National Academies Press, Washington, DC, 2016.

- [8] C. Pernet, C. Gologan, P.C. Vratny, A. Seitz, O. Schmitz, A. Isikveren und M. Hornung. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. *Journal of Aircraft*, 52(1):341–352, 2014.
- [9] S. Sahoo, X. Zhao und K. Kyprianidis. A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft. *Aerospace*, 7(4):44, 2020.
- [10] B. Brelje und J. R. R. A. Martins. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences*, 104:1–19, 2019.
- [11] A. Seitz, M. Nickl, F. Troeltsch und K. Ebner. Initial Assessment of a Fuel Cell-Gas Turbine Hybrid Propulsion Concept. *Aerospace*, 9(2), 2022.
- [12] R. Ghelani, I. Roumeliotis, C. A. Saias, C. Mourouzidis, V. Pachidis, M. Bacic und J. Norman. Integrated Hybrid Engine Cycle Design and Power Management Optimization. In *ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, GT2023-103131, Boston, MA, 2023.
- [13] D. R. Trawick. *A Methodology for the Determination of Optimal Operational Schedules of Hybrid Electric Architectures*. Dissertation, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 2018.
- [14] M. Bieñ, K. Ziaja, N. Blanken, Y. Cao, L. Schuchard, J. Göing, J. Friedrichs, F. di Mare, A. Mertens, B. Ponick, M. Voigt und R. Mailach. Modelling Degradation Mechanisms in Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems. In *25th International Symposium on Airbreathing Engines*, ISABE-2021-157, Ottawa, 2022.
- [15] L. Schuchard, M. Bieñ, K. Ziaja, N. Blanken, J. Göing, J. Friedrichs, F. di Mare, B. Ponick und R. Mailach. A Study on Quantities Driving Maintenance, Repair, and Overhaul in Hybrid-Electric Aeroengines. In *ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, GT2023-100915, Boston, MA, 2023.
- [16] C. Svoboda. Turbofan engine database as a preliminary design tool. *Aircraft Design*, 3(1):17–31, 2000.
- [17] G. Cinar, E. Garcia und D. N. Mavris. A framework for electrified propulsion architecture and operation analysis. *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, 92(5):675–684, 2020.
- [18] C. L. Bowman and J. L. Felder and T. V. Marien. Turbo- and Hybrid-Electrified Aircraft Propulsion Concepts for Commercial Transport. *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, pages 1–8, 2018.
- [19] J. Kurzke und I. Halliwell. *Propulsion and Power*. Springer International Publishing, Cham, 2018.
- [20] C. Windemuth. Die Entropiefunktion und Betrachtung der Stoffwerte in der thermodynamischen Leistungsrechnung. Technischer Bericht, Technische Universität Dresden, Professur für Turbomaschinen und Flugantriebe, Dresden, 2021.
- [21] K. G. Kyprianidis, V. Sethi, S. O. T. Ogaji, P. Piliadis, R. Singh und A. I. Kalfas. Thermo-Fluid Modelling for Gas Turbines—Part I: Theoretical Foundation and Uncertainty Analysis. In *Volume 4: Cycle Innovations; Industrial and Cogeneration; Manufacturing Materials and Metallurgy; Marine*, Orlando, FL, 2009. Proceedings of ASME Turbo Expo 2009. ISBN: 978-0-7918-4885-2.
- [22] K. G. Kyprianidis, D. Nalianda und E. Dahlquist. A NO_x Emissions Correlation for Modern RQL Combustors. *Energy Procedia*, 75:2323–2330, 2015.
- [23] M. Nauroz. *Untersuchung der Einflüsse von geometrisch variablen Komponenten in Fluggasturbinen und ihr Potenzial zur gezielten Verbesserung des Kreisprozesses*. Dissertation, Ruhr-Universität Bochum, zgl. Forschungsbericht 2016-53, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Antriebstechnik, Köln, 2016.
- [24] A. Wulff. *Entwicklung eines Verbrennungsmodells für Brennkammern von Fluggasturbinen*. Dissertation, Technische Universität Berlin, Berlin, 2001.
- [25] International Civil Aviation Organization. ICAO Aircraft Engine Emissions Databank v29b. Datenbank, Montreal, Juni 2023.
- [26] K. Haran, N. Madevan und T. C. O’Connell. *Electrified Aircraft Propulsion*. Cambridge University Press, Cambridge, 2022.
- [27] H. Weinrich, Y. E. Durmus, H. Tempel, H. Kungl und R.-A. Eichel. Silicon and Iron as Resource-Efficient Anode Materials for Ambient-Temperature Metal-Air Batteries: A Review. *Materials*, 12(13), 2019.
- [28] C. E. Lents, L. W. Hardin, J. Rheume und L. Kohlmann. Parallel Hybrid Gas-Electric Geared Turbofan Engine Conceptual Design and Benefits Analysis. In *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Salt Lake City, UT, 2016. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [29] Flightradar24 AB. Flightradar24. Web Application, Stockholm, 2023. URL: flightradar24.com.
- [30] R. Müller. *Luftstrahltriebwerke: Grundlagen, Charakteristiken, Arbeitsverhalten*. Vieweg+Teubner, Wiesbaden, 1. Auflage, 1997.