

KOMPONENTENBASIERTE MASSENSCHÄTZUNG VON TRIEBWERKEN ZUR BEWERTUNG NEUARTIGER KONZEPTE

B. Pijanović, J. Dehmel, D. Woelki, D. Peitsch

Fachgebiet Luftfahrtantriebe, Institut für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Berlin,
Marchstraße 12-14, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Stetige Weiterentwicklungen einzelner Komponenten in Flugantrieben ermöglichen Effizienzsteigerungen des Triebwerks. Wesentlicher Einflussparameter in der Luftfahrt auf die Leistungsbeurteilung ist dabei das Gewicht des Gesamtsystems. Eine frühzeitige Einbeziehung der Effekte neuartiger Technologien auf das Gewicht ist entscheidend für eine zuverlässige Bewertung des Nutzens neuartiger Konzepte. Statistische Methoden zur Massenabschätzung von Triebwerken basierend auf empirische Daten sind für neue Konzepte ungeeignet. Demgegenüber sind komponentenbasierte Modelle zur Quantifizierung von Gewichtsänderungen im Hinblick auf den Gesamtnutzen flexibler. So könnten beispielsweise Auswirkungen der Massenänderung auf den Brennstoffverbrauch einer Flugmission hinreichend genau bewertet werden.

Dieses Paper beschäftigt sich mit der Entwicklung und der Methodik eines solchen Modells. Beispielhaft wird die Implementierung in ein bestehendes Framework zum Komponentenzooming vorgestellt. Dabei wird die Verarbeitungs- und Berechnungsmethodik auf Grundlage von aus Schnittzeichnungen komponentenweise extrahierten Punktwolken aufgezeigt, was insbesondere den Einsatz im akademischen Umfeld fördert. Abschließend werden exemplarische Ergebnisse der Massenabschätzung auf Grundlage des verwendeten Ansatzes vorgestellt.

Keywords

Konzeptstudien; Massenabschätzung; Luftfahrtantriebe

NOMENKLATUR

Symbole:

λ	$^{\circ}$	Staffelungswinkel
A	m^2	Flächeninhalt
m	kg	Masse
r	m	Radius
s	NM	Flugmissionsreichweite
V	m^3	Volumen
w	$\frac{kg}{s}$	Massenstrom
x	m	Axiale Position
y	m	Vertikale Position

Indizes:

comp	Komponente
eng	Triebwerk
f	Brennstoff
LE	Schaufelvorderkante
hub	Nabe
mean	Mittelschnitt
mission	Flugmission

pol	Polygon
rel	Relativ
sp	Schwerpunkt
tip	Blattspitze
TE	Schaufelhinterkante

Abkürzungen:

AFC	Aktive Strömungskontrolle
FAN	Fan
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
HDV	Hochdruckverdichter
HDT	Hochdruckturbine
IPSM	Interface for Performance and Secondary Air System Modeling
NDT	Niederdruckturbine
SND	Schwannenhalskanal

1. EINLEITUNG

1.1. Motivation und Zielsetzung

Die Forderung nach wirtschaftlichen und emissionsarmen Gasturbinen ist ungebrochen. Dies schließt insbesondere ihre Anwendung in der Luftfahrt als bevorzugter Antrieb mit ein. Bei Flugtriebwerken ist dabei nicht allein die Effizienz des thermodynamischen Kreisprozesses, sondern auch die Masse des Triebwerks entscheidender Einflussfaktor auf den Brennstoffverbrauch einer Flugmission (mission fuel burn). Die Etablierung neuer Kreisprozesse oder Integration neuartiger Technologien auf Komponentenebene muss den Gewichtsaspekt daher berücksichtigen.

Untersuchungen zu neuartigen Konzepten finden zweckmäßigerweise zunächst in den relevanten Disziplinen statt. Beispiele neben vielen anderen sind Tandemschaufeln in Verdichtern mit Fokus Aerodynamik [1] oder aktive Strömungskontrolle (AFC) mit Fokus Aerodynamik, auch in Kombination mit Regelungstechnik [2]. Mit diesen verschiedenen Konzepten geht zusätzliche oder alternative Hardware einher. In manchen Fällen wird auch die Geometrie bestehender Bauteile verändert [3]. Neue Kreisprozesse bedingen darüber hinaus i.d.R. radikale Änderungen in mehreren Komponenten. Beispiele hierfür sind das IRA (intercooled recuperated aero engine) [4] oder der Getriebefan [5].

Wird der Fokus zunächst auf neuartigen Technologien auf Komponentenebene gehalten, so kann das Zusatzgewicht den Nutzen einer Maßnahme stark reduzieren oder sogar für verschiedene Anwendungsbereiche annullieren [6]. Die prinzipielle Profitabilität einer Technologie im Sinne ihres Ausschöpfungspotenzials ist deshalb bereits in einem frühen Stadium von Interesse. Die theoretischen Grenzen des gewinnbringenden Einsatzes können die Ausrichtung der Arbeiten in Forschung und Entwicklung unterstützen [7]. Realistische Größenordnungen der zu erwartenden Gewichtsänderungen des Gesamttriebwerks sind daher schon zu einem frühen Zeitpunkt wünschenswert. Auf deren Basis ist die Abschätzung des Potenzials einer Maßnahme in Bezug auf den mission fuel burn erst möglich.

Naturgemäß stellt die Ableitung veränderter Triebwerksmassen, die im wesentlichen durch Geometriemodifikationen oder -ergänzungen bedingt sind, insbesondere im akademischen Bereich eine Herausforderung dar. Grund dafür stellt die schlechte Verfügbarkeit von Simulationswerkzeugen oder verlässlichen Referenzgeometrien dar. Dabei stellt die Ableitung von u.a. Triebwerksmassen ausgehend von bereits existierenden Triebwerken ein durchaus gängiges Verfahren im konzeptionellen Vorentwurf dar [8].

Das Ziel dieses Papers ist es darzustellen, dass aussagekräftige Gewichtsabschätzungen für neuartige Technologien und ihre Auswirkungen auf den mission fuel burn bereits auf Grundlage weniger Teil-

geometrien eines Referenztriebwerks durchführbar sind. Als Basis dient dabei eine im Forschungsprojekt ECOFlex-turbo 3.4.4 Flexibles Luftsystem (Förderkennzeichen 03ET70911) entwickelte sogenannte part weight method, welche u.a. von den Arbeiten Bretschneiders et al. [9] inspiriert ist und in Ansätzen in [7] vorgestellt wurde. Die Methode wurde nachfolgend weiterentwickelt und validiert. Dieses Paper widmet sich daher zunächst den methodischen Aspekten (Kap. 2). Der Schwerpunkt liegt auf der nachfolgenden Validierung (Kap. 4) und den Sensitivitätsstudien (Kap. 5). Als Grundlage hierfür dient das Geometriemodell eines Referenztriebwerks, das aus literaturbasierten Teilgeometrien einer IAE V2500 [10] erstellt ist und in Kap. 3 eingeführt wird. Abschließend weist Kap. 6 auf praktische Anwendungsmöglichkeiten der vorgestellten Methodik hin. Diese behandeln zum einen Austauschraten zwischen geänderter Triebwerksmasse und dem mission fuel burn. Zum anderen wird erläutert, wie die Methode zweckmäßig auf andere Technologiekonzepte adaptiert werden kann.

1.2. Abgrenzung zu existierenden Methoden

Für die Gewichtsabschätzungen in Triebwerken existieren diverse Methoden. Relativ einfache, empirische Ansätze ergeben sich aus Korrelationen zwischen Triebwerksgewicht und charakteristischen Kreisprozessparametern. Komplexere, aber gleichzeitig flexiblere Ansätze sind geometriebasiert, so z.B. die sogenannte featurebasierte Methodik nach [9]: Die Geometrieänderungen sind hier unmittelbar modellierbar. Moderne Vorauslegungstools wie z.B. MOPEDS [11] integrieren die Gewichtsabschätzung in einer multidisziplinären Umgebung. Die resultierenden Geometrien basieren dabei u.a. auf aerodynamischen und strukturmechanischen Vorauslegungsmodellen. Diese Modelle sind häufig niederdimensional und somit zur Durchführung umfangreicher Konzeptstudien geeignet. Eine automatisierte Verknüpfung der Geometrieauslegung und somit Massenabschätzung mit derartigen Modellen ist wünschenswert, aber aufwendig. Insbesondere im akademischen Umfeld sind solche multidisziplinären Bewertungen mit den zur Verfügung stehenden Ressourcen i.d.R. nicht durchführbar.

Die in diesem Paper weiterentwickelte und der Validierung unterzogene Methode soll auf Grundlage vorhandener Referenzgeometrien anwendbar sein. Letztere können aus verfügbaren Schnittbildern extrahiert werden. Für viele Anwendungen ist die vollständige Triebwerksgeometrie dabei verzichtbar. Unter bestimmten Voraussetzungen reichen die Geometrien einzelner Komponenten oder z.T. sogar Bauteilen aus. Da sich hierdurch der individuelle Modellierungsaufwand erheblich reduziert, ist die Methodik für einen großen Anwenderkreis und somit auch für die Anwendung in relativ kleinen Forschungsprojekten geeignet. Die Anwendungsgrenzen in Bezug auf Gültigkeit der Referenzgeometrie und eventuell

vernachlässigten, interdisziplinären Effekten ist dabei aber individuell und kritisch zu hinterfragen. Gleichwohl hält die von den Autoren durchgeführte Implementierung Schnittstellen bereit, die eine Verknüpfung mit z.B. mechanischen Modellen innerhalb eines multidisziplinären Auslegungsprozesses ermöglicht.

1.3. Schwerpunkt der Anwendung: Lokale Modifikationen

Die Signifikanz der Frage nach dem Gesamtnutzen neuartiger Technologien wurde bereits in u.a. [7] postuliert. Tatsächlich sind gegenwärtig diskutierte Innovationen in den meisten Fällen mit Hardwareänderungen und somit Gewichtsänderungen verbunden. Die bereits erwähnten neuartigen Kreisprozesse mit umfangreichen Geometrieänderungen auf Gesamtsystemebene stellen das Extrembeispiel dar. Als Kontrast hierzu kann die Änderung der Beschauung einer Turbokomponentenstufe gesehen werden, z.B. die alternative Profilierung oder Änderung der Schaufelanzahl. Solche Modifikationen stellen eine relativ geringe Gewichtsänderung dar. Zwischen diesen beiden Beispielen existieren zahlreiche Konzepte, die zumeist auf der Komponentenebene angesiedelt sind. Diese Konzepte bewirken daher primär lokale Eingriffe in die Triebwerksgeometrie. Beispiele für Konzepte, die für aktuelle Forschungsarbeiten empfohlen sind, sind u.a. [12] zu entnehmen. Die nachfolgend vorgestellte Methodik kann auf viele Technologien angewandt werden. Da alle Konzepte mit Unsicherheiten behaftet sind, gibt die Sensitivitätsstudie in Kap. 5 Aufschluss über das grundsätzlich mit dieser Methodik zu erwartende Genauigkeitsmaß. Gleichzeitig wird ein für Konzeptstudien typischer Konflikt zwischen Detaillierungsgrad, Genauigkeit und allgemeingültiger Aussagekraft der Modellierung aufgezeigt.

2. METHODE

Schnittbilder von Triebwerken, beziehungsweise verfügbare Teilgeometrien, sind die Grundlage der vorgestellten part weight method mit der eine Massenabschätzung durchgeführt werden kann.

Auf Basis von Querschnittzeichnungen werden komponentenweise Punktwolken extrahiert, welche in eine für die Methode geeignete Form als Datensatz bereitgestellt werden. Für die Extraktion der geometrischen Daten kann grundsätzlich jede beliebige Software genutzt werden, welche in der Lage ist Punktwolken an Hand von Bilddaten zu generieren und als Datensatz zu hinterlegen. Für die in diesem Paper betrachteten Anwendungsfälle ist dafür auf das Java basierte Open-Source Programm ImageJ [13] zurückgegriffen worden. Die geometrischen Daten können zur Modellbildung als einfache Textdateien oder im CSV-Format vorliegen. Diese werden zusammen mit bauteiltyp-abhängigen, zusätzlichen Informationen wie z.B. Art des Bauteils, Materialdich-

te, Anzahl oder Profilform in einer XML-Eingabedatei gesammelt und bilden die Berechnungsgrundlage für das Modell. Dabei wird im ersten Schritt aus den Datenpunkten mittels geschlossener Polygone der Flächeninhalt A_{pol} und Flächenschwerpunkt mit den Koordinaten (x_{sp}, y_{sp}) mittels folgender Gleichungen 1, 2 und 3 bestimmt.

$$(1) A_{pol} = \frac{1}{2} \left| \sum_{i=1}^{N-1} (x_i y_{i+1} - x_{i+1} y_i) \right|$$

$$(2) x_{sp} = \frac{1}{6A} \sum_{i=0}^{N-1} (x_i x_{i+1}) (x_i - y_{i+1} - x_{i+1} y_i)$$

$$(3) y_{sp} = \frac{1}{6A} \sum_{i=0}^{N-1} (y_i y_{i+1}) (x_i - y_{i+1} - x_{i+1} y_i)$$

Darauf folgend wird je nach Topologie des Bauteils das Volumen über unterschiedliche Methoden berechnet. Die aus den Volumina abgeleiteten Einzelmassen werden akkumuliert und ergeben als Resultat die Massenabschätzung der gesamten Maschine. Zusätzlich wird eine Aufteilung der Komponentenmassen auf das Gesamtgewicht der Maschine gebildet. Bei der Datenaufnahme der Punktwolken wird eine systematische Kategorisierung der Bauteile gefordert, um die eindeutige Zugehörigkeit der einzelnen aufgenommenen Bauteile sowie ggf. deren Subelemente zu den entsprechenden Komponenten zu garantieren. Die Komponenten entsprechen dabei z.B. Fan, Hochdruckverdichter, Brennkammer, Hochdruckturbine etc. Die gewählte Systematik wirkt sich natürlicherweise und methodisch bedingt direkt auf die resultierende Massenaufteilung der Komponenten aus. Die für die Validierung der Methode angewandte Kategorisierung wird in Kap. 4.2 vorgestellt.

2.1. Bauteiltypen

Die Methodik folgt prinzipiell der vereinfachten Form einer geometrischen Modellierung der Bauteile. Aus 2D-Schnittzeichnungen werden dreidimensionale Körper oder anders formuliert die Volumina der Bauteile abgeleitet.

Zur strukturierten und übersichtlichen Aufnahme der Geometrien wird das Triebwerk in Haupt- und Subkomponenten eingeteilt. Unter anderem werden als Hauptkomponenten bezeichnet:

- Fan
- Booster
- Schwanenhalskanal (SND)
- Hochdruckverdichter (HDV)
- Brennkammer
- Hochdruckturbine (HDT)
- Niederdruckturbine (NDT)
- Nebenstromkanal
- Triebwerksgondel (Nacelle)

Diese Hauptkomponenten werden zum Teil weiter in Subkomponenten und Einzelbauteile unterteilt.

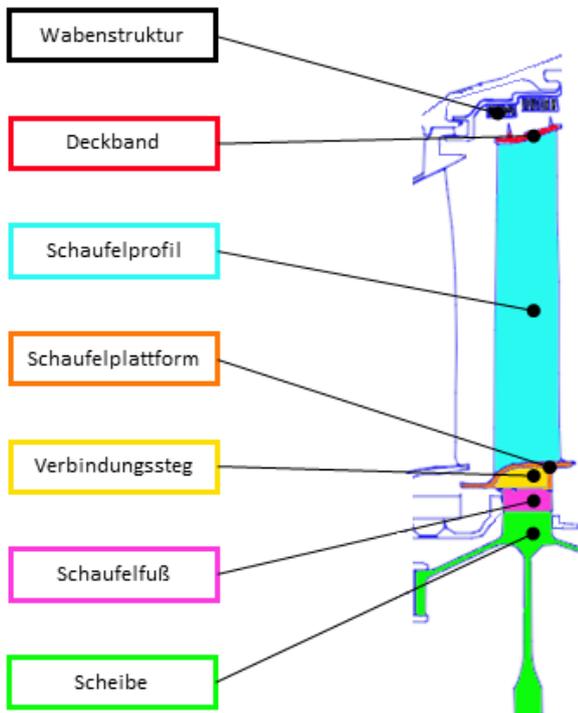


BILD 1. Stufe der NDT als Subkomponente mit weiterer Differenzierung in Bauteile bzw. Elemente, modelliert auf Grundlage einer Darstellung aus [14]

In Abb. 1 ist beispielsweise die Rotorstufe einer NDT als Subkomponente dargestellt.

Der Rotor wiederum wird in folgende Elemente untergliedert:

- Wabenstruktur
- Deckband
- Schaufelprofil
- Schaufelplattform
- Verbindungssteg zwischen Schaufelplattform und Schaufelfuß
- Schaufelfuß
- Scheibe

Diese Elemente zusammengefügt bilden bestimmte Bauteile. So setzen sich die Rotorschaukeln der Turbine aus den Elementen Schaufelfuß, Verbindungssteg, Schaufelplattform, Schaufelprofil und ggf. Deckband zusammen. Diese Unterteilung ermöglicht es allgemein, im späteren Verlauf verschiedenen Bauteilen und auch den Elementen von zusammengeführten Baugruppen unterschiedliche Materialien und somit unterschiedliche Dichten zuzuordnen.

Es werden sämtliche betrachteten Bauteiltypen in der Methode vereinfacht in folgenden Kategorien modelliert:

- (i) Axial oder radial rotationssymmetrische Körper mit beliebiger Basisfläche (Abb. 2 (i)): z.B. Turbinenscheiben & Triebwerksgondel
- (ii) Linear extrudierte Flächen (Abb. 2 (ii)): z.B. Struts
- (iii) Hohlzylinder mit geringer Wandstärke (Abb. 2 (iii)): z.B. Rohrleitungen

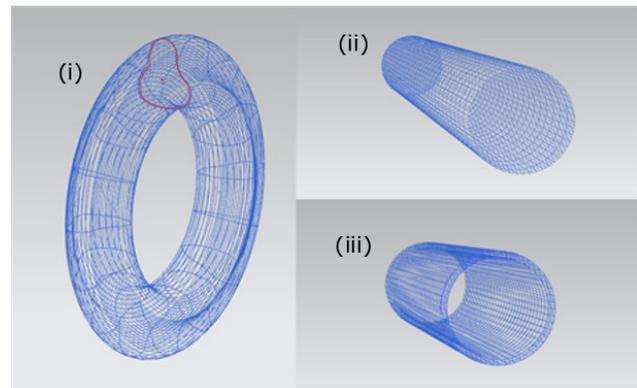


BILD 2. Geometrische Betrachtung der Bauteile im Modell

- (iv) Profilbasierte oder profilierte Geometrien: z.B. Beschaukelung der Turbokomponenten & Struts mit Profilform (Abb. 3)

Aufgezeigte Volumina (s.a. Abb. 2) lassen sich prinzipiell mit Zuhilfenahme von geometrischen Zusammenhängen ohne Weiteres erschließen. Die unter (i) kategorisierten rotationssymmetrischen Volumina werden mit zuvor berechneter Flächeninhalte gemäß folgender Formel 4 für geschlossene Polygone ermittelt.

$$(4) \quad V = A_{pol} \cdot 2\pi \cdot r_{sp}$$

Auf die Berechnungsweise der Kategorie (iv) der profilbasierten Bauteile wird nachfolgend eingegangen.

Die profilierte Geometrie wird anhand eines zuvor ausgewählten Basisprofils in drei radial äquidistanten Segmente diskretisiert. Dies erfolgt wie in Abb. 3 beispielhaft dargestellt. Das aus der Punktwolke generierte Polygon wird mit einem Basisprofil so überlagert, dass das Volumen der Originalgeometrie angenähert wird. Zur Überlagerung der Profile werden fest definierte Punkte benötigt, um eine geeignete Skalierung und Projektion der Basisprofile zu gewährleisten, siehe Abb. 3. Für diese liegen per se keine expliziten Informationen in der Eingabedatei vor, weshalb ein automatisiertes Verfahren für die Definition der Fixpunkte implementiert worden ist. Hierbei werden die vom Flächenschwerpunkt des Polygons am weitesten entfernten Punkte als Stützpunkte genutzt. Darauf basierend werden in axialer Richtung auf halber Länge Punkte zur Bestimmung der mittleren Höhe des Polygons festgelegt. Ferner wird ein Skalierungsfaktor für die Profile an der Nabe respektive Blattspitze der Schaufelgeometrie ermittelt. In radialer Richtung, in Höhe des Eulerradiuses, werden an Schaufelvorder- und -hinterkante je ein weiterer Fixpunkt definiert, sodass das Profil für das mittlere Volumen geeignet skaliert werden kann. In der Eingabedatei kann für jedes Segment ein unterschiedliches Basisprofil hinterlegt sein, um so beispielsweise eine Verwindung der Schaufelgeometrie zu modellieren. Auf diese Weise wird im Modell grundsätzlich die Möglichkeit geboten, die Topologie von aerodynamisch dreidimensional ausgelegten

Schauelformen anzunähern. Weiterhin kann den Profilen ein Stafflungswinkel λ zugewiesen werden, um auch diesem Einflussfaktor auf das Volumen Rechnung zu tragen.

An dem Verarbeitungsverfahren der Punktwolken für profilierte Geometrien zeichnen sich zwei Ungenauigkeiten ab. Zum Einen wird die Geometrie durch die Diskretisierung nicht vollständig erfasst. Eine Erhöhung des Detaillierungsgrades der Methodik wäre durch weitere Diskretisierung durchaus möglich. Zum Zweck einer Massenschätzung für die betrachteten Anwendungsfälle, die sich üblicherweise im Stadium des konzeptionellen Vorentwurfs bewegen, ist diese Detaillierung aber tendenziell nicht gewinnbringend. Zum Anderen kann sich eine Fehlerquelle auf Grundlage der Punktwolken der Schauelfprofile im meridionalen Schnitt ergeben, da an dieser Stelle die sichtbaren Schauflervorder- und -hinterkanten von den tatsächlichen abweichen können. Mit einer detaillierten Datengrundlage stellt sich dieser Fehler allerdings nicht zwangsläufig ein. Ein weitere Fehlerquelle bei der Datenverarbeitung der Profilkpunktwolken ist systematisch bedingt. Hier ist es möglich, dass bei Messungen von zu stark geneigten profilierten Geometrien in der meridionalen Ansicht die Fixpunkte des Profils fehldefiniert werden. Dies ist der Methodik hinter dem automatisiertem Verfahren zur Ermittlung der Punkte geschuldet. Dabei wird das Profil vom Flächenschwerpunkt aus mit einer Horizontalen und Vertikalen in vier Quadranten unterteilt. Für jeden Quadranten werden die Punkte mit größter Distanz zum Ursprung als Fixpunkte des Profils zur weiteren Verarbeitung definiert. Liegt nun eine zu große Winkelstellung des Profils vor, liegen die zu ermittelnden Punkte außerhalb des vorgesehenen Quadranten und eine korrekte Definition ist für den implementierten Algorithmus nicht mehr möglich. Deshalb wurde in der Eingabedatei ein zusätzlicher Parameter als Korrekturwinkel vorgesehen, welcher vom Benutzer gegebenenfalls angepasst werden kann und eine valide Berechnung ermöglicht.

2.2. Implementierung in IPSM und gekoppelte Modelle

Die Implementierung der Methodik erfolgte in der Programmiersprache Java unter Ausnutzung des Paradigmas der Objektorientierung. Alle mit Bauteilgeometrien assoziierten Aspekte sind in einer Bibliothek zusammengefasst, die der vom Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin entwickelten Simulationsumgebung IPSM (Interface for Performance and SAS Modeling) [7] als optionales Plugin zugeschaltet werden kann. Auf diese Weise kann die Methodik innerhalb komplexer gekoppelter, mitunter multidisziplinärer Modelle verwendet werden. Die Bibliothek ist dabei selbst von IPSM proprietären Bibliotheken abhängig. Dazu gehört insbesondere eine Bibliothek zur Auswertung von 2D- und 3D-Geometrien - hier ist auch der Formelapparat zur Auswertung von Volumen und

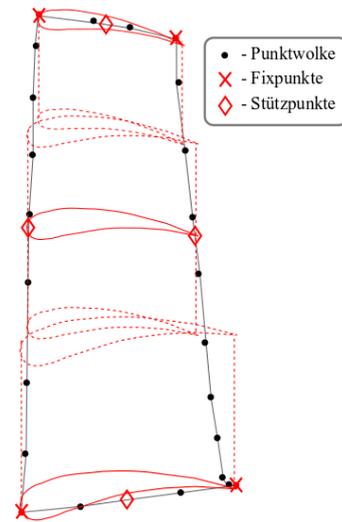


BILD 3. Diskretisierungsverfahren am Beispiel der Punktwolke eines Schauflerprofils im meridionalen Schnitt

Trägheitsmomenten integriert - sowie eine in einer Bibliothek gebündelten Materialdatenbank.

Die Geometrie der Maschine bzw. der zu berücksichtigenden Komponenten und Bauteile wird über eine XML-Eingabedatei definiert. Die Hierarchie der Baumstruktur innerhalb dieser Datei sieht auf der ersten Verzweigungsebene die Unterscheidung der Komponenten und auf der nachfolgenden Ebene die Zuweisung der Bauteile vor. Alle Komponenten und Bauteile werden mit eindeutigen Namen bezeichnet.

Typische Einträge zur jeweiligen Bauteildefinition sind die Typisierung des Bauteils sowie im Bedarfsfall die Typisierung der Elemente, deren Anzahl, die Materialdichte oder ein Materialschlüssel sowie in den meisten Fällen der Verweis auf eine separate Datei, die die Punktwolke und somit die Basisgeometrie enthält. In der Regel wird für jedes Bauteil eine solche gesonderte Datei angelegt, was zwar die Anzahl der benötigten Dateien erhöht, aber hinsichtlich Austauschbarkeit, Rückverfolgbarkeit und Versionierung im Allgemeinen günstig ist. Für manche Bauteile oder deren Elemente können zusätzliche Angaben benötigt werden. So benötigen profilierte Schaufler z.B. entweder den Link zu einer Datei, welche die Profilgeometrie enthält, oder den durch ein Schlüsselnamen gekennzeichneten Verweis zu einem bereits in die Bibliothek integrierten Profil.

Die Basisgeometrien können bei Verwendung der Methodik in Simulationen mit IPSM modifiziert werden, z.B. durch Anwendung von Skalierfaktoren oder radialer Verschiebungen. Es ist auch prinzipiell möglich, die Geometrien während der Simulation komplett neu zu definieren.

Die in diesem Paper verwendete Geometrie wird im nachfolgenden Kapitel vorgestellt. Für die spätere Applikation zur Auswertung des Gewichtseffekts auf den mission fuel burn wird das bereits in [7] vorgestellte gekoppelte Modell verwendet (Kap. 6). Dieses schaltet im Wesentlichen die Massenabschätzung

m_{eng} einem iterativen Prozess vor, der verschiedene, repräsentative Betriebspunkte einer Flugmission auswertet und dabei seinerseits das Leistungsrechnungsmodell des Referenztriebwerks mit einem vereinfachten Flugzeugmodell verknüpft. Dabei setzt das Flugzeugmodell auf Grundlage des aktuellen Gesamtgewichts vom Flugzeug eine Schubanforderung, die ihrerseits als Zielgröße im Leistungsrechnungsmodell vorgegeben wird. Der wesentliche Output des Leistungsrechnungsmodells ist der aktuelle Brennstoffmassenstrom w_f , der integriert über die Dauer der Flugmission schlussendlich den mission fuel burn $m_{f,mission}$ ergibt. Für weiterführende Details sei auf [7] verwiesen.

3. REFERENZMODELL

Im folgenden Abschnitt wird das verwendete Referenzmodell zur Bestimmung der Triebwerksmasse erläutert.

3.1. Referenztriebwerk & -geometrie

Das ausgewählte Referenztriebwerk bildet das vom Konsortium International Aero Engines entwickelte Triebwerk IAE V2500-A5. Dabei werden Schnittbilder öffentlich abrufbarer Teilgeometrien verwendet, die Baugruppen oder ganze Komponenten des Triebwerks abbilden. Ein Beispiel hierfür ist die Zeichnung der Niederdruckturbine in [14].

Die Geometrien der zuvor genannten Komponenten werden als Punktwolken aufgenommen. Dabei wird die in Kap. 2 bereits vorgestellte Software ImageJ verwendet. In Abb. 3 ist eine solche Punktwolke beispielhaft dargestellt. Die so aufgenommenen Punktwolken werden dann im weiteren Verlauf gemäß den Ausführungen in Kap. 2 zur Massenbestimmung verwendet. Allerdings ist die Massenberechnung nicht für jedes Bauteil trivial. Als Beispiel wird hier die Schnittfläche von Schaufelfüßen angeführt. Aus den Schnittbildern ist es nicht möglich, diese Querschnitt zu entnehmen. Die fehlenden Daten werden über eine statistische Erhebung ermittelt. Dazu wurden 15 Turbinen- und 21 Verdichterschaufeln vermessen und deren geometrische Daten aufgenommen. In Abb. 4 sind die hierfür ausgewerteten Schaufelparameter dargestellt.

Über eine arithmetische Mittelung wurden Standardwerte definiert. Diese werden bei unzureichender Datengrundlage verwendet, also auch im Fall des Referenztriebwerks. Es sei angemerkt, dass die Anzahl der hierfür ausgewerteten Schaufeln gering ist. Eine Erweiterung des Datensatzes ist daher empfehlenswert. Im Rahmen des hier vorgestellten Modells wird die Datengrundlage aber als ausreichend bewertet.

Auch die Schaufelprofile können nicht aus den Schnittbildern ermittelt werden. Um diese dennoch abbilden zu können, wurde hierfür eine Profilibibliothek integriert. In dieser sind verschiedene typische Profile der gängigen Hauptkomponenten hinterlegt. Unter anderem werden Profile der NACA- und C4-



BILD 4. Elemente und verwendete Nomenklatur im Schaufelfußbereich

Serien sowie Profile des NASA EEE verwendet ([15] u.a.).

Darüber hinaus wurde neben der Profilibibliothek auch eine Materialdatenbank genutzt, sodass den einzelnen Komponenten und spezifischen Bauteilen gängige Materialien zugeordnet werden können [16], [17]. Diese Grundlage wird durch diverse Datenblätter ergänzt, in denen Legierungen bestimmten Anwendungsbereichen in Gasturbinen zugeordnet sind.

3.2. Nicht modellierte Bauteile

Nicht alle Bauteile des Triebwerks werden im verwendeten Geometriemodell abgebildet. Zum einen ist es für den Zweck von Konzeptstudien nicht notwendig, alle Bauteile zu berücksichtigen. Zum anderen ist die Modellierung mancher Bauteile nicht möglich. Der Grund für letzteres sind ungenaue oder unzureichende Informationen in den Schnittbildern. Beispielsweise ist bei einigen Bauteilen die Anzahl, Ausprägung und Profilierung nicht ersichtlich (s.o.). Dies betrifft z.B. auch die Brennkammer und die Anzahl ihrer Brennköpfe. Auch die Anzahl der Struts und deren Profilierung ist unbekannt und kann nur abgeschätzt werden. Speziell die Lagerkammern sind nicht abbildbar, da weder der Typ der Lager, noch deren genauer Aufbau (z.B. Anzahl der Roll-/Wälzelemente) bekannt ist. Des Weiteren stellt die Nacelle eine große Komponente dar, welche auf der verfügbaren Basis nur in Teilen aufgezeichnet wurde und darüber hinaus unter der Verwendung weiterer Annahmen ausgewertet wurde. Hier ist neben den Materialien und Wandstärken der Segmente sowie neben diversen kleineren Elementen beispielsweise auch die Struktur der integrierten Helmholtzresonatoren unbekannt. Weiterhin sind Bauteile in

Schnittbildern überhaupt nicht oder nur teilweise dargestellt. Hierzu zählen unter anderem Anbauteile, wie z.B. Elektro- und Rohrleitungen, Regelungskomponenten wie die FADEC, die Gearbox aber auch die Triebwerksaufhängung. Rohrleitungen werden entweder bestimmten Komponenten zugeordnet - ein Beispiel hierfür ist die aktive Spaltkontrolle der NDT - oder in einer häufig als External bezeichneten Kategorie gesammelt.

3.3. Gekoppeltes Modell

In Kap. 2.2 wurde bereits die technische Kopplung von Modellen besprochen, die die Untersuchungen zu den Auswirkungen veränderter Triebwerksmassen auf den mission fuel burn möglich machen. Für die Referenzmaschine liegt zu diesem Zweck neben dem mit der oben beschriebenen Methode umgesetzten Geometriemodell auch ein Leistungsrechnungsmodell vor. Die Aufgabe des Leistungsrechnungsmodells ist die thermodynamische Simulation der Referenzmaschine in ihrer Gesamtheit. Das verwendete, auch als Leistungsrechnungssynthese bezeichnete Verfahren abstrahiert dabei die für den Kreisprozess unmittelbar relevanten Triebwerkskomponenten. Dieses sind neben den Turbokomponenten und der Brennkammer auch Strömungskanäle, die Düse, die Wellen und das Sekundärluftsystem. Als Leistungsrechnungsprogramm wurde die Software GTlab-Performance [18] verwendet. Das Modell selbst entspricht dem Leistungsrechnungsmodell aus [7], das seinerseits von [19] abgeleitet ist.

Die Masse des Triebwerks hat keine direkte Auswirkung auf den Kreisprozess der Maschine. Vielmehr schlägt sich eine Änderung der Masse entweder in einem veränderten Flugmissionsprofil oder einer der Masse angepassten Schubanforderung nieder. Aus diesem Grund ist ferner die Modellierung der Flugmission und des Flugzeugs selbst notwendig. Letzteres wird durch eine Modellierung der am Flugzeug angreifenden Kräfte vorgenommen und ist im Wesentlichen vom in [6] vorgestellten Verfahren abgeleitet. Die Flugmission selbst ist von Daten von [20] abgeleitet und behält in [7] vorgestellte Anpassungen bei.

Es ergibt sich somit ein gekoppeltes Modell, das neben dem Geometriemodell auch das Leistungsrechnungsmodell des Triebwerks sowie das Kräftebilanzierungsmodell des Flugzeugs enthält. Die Flugmission selbst ist durch Vorgabe von Betriebspunkten integriert, die jeweils als Teilsimulation des gesamten Modells interpretiert werden können. Das vollständige Verfahren hierzu wurde umfassend in [7] vorgestellt. Es wird mit Ausnahme folgender zwei Anpassungen für die Simulationen in diesem Paper adaptiert:

- 1) Die erweiterte, finalisierte Methode zur Gewichtsabschätzung bezieht nun auch alle in Kap. 2 genannten Hauptkomponenten und ihre Subkomponenten mit ein.
- 2) Die Eckpunkte der Trajektorie der Flugmission wurden beibehalten. Jedoch werden für Studien des Einflusses der Flugmissionslänge s die

Operationszeit im Reiseflug jeweils angepasst. Demgegenüber bleiben die Flugphasen Take-Off, Steig- und Sinkflug unverändert.

4. VALIDIERUNG

Die hier im Detail diskutierten Geometrien sind der Literatur entnommen. Gleichzeitig zielt die vorgestellte Methodik darauf ab, die Hauptkomponenten auf einem hohen Detailgrad abzubilden. Der Validierung einzelner Bauteile auf Grundlage echter Daten sind dabei aber Hürden gesetzt. Dies folgt aus der Nichtverfügbarkeit von Vergleichsmassen des Referenztriebwerks.

- Absolute Werte sind für die Komponenten und insbesondere einzelne Bauteile nicht veröffentlicht. Für akademische Arbeiten besteht somit i.d.R. kein direkter Zugang zu entsprechenden Validierungsdaten.
- Wenn ein Triebwerk aus einem Zusammenschluss verschiedener Firmen entwickelt wird, kann selbst für die beteiligten Industriepartner die Datenbasis eingeschränkt sein.

Als Alternative wird daher nachfolgend ein Validierungsansatz vorgestellt, der den Fokus auf die Plausibilität der akkumulierten Bauteilgewichte legt. Dabei bleibt jedoch aus genannten Gründen eine exakte Validierung einzelner Bauteile aus.

4.1. Grundlage des Validierungsansatzes

Grundlage des Ansatzes bilden empirische Auswertungen von Komponenten und ihrer einzelnen Bauteile. Donus et al. [8] untersuchten die Genauigkeit verschiedener Modellierungsansätze für die Bestimmung von Triebwerksmassen im konzeptionellen Vorentwurf. Die Auswertung umfasste sechs verschiedene Nebenstromtriebwerke unterschiedlicher Bauarten. Zu den einzelnen Triebwerken wurden die verfügbaren Bauteile hinsichtlich ihrer Massen ausgewertet. Als wesentliche Resultate wurden die jeweiligen Gewichtsanteile der Komponenten präsentiert. Darüber hinaus wurden für die Turbokomponenten auch die durchschnittlichen Gewichtsanteile von vier Bauteiltypen angegeben, nämlich von den Komponentengehäusen, Scheiben, Stator- und Rotorschaukeln.

Ein Vergleich der in diesem Paper verwendeten Referenzmaschine mit den in [8] präsentierten Komponentenanteilen ergibt, dass das Komponentensetup von zwei untersuchten Triebwerken die Konfiguration der Referenzmaschine hinreichend abbildet. Entscheidend hierbei ist die Konfiguration des kompletten Niederdruckverdichtersystems, das aus einem Fan, einem Booster und einem SND besteht. Auch ohne die Gewährleistung, dass die Referenzmaschine von Donus et al. untersucht wurde, erscheint ein Vergleich von Komponentengewichten mit den Ergebnissen dieser beiden Triebwerke gerechtfertigt.

Bei der Verwendung der Daten aus [8] ist zu beachten, dass die Zuordnung einzelner Bauteile zu

bestimmten Komponenten entsprechender Konventionen bedarf. Die Zuweisung der Bauteiltypen Gehäuse, Scheibe und Schaufeln zu den jeweiligen Turbokomponenten ist dabei obligatorisch. Für eine Reihe anderer Bauteiltypen ist die Zuordnung jedoch nicht trivial. Dies betrifft z.B. Bauteile wie die Niederdruckwelle. Diese wird mit der vorgestellten Methodik prinzipiell als eigene Komponente behandelt, ist aber in den Untersuchungen von Donus et al. auf andere Komponenten aufgeteilt. Selbiges gilt für die Hochdruckwelle. Bei dieser ist anzumerken, dass sie nur aus den Bauteilen gebildet ist, die nicht bereits als Scheiben unmittelbar den Turbokomponenten zugewiesen sind.

Zum Zwecke der Validierung werden die Komponenten daher nicht so separiert diskutiert, wie es die Methode prinzipiell vorsieht. Vielmehr wird versucht, die Domänen der Komponenten in [8] zu verwenden, wenngleich nicht alle aus den beigegeführten Abbildungen eindeutig ableitbar sind. Hierauf wird im nachfolgenden Unterkapitel detaillierter eingegangen. Über die Validierung der Komponentenmassen hinaus ermöglichen die bereits angesprochenen Massenanteile von Bauteilgruppen der Turbokomponenten weiterführende Validierungsmöglichkeiten. Es ist prinzipiell möglich, Rückschlüsse auf die Plausibilität dieser Bauteilgruppen zu ziehen. Allerdings ist dabei zu beachten, dass die entsprechenden in [8] dargestellten Anteile bereits durch Mittlung aus allen sechs untersuchten Triebwerken einer relativ großen Ungenauigkeit unterliegen können. Dieser Eindruck wird auch durch die unterschiedlichen Konfigurationen dieser Triebwerke verstärkt, so dass offen bleibt, wie belastbar eine Validierung anhand dieser Daten sein kann. Aus diesem Grund wurde für die Arbeiten an diesem Paper darauf verzichtet, die Validierung bis zur Baugruppenebene zu vertiefen.

4.2. Kategorisierung

Zur Validierung anhand der in [8] verfügbaren Massenanteile von Komponenten wird die in Abb. 5 abgebildete Zuordnung verwendet. Diese orientiert sich an der in Donus et al. an einer Triebwerksgeometrie dargestellten Kategorisierung. Demnach werden wie bereits angesprochen insbesondere Bauteile der Niederdruck- und Hochdruckwelle den Turbokomponenten zugeordnet.

Insbesondere die Domäne des Fans wird hierdurch stark erweitert, da diesem der Großteil der Niederdruckwelle sowie ein Segment des Nebenstromkanals zugeordnet wird. Der Nebenstromkanal selbst tritt als keine individuelle Komponente in der Validierung auf. Im Falle des Referenztriebwerk wird der Nebenstromkanal hauptsächlich durch die Nacelle und mit einem kleinen Teil durch den Fan repräsentiert.

Für die Validierung wird somit eine Vielzahl rotations-symmetrischer Bauteile (Scheiben, Gehäuse, Wellen, Schaufelplattformen und -deckbänder) und eine Auswahl diskreter Bauteile (Schaufelprofile, Aktuatorwel-

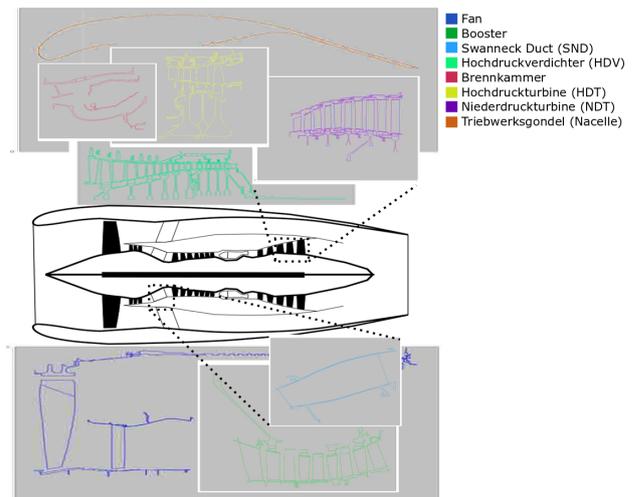


BILD 5. Komponentenaufteilung zur Validierung anhand [8]

len) berücksichtigt. Wie bereits in Kap. 3.2 beschrieben, sind aus Gründen der Verfügbarkeit von Daten eine Reihe von Bauteilen nicht modelliert. Dies betrifft zum einen Bauteile, die auch in [8] der Kategorie unmodellierter Massen zugerechnet werden kann. Zum Teil sind allerdings auch Massen betroffen, die gemäß der in Abb. 5 vorgenommenen Kategorisierung Bestandteil der Validierungsdaten sind. In diesem Sinne ist zu erwarten, dass die vom Modell berechneten absoluten Massen und somit auch die Massenanteile der Komponenten in Bezug auf das Gesamttriebwerk unter den Validierungsdaten liegen.

4.3. Massenanteile der Komponenten an der Gesamtmasse

Die folgende Auswertungen stellen die modellierten Komponentenmassen in Bezug zur Gesamtmasse m_{eng} des Referenztriebwerks dar. Letztere ist mit $m_{eng} = 2404 \text{ kg}$ gelistet [10].

Die Massenanteile der Komponenten, wie es die Auflösung der beschriebenen Methodik vorsieht, ist Abb. 6 zu entnehmen. Die Masse der NDT, die in relativ guter Qualität aus der Zeichnung aus [14] extrahiert wurde, ergibt sich danach unter den getroffenen Annahmen zu Schaufelprofilen, Materialien etc. zu ca. 280 kg . Die Angaben aus [8] und [11], denen nach die NDT als isolierte Komponente verhältnismäßig schwer und in vergleichbarer Größenordnung mit dem Fan ist, wird hier bestätigt.

Die Nacelle wird als schwerste Komponente ermittelt. Bei dieser ist zu beachten, dass sich die Geometriebildung auf eine besonders limitierte Datenbasis stützt. Insbesondere die Wanddicken sind bei dieser Komponente geschätzt. Zwar bildet die Nacelle keinen typischen, unmittelbaren Forschungsschwerpunkt im akademischen Umfeld, ist jedoch aufgrund ihrer Masse und des Gondelwiderstands von Längänderungen des Triebwerks betroffen. Ihre Verkürzung kann daher wesentlich über das Potenzial einer neuartigen, im Kerntriebwerk verordneten Technolo-

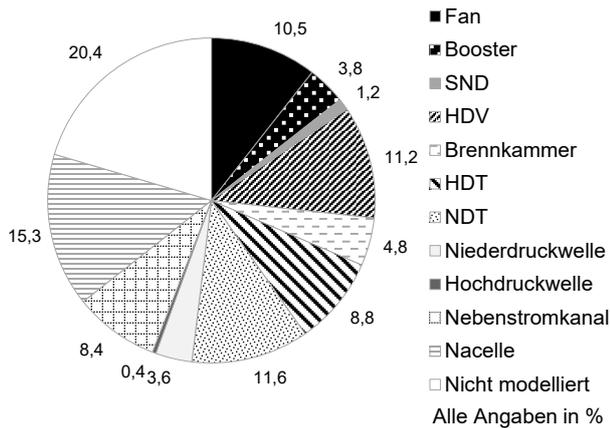


BILD 6. Massenanteile der modellierten Komponenten und nicht modellierten Teile bezogen auf die Gesamtmasse des Triebwerks

gie beitragen. Dieser Aspekt wird in Kap. 6.3 noch weiterführend behandelt.

Abbildung 6 gibt weiterhin den Anteil der Gesamtmasse an, der nicht modelliert ist. Dieser basiert auf der zuvor eingeführten Referenzmasse des Gesamttriebwerks. Ein tendenziell kleiner Anteil der nicht modellierten Bauteile ist dabei den abgebildeten Komponenten anzurechnen, der größere den angesprochenen nicht modellierten Komponenten sowie Externalen. Eine exakte Aufteilung ist diesbezüglich nicht möglich.

Als erste wesentliche Validierungsaussage kann aus dem Anteil der nicht modellierten Bauteile aber folgendes abgeleitet werden:

- I. Knapp 80 % der Masse werden im verwendeten Modell direkt abgebildet.

Abbildung 7 stellt nun die ermittelten Komponentenmassen mit den von Donus et al. ermittelten Verteilungen in Zusammenhang. Im Diagramm ist demnach die Zuweisung von Komponenten wie den Wellen u.a. gemäß Kap. 4.2 umgesetzt. Die Abbildung enthält dazu neben den modellierten Werten auch die Minimal- und Maximalwerte der Vergleichstriebwerke aus [8]. Es zeigt sich, dass der Fan und die Brennkammer innerhalb des Wertebereichs der Vergleichstriebwerke liegen. Die Massen aller anderer Komponenten werden unterschätzt. Für die Turbokomponenten fällt der Unterschied dabei gering aus. Nur die Schätzung der Masse des SND verfehlt deutlich die Vergleichswerte. Allgemein ist die Unterschätzung durch nicht modellierte Bauteile zu erklären. Bei diesen handelt es sich im besonderen um folgende:

- Booster: Aktuatorik und Abblasventile.
- SND: Struts und Rohrleitungen, die durch die Struts geführt werden. Da somit nur die Kanalwände modelliert sind, ergibt sich hier eine deutliche Abweichung zu der zu erwartenden Gesamtmasse der Komponente.

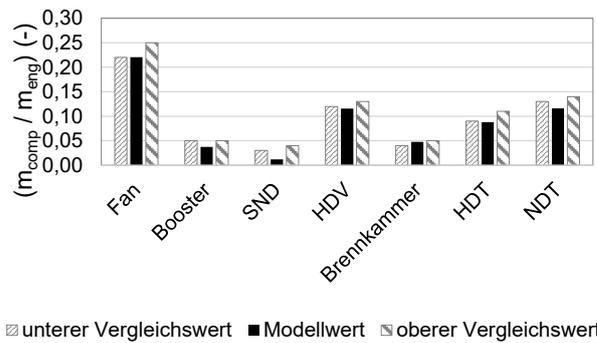


BILD 7. Massenanteile der modellierten Komponenten, kategorisiert nach und verglichen mit Donus et al. [8]

- HDV: Wirbelreduzierer, Abblasventile und deren Verrohrung.
- HDT: Linersegmente und Dichtungselemente inklusive deren Wabenstrukturen, deren Dichte nicht zuverlässig abgeschätzt werden kann.
- NDT: Linersegmente und Wabenstrukturen sowie die aktive Spaltkontrolle. Letztere besteht aus mehreren, außerhalb der eigentlichen Turbokomponente angeordneten Rohre.

Die Abweichungen der prognostizierten Komponentenmassen von den zu erwartenden Werten sind dabei weitestgehend durch eben diese nicht modellierten Bauteile erklärbar. Weitere Unsicherheiten ergeben sich z.B. aus abweichenden Materialien, Schaufelprofilen und weiteren Vernachlässigungen in der Geometrieerfassung, wie z.B. die Nichtberücksichtigung von Verbindungsmaterial (Schrauben etc.). Letztendlich bleibt natürlich auch die Genauigkeit der verwendeten Schnittbilder eine potenzielle Fehlerquelle.

Die Nacelle als schwerste Einzelkomponente ist in [8] nicht berücksichtigt. Allerdings werden in [11] Massenschätzungen für die Nacelle angegeben, die für das Nebenstromverhältnis des hier verwendeten Referenztriebwerks einen Anteil von gut 20 % nahelegen. Dabei ist zu berücksichtigen, dass dieser Vergleichswert nicht empirisch ist, sondern aus einer Simulation stammt. Zum einen wird damit auch für die Nacelle die in Abb. 6 angegebene relative Masse unterschätzt. Zum anderen sei auch hier nochmals auf die nicht modellierten Teile und für diese Komponente getroffenen Annahmen verwiesen.

Es lässt sich als zweite Validierungsaussage formulieren:

- II. Die Massen der Turbokomponenten werden hinreichend genau getroffen.

4.4. Massenanteile der Bauteile an den Komponentenmassen

Es soll nun zusätzlich untersucht werden, wie sich die Massen typischer Bauteiltypen innerhalb der Komponenten aufteilen. Dazu zeigt Abb. 8 eine

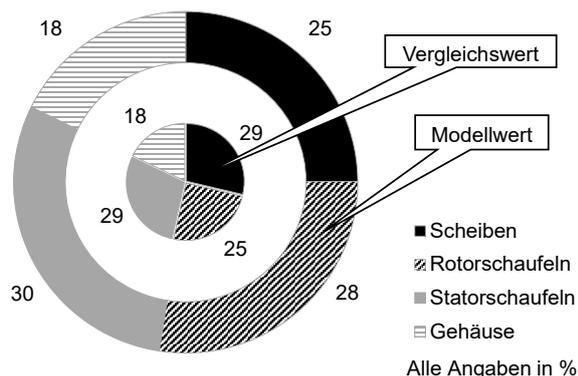


BILD 8. Massenanteile der modellierten Bauteile der NDT für Modellwerte (außen) und korrigierte Vergleichswerte nach [8] (innen)

entsprechende Verteilung innerhalb der NDT. Die gewählten Kategorien sind dabei wiederum an [8] orientiert und umfassen Scheiben, Rotorschaukeln, Statorschaukeln und Gehäuse. Die Zuweisung der Geometrien orientiert sich hier an physischen Bauteilen. Es kann dabei nicht gewährleistet werden, dass die Zuweisung für alle Geometrien identisch mit der in [8] ist. Eine analoge Aufteilung ist für den HDV mit Abb. 15 dem Anhang beigefügt. Da wesentliche Elemente der Aktuatorik aus Sicht der Autoren aber weder den verstellbaren Leitschaukeln als physische Bauteile noch per se dem Gehäuse zugeordnet werden können, sind der Verstellring sowie die Hebel zu den verstellbaren Leitschaukeln im HDV einer fünften Kategorie namens Aktuatorik zugeordnet. Die Vergleichbarkeit zu den Validierungsdaten ist daher erschwert und wird hier nicht vertieft.

Die Diagramme 8 und 15 berücksichtigen ausschließlich die modellierten Bauteile. Beim Vergleich mit den Werten aus [8] muss jedoch zum einen berücksichtigt werden, dass die relativen Massen der vier Kategorien sich auf die Komponentenmasse inklusive der unmodellierten Bauteile bezieht. Zum anderen stellen die Zahlen von Donus et al. bereits eine Mittelung aus sechs Triebwerken dar, d.h. es werden auch die Triebwerke berücksichtigt, deren Konfigurationen vom Referenztriebwerk in diesem Paper abweichen.

Da die Kategorien in der NDT entsprechend Donus et al. definiert sind, können Vergleichswerte generiert werden, indem die angegebenen Massenanteile auf die tatsächlich modellierten Massen korrigiert werden. Die resultierenden Vergleichswerte sind zur Gegenüberstellung mit den Modellwerten in Abb. 8 als Innenkreis dargestellt. Vor diesem Hintergrund erscheinen die hier vorgestellten Massenverteilungen plausibel, wenngleich darüberhinaus keine weitere Validierung möglich ist.

Die Diskussion der verschiedenen Kategorien erlaubt die folgenden, abschließenden Aussagen:

- III. Innerhalb der Turbokomponenten wird die Massenverteilung hinreichend genau wiedergegeben.
- IV. Für nahezu vollständig rotationssymmetrische Bauteile, die also aus dem Meridionalschnitt extrahierbar sind, besteht eine hohe Genauigkeit der Massenabschätzung. Dies folgt unmittelbar aus Abb. 8 und umfasst die Kategorien Scheiben und Gehäuse.
- V. Für Bauteile, zu denen die Geometrien nur bedingt aus dem Meridionalschnitt extrahierbar sind, die also Annahmen verlangen, muss eine geringere Vorhersagegenauigkeit angesetzt werden. Die betrifft z.B. die Schaukeln, aber auch profilierte Struts oder rotationssymmetrische Bauteile, zu denen die Wandstärken nicht hinreichend genau bestimmbar sind (vgl. Nacelle).

5. SENSITIVITÄTEN

In diesem Kapitel wird untersucht, wie sensitiv sich die Modellierung gegenüber einer Auswahl an Parametern und Geometrien verhält. Ziel dabei ist es, den Einfluss der Aspekte aufzuzeichnen, die im Rahmen der Validierung nicht aufgegriffen werden konnten. Dies sind die Unsicherheiten, die sich aus den diversen getroffenen Annahmen ergeben, sowie etwaige Ungenauigkeiten, die sich aus der Aufzeichnung der Punktwolken ergeben. Im Resultat soll mit diesem Kapitel die Belastbarkeit der Ergebnisse nachfolgender Studien trotz genannter Unsicherheiten nachgewiesen werden.

Die Studien beziehen sich auf die Komponente der Niederdruckturbinen, zu der der direkte Geometrieabgleich im Meridionalschnitt anhand von [14] möglich ist. Zwei Aspekte werden untersucht: unterschiedliche Schaufelprofilierungen sowie ausgewählte Detaillierungsgrade bei Aufzeichnung der Geometrie als Punktwolken. Der letzte Aspekt weist dabei wichtige Empfehlungen für die künftige Erstellung von Modellen auf. Darüber hinaus ist die Materialspezifizierung von Bauteilen ein wesentlicher Einflussfaktor auf die berechneten Massen. Da es sich hierbei aber im Wesentlichen um die Materialdichten handelt, ist dieser Effekt trivial, direkt skalierbar und wird daher nicht näher in diesem Paper untersucht.

5.1. Einfluss Schaufelprofilierung auf Gesamtmasse

Da die exakten im Referenztriebwerk verwendeten Schaufelprofile unbekannt sind, wurde in allen Turbokomponenten zur Modellbildung auf Ersatzprofile aus der Profildatenbank von IPSM zurückgegriffen. Die Auswahl dieser Profile sind den generellen Anforderungen der individuellen Turbokomponenten angepasst; jedoch ergeben sich hierdurch zwangsläufig Abweichungen zu den Originalprofilen.

Der Einfluss verschiedenartiger Profile wurde bereits in [7] aufgegriffen. In diesem Paper wird daher ein anderer Unsicherheitsfaktor der geometrischen Modellbildung untersucht: der Einfluss des in der Regel ebenfalls unbekanntes Staffelungswinkels λ . Dieser

ist für die Masse der Schaufelprofile entscheidend, weil wie in Kap. 2 erläutert die Basisprofile der Schaufeln auf die meridionale Projektion der Sehne skaliert werden. Die Ausrichtung innerhalb der Ebene des Radialschnitts beeinflusst daher maßgeblich die Fläche des extrudierten Profils.

Diese Studie bezieht sich wiederum auf die Geometrie der NDT, in der λ gleichermaßen in allen Stator- und Rotorschaukeln um $\Delta\lambda = [10, 20]^\circ$ gegenüber dem angenommenen nominal Wert ausgelenkt wurde. Im Fall der verwendeten NDT-Profilierung verkürzt sich dabei die eigentliche Sehnenlänge, so dass die Schaufeln leichter werden. Die Massendifferenz Δm_{NDT} der gesamten Komponente ergibt sich zu:

- $\Delta m_{NDT,(\lambda = 10^\circ)} = -7,4 \text{ kg}$
- $\Delta m_{NDT,(\lambda = 20^\circ)} = -8,7 \text{ kg}$

5.2. Detaillierungsgrad der aufgezeichneten Punktwolken im Meridionalschnitt

Bei der Erfassung der Geometrie ergibt sich die Frage, welcher Detaillierungsgrad notwendig ist, um die Bauteilmassen hinreichend genau wiederzugeben. Dieses Unterkapitel soll diese Frage aufgreifen, indem wiederum am Beispiel der NDT drei unterschiedliche Varianten von Punktwolken der Beschaukelung diskutiert werden. Dabei handelt es sich um

- 1) eine detaillierte Geometrieerfassung mit ca. 40 Punkten pro meridionaler Schaufelprojektion (verwendet in Kap. 4),
- 2) eine Modifikation der detaillierten Geometrieerfassung, die die wandseitigen Ausrundungen ausspart und
- 3) eine stark vereinfachte, schemenhafte Erfassung der Schaufeln, die nur die vier Eckpunkte berücksichtigt.

Die Unterschiede zwischen den drei Varianten lassen sich ferner wie folgt nachvollziehen:

- Abbildung 9 demonstriert anhand der Statorschaukel einer NDT-Stufe die Auswirkungen, die eine Berücksichtigung der Ausrundung in den Eckpunkten hat. Diese ist für die dargestellte Schaufel in drei Punkten sichtbar und in der Abbildung markiert. Die Aussparung dieser Details lässt auf der einen Seite einen geringen Teil der Masse der Schaufel aus. Auf der anderen Seite stellt die Berücksichtigung gerade dieses Details für die vorgestellte Methodik einen Nachteil dar. Grund dafür ist die Methodik, mit der die Schaufelprofile wie in Kap. 2 in radialer Richtung extrudiert werden. Da die von der Methode automatisch ermittelten Eckpunkte des Profils Ausgangspunkt für die meridionale Projektion der Profilsehne sind, wird letztere und somit auch die Masse der Naben- und Blattspitzensegmente der Schaufel überschätzt. Diese Anteile sind in Abb. 9 durch orange Einfärbung stilisiert.
- Eine radikale Vereinfachung der Punktwolken von Schaufeln durch alleinige Zuweisung der vier Eckpunkte führt zu einer trapezartigen Projektion der Schaufeln, siehe Abb. 10. In den meisten

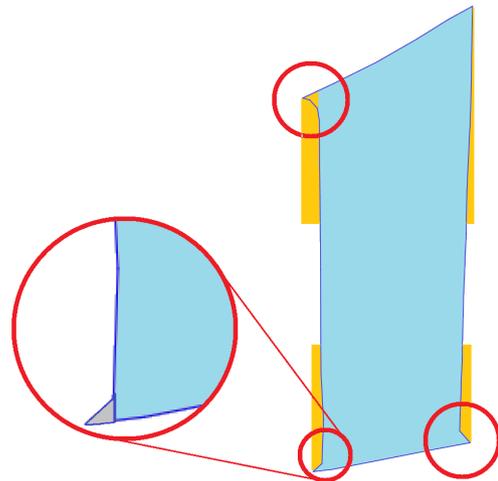


BILD 9. Detaillierungsgrad der Punktwolken von Schaufeln im Naben- und Blattspitzenbereich

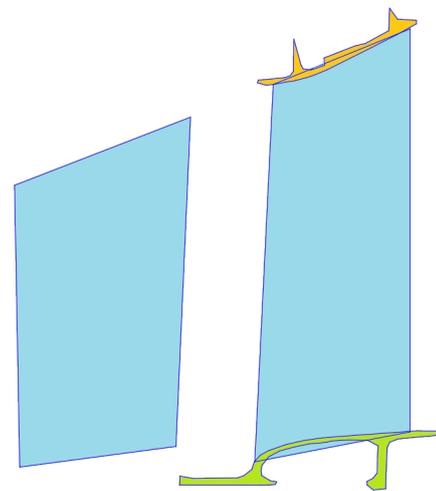


BILD 10. Vereinfachung der Schaufelgeometrien zu Vierecken und Überschneidungen mit anderen Bauteilen

Fällen erscheint diese Vereinfachung zunächst vergleichbar mit der zweiten Variante, in der die wandseitigen Ausrundungen entfernt wurden. Am Beispiel der Rotorschaukel der ersten Stufe der NDT lässt Abb. 10 allerdings eine wesentliche Problematik erkennen: Die Punktwolke der Schaufel passt sich nicht an benachbarte Elemente an, hier das gehäuseseitige Deckband (orange) sowie die nabenseitige Schaufelplattform (grün). Dies resultiert in Ablösungen der Geometrien voneinander oder Überschneidungen.

Die Gesamtmasse der NDT stellt sich für die drei Modellierungsvarianten gemäß der Reihenfolge ihrer Einführung wie folgt dar:

- 1) Detaillierte Geometrie: 282.6 kg
- 2) Auslassen der Ausrundungen: 272.6 kg
- 3) Alleinige Definition über Eckpunkte: 283.4 kg

Der Vergleich zwischen den ersten beiden Varianten bestätigt die Annahme, dass die Schaufelmasse in der detaillierten Geometrie deutlich höher ausfällt. Es wird darauf basierend die Empfehlung abgeleitet,

Variante 2 zu verwenden, d.h. den Detaillierungsgrad in den angesprochenen Bereichen zu senken. Die dritte Variante mit stark vereinfachter Geometrie resultiert in einer deutlich höheren Gesamtmasse als die zweite Variante. Im Fall der NDT ist das auf die bereits angesprochenen Überschneidungen mit anderen Bauteilgeometrien zurückzuführen, die hier gegenüber Ablösungen der Geometrie klar dominiert. Es wird demzufolge ein Teil der Geometrie doppelt ausgewertet, was zu dem höheren Massenresultat führt. Die Bevorzugung einer solchen Geometrievereinfachung müsste daher die Konflikte zu benachbarten Bauteilen hinreichend auflösen. Insgesamt scheint die zweite Variante für diese Methodik hinsichtlich ihrer Genauigkeit die beste Wahl zu sein.

6. PRAKTISCHER EINSATZ DER METHODIK

6.1. Generische Trade-Offs für den mission fuel burn

Die Integration des Geometriemodells in das gekoppelte Modell aus [7] erlaubt die Bewertung spezifischer Konzepte hinsichtlich der Auswirkungen veränderter Massen auf den mission fuel burn. Der vorgestellte Kopplungsansatz berücksichtigt dabei nur die Änderungen der Triebwerksmassen an sich. Der Ort der Maßnahme innerhalb der Bilanzgrenzen des Systems Triebwerk ist dabei unerheblich, da das Modell allein auf die Bestimmung einer neuen Schubanforderung ausgelegt ist. Zum Zweck einer Parameterstudie kann dem Geometriemodell eine generische Einzelmasse hinzugefügt werden. Diese agiert als Variable der Parameterstudie.

Die Simulationen mit diesem Ansatz resultieren in generischen Austauschraten zwischen Änderungen der Masse eines einzelnen Triebwerks Δm_{eng} und dem mission fuel burn $\Delta m_{f,mission}$. Diese sind für den Bereich von $\Delta m_{eng} = [-100; 100] \text{ kg}$ nahezu linear. Abbildung 11 stellt diese Trends in Abhängigkeit verschiedener Flugmissionsreichweiten s dar. Es zeigt sich, dass der Einfluss der Triebwerksmasse für Kurzstreckenmissionen relativ gering ist, mit zunehmender Reichweite aber ansteigt. Es ist ferner zu beachten, dass sich das Leistungsrechnungsmodell auf eine IAE V2500-A5 und das Flugzeugmodell auf einen Airbus A320 bezieht, so dass $\Delta m_{f,mission}$ zwei Triebwerke einbezieht, für die jeweils das gleiche Δm_{eng} appliziert wurde. Gegenüber [7] wurden hier die Flugmissionen durch Modifikation der Reise-flugsegmente an die verschiedenen Reichweiten s angepasst. Für die mit dem gekoppelten Modell verbundenen Annahmen und Einschränkungen sowie den Nachweis der Ergebnisplausibilität sei auf das Referenzpaper verwiesen.

6.2. Adaption auf spezifische Technologien

Die resultierenden Werte für Δm_{eng} einer spezifischen Technologie können mit dem Geome-

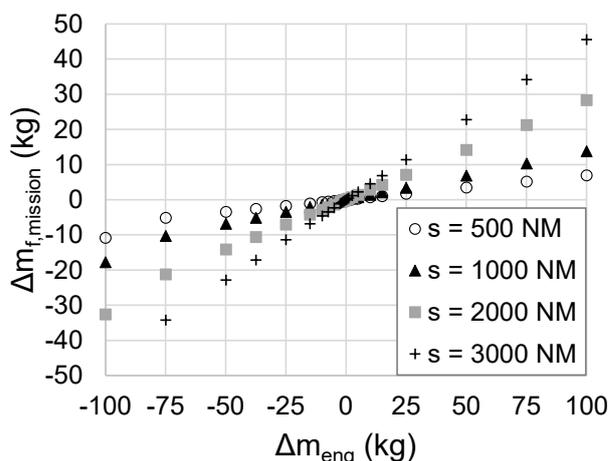


BILD 11. Direkte Auswirkung der Abweichungen in Gesamttriebwerksmasse auf missionsbezogenen Brennstoffverbrauch

triemodell berechnet werden. Diese Werte können direkt in Abb. 11 eingesetzt werden, um $\Delta m_{f,mission} = f(s, \Delta m_{eng})$ zu ermitteln. Grundvoraussetzung für die Validität der Ergebnisse ist dabei, dass die Technologie für das hier verwendete Referenztriebwerk untersucht und dementsprechend angepasst wird. Im Fall der Verwendung in einer anderen Maschine ist es erforderlich, das generische Diagramm mit einem entsprechend adaptierten gekoppelten Modell neu zu erstellen. Eine solche Adaption beinhaltet im Wesentlichen die Erstellung eines Leistungsrechnungsmodells für das Triebwerk sowie die Anpassung des Flugzeugmodells. Weiterhin ist zu überprüfen, ob die Flugmissionstrajektorie mit dem typischen Einsatzprofil des referenzierten Flugzeugs vereinbar bleibt, also im Wesentlichen einer zivilen, kommerziellen Personenbeförderung zuzuschreiben ist.

Alternativ kann das Modell direkt als Bestandteil im gekoppelten Modell für weiterführende Konzeptstudien eingesetzt werden. Dadurch können beispielsweise folgende Technologien unter Berücksichtigung weiterer Effekte untersucht werden:

- 1) Aktive Strömungskontrolle (AFC): Verdichtertluftentnahme oder -einblasung kann durch Leistungsrechnungs- oder Mittelschnittmodelle modelliert werden.
- 2) Veränderliche Geometrien: Die Aktuatorik benötigt i.d.R. hydraulische oder elektrische Energie, die vom Triebwerk bereitgestellt wird. Die spezifische Leistungsanforderung kann im Leistungsrechnungsmodell modelliert werden. Dieser Ansatz gilt analog auch für AFC mittels Plasmaaktuatoren.

Für alle beschriebenen Fälle veranschaulicht Abb. 12 die Arbeitsschritte, die notwendig sind, um ein beliebiges Modell auf das gekoppelte Modell nach [7] anzupassen.

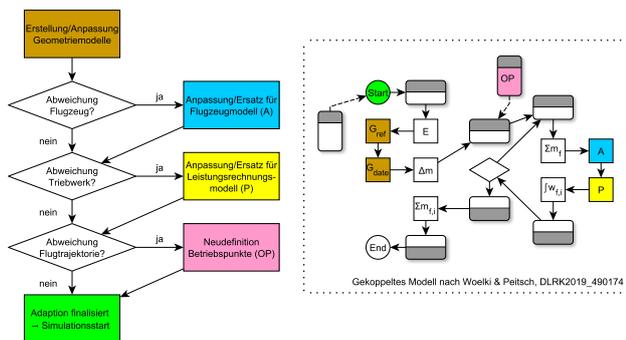


BILD 12. Arbeitsschritte zur Adaption des gekoppelten Modells nach [7] auf ein individuelles Konzept

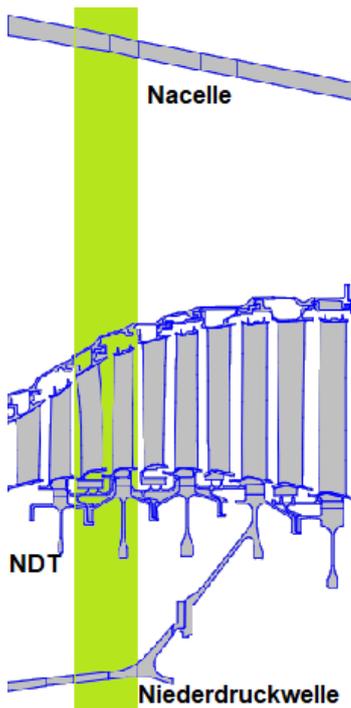


BILD 13. Geometriemodell der NDT und einiger radial benachbarter Bauteile, axial auf Schaufelreihen der NDT segmentiert

6.3. Potenzial der Methode hinsichtlich indirekter Masseneffekte

Die vorgestellte Methode eignet sich weiterhin für eine Segmentierung von Bauteilen in folgender Art und Weise: Die Bauteile und -gruppen wie z.B. die Niederdruckwelle, Gehäuseringe oder die Nacelle werden nicht als einziges Bauteil erfasst, sondern axial unterteilt. Hierzu wurde bereits in [7] der Vorschlag einer auf Turbokomponentenstufen oder Schaufelreihen angepassten Segmentierung gemacht. Ein Beispiel hierfür sei nun anhand Abb. 13 diskutiert. Konzepte, die veränderte Stufen- oder Schaufelreihenlängen oder gar deren Entfernung involvieren, wirken sich auch auf die Geometrien radial benachbarter Komponenten aus. In diesem Beispiel könnte z.B. eine Stauchung der grün hinterlegten, zweiten Stufe der NDT eine Verkürzung der Niederdruckwelle, der Nacelle sowie weiterer, hier nicht modellierter Bauteile wie z.B. Rohrleitung des Sekundärluft- oder Ölsy-

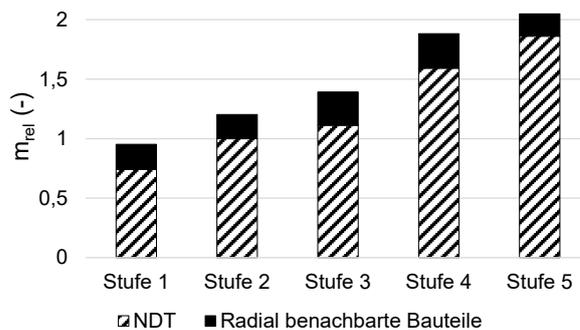


BILD 14. Massen der individuellen NDT-Stufen sowie ihrer radial benachbarten Bauteile, bezogen auf die zweite Stufe der NDT

stems ermöglichen. Die Attraktivität einer Verkürzung im Triebwerkskern wird also durch die direkten Effekte auf die Komponenten des Nebenstroms verstärkt. Insbesondere die Vorzüge einer verkürzten Nacelle wurden bereits oben erläutert. Zur weiteren Verdeutlichung des Potenzials sind in Abb. 14 die Massenanteile der NDT-Stufen sowie der assoziierten, modellierten Bauteile dargestellt. Die relativen Massen m_{rel} beziehen sich dabei auf die Masse der im Vorfeld diskutierten zweiten Stufe der NDT.

6.4. Anwendungsgrenzen

Zu beachten ist bei der Methode der axialen Segmentierung, dass nicht zwangsläufig die unmittelbar radial benachbarten Segmente skaliert oder gar entfernt werden können. Es ist vielmehr im Einzelfall zu prüfen, ob sich der Effekt in einem axial versetzten Segment niederschlägt. So können beispielsweise die radial zu den ersten beiden Stufen der NDT versetzten Segmente der Niederdruckwelle prinzipiell verkürzt werden. Dem vorgeschlagenen Ansatz sind aber folgende, strenge Grenzen gesetzt:

- 1) Der Ansatz entspricht im weiteren Sinne einem axialen Skalierungsverfahren von Bauteilen, Stufen oder ganzen Komponenten. Bauteile mit besonderer, konstruktiver Funktionalität können nicht ohne weiteres manipuliert werden.
 - Beispiel NDT: Die Verkürzung oder Entfernung der mit der dritten und vierten Stufe assoziierten Segmente der Niederdruckwelle ist nicht möglich. Diese Segmente bilden den konstruktiven Übergang zu den Scheiben.
 - Beispiel HDV: Eine Skalierung der vorderen Verdichterstufen lässt keine linear proportionale Skalierung der Aktuatorik zu.
 - Beispiel SND: Die Skalierung des Kanals kann nicht unmittelbar auf die Struts angewandt werden. Eine Entfernung des SND durch Anpassung der Radien der Verdichter erlaubt zudem keinen Verzicht auf die Struts. Diese müssten in einer anderen Komponente integriert werden.

- 2) Eine Skalierung kann nicht pauschal auf nicht modellierte Bauteile und -komponenten angewendet werden.
- Die Skalierung des Kreisprozesses lässt üblicherweise keine Skalierung von Komponenten wie der FADEC zu - diese behält ihre Masse dann bei.
 - Unmodellerte Rohr- und Kabelleitungen sind in axialen Abschnitten skalierbar, aber üblicherweise nicht in radialen.
 - Unmodellerte Bauteile können unterschiedlich über die Komponente aufgeteilt sein. So sind im HDV z.B. nicht modellierte Rohre verstärkt im Bereich der hinteren Stufen angeschlossen. Demgegenüber befindet sich die Aktuatorik in den vorderen Stufen.
- 3) Die vorgestellte Methode kann natürlich nicht alle aus einer Skalierung resultierenden geometrischen Konflikte auflösen: Der radiale Versatz, der sich z.B. durch die Entfernung eines Segments in einem konischen Gehäuse ring ergibt, muss zunächst hingenommen oder durch eine geeignete Erweiterung der Modellierung korrigiert werden.
- Insgesamt bleibt die Methode in der vorgestellten Form daher auf die Bereitstellung abschätzender Werte von Δm_{eng} beschränkt.

7. SCHLUSSFOLGERUNGEN & AUSBLICK

Mit diesem Paper wurde die bereits in [7] eingeführte Methode zur Massenabschätzung neuartiger Technologiekonzepte auf Grundlage von Referenzgeometrien erweitert. Die Methode nutzt primär Punktwolken von beliebigen Bauteilen, die geschlossene Polygone repräsentieren. Die volle Leistungsfähigkeit erzielt die Methode dabei durch eine feine Aufschlüsselung über die Bauteilebene hinaus, was am Beispiel von Schaufeln demonstriert wurde, sowie durch die axiale Segmentierung gestreckter Bauteile wie z.B. der Niederdruckwelle. Weiterhin wurde ein Validierungsansatz für die Methode vorgestellt. Der Vergleich zwischen berechneten und erwarteten Komponentenmassen zeigt in den meisten Fällen, dass die Masse unterschätzt wird. Dies begründet sich durch die nicht modellierten Bauteile, zu denen nicht ausreichend Eingabedaten verfügbar sind. Trotz der beobachteten Abweichungen in der Vorhersage von Komponenten- und damit zwangsläufig auch Gesamttriebwerksmassen, erfüllt die Methode die gestellten Anforderungen: Die Veränderungen an bekannten Geometrien des Referenztriebwerks sowie die Einbringung neuer Bauteile im Rahmen von Konzeptstudien lässt zuverlässige Ergebnisse erwarten. Dies ist dadurch begründet, dass die Gesamtmasse m_{eng} in der Regel hinreichend genau bekannt ist und die hier vorgestellten Geometriemodelle letztendlich nicht m_{eng} vollständig reproduzieren, sondern nur die Änderung Δm_{eng} bereitstellen müssen. Mit diesen Daten sowie einem geeigneten gekoppelten Modell wie dem in [7] vorgestellten lassen sich dann die Auswirkungen auf den mission fuel burn als einer

der wesentlichen Zielgrößen bei der Entwicklung von Triebwerken sowohl für spezifische Konzepte, als auch generisch herleiten.

Auf Grund der modularen Implementierungsweise ist das Modell beliebig erweiterbar.

So ist eine Methodenerweiterung des Modells hinsichtlich unbekannter Massen von Komponenten und Bauteilen denkbar. Hier könnten beispielsweise probabilistische oder empirische Ansätze mit der vorhandenen Methodik kombiniert werden, um fehlende Informationen zum Gewicht der Komponenten zu gewinnen. Einige Beispiele für solche bereits vorhandene Ansätze sind in [21] aufgeführt.

Eine weitere Möglichkeit zur Erweiterung des Moduls liegt in der Erweiterung des Ausgabepools. So ist bereits mit den für das Modell vorausgesetzten Eingangsparametern eine Berechnung der Massenträgheitsmomente von Bauteilen und somit auch Komponenten möglich. Die Voraussetzungen für die Berechnungen sind bereits implementiert und können über eine alternative Initialisierungsweise angestoßen werden. Da für die hier betrachteten Anwendungsfälle kein Mehrwert zu erzielen war, ist eine komplette Integration in den Workflow vorläufig ausgeblieben. Um ein größeres Spektrum an Anwendungsfällen abzudecken, erscheint eine Aufstockung der Datenbasis als zielführend und notwendig. Mit der Ausweitung des Datensatzes für Profile, Materialien und Daten zu Validierungszwecken kann die Anzahl der Anwendungsfälle und somit potentiell der Anwenderkreis erweitert werden. Weiterhin erscheint eine Optimierung im Hinblick auf den Detaillierungsgrad beim Aufnehmen der Messpunkte als sinnvoll. Bei Anwendungsfällen mit vielen und komplexen Bauteilen ist dieser Vorgang mitunter zeitintensiv und mit relativ großem Aufwand verbunden. Dieser Aspekt wurde in Kap. 5 initial untersucht. Allerdings erscheinen hierzu umfassendere Sensitivitätsstudien sinnvoll, die den Detaillierungsgrad der aufgenommenen Messpunkte und Anzahl der einzelnen der modellierten Bauteile für ein gesamtes Triebwerk variiert.

DANKSAGUNG

Die Autoren danken dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt für die Bereitstellung der Leistungsrechnungssoftware GTlab-Performance.

Literatur

- [1] Heinrich, A. und Peitsch, D. (2019). Recent Insights into the Flow Topology around Highly Loaded Tandem Vanes. In: *Proceedings of Global Power and Propulsion Society Conference Beijing 2019*. Beijing.
<https://doi.org/10.33737/gpps19-bj-225>
- [2] Steinberg, S. und King, R. (2018). Closed-loop active flow control of repetitive disturbances in a linear stator cascade. In: *AIAA 2018 Flow Control Conference*. Atlanta.
<https://doi.org/10.2514/6.2018-3689>
- [3] Stürzebecher, T., Goines, G., Voss, C., Sahota, H., Groth, P. und Hammer, S. (2018). Automated Aerodynamic Optimization of an Aggressive S-Shaped Intermediate Compressor Duct. In: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2018*. Oslo.
<https://doi.org/10.1115/GT2018-75184>
- [4] McDonald und C. F., Rodgers, C. (2009). Heat-Exchanged Propulsion Gas Turbines: A Candidate for Future Lower SFC and Reduced-Emission Military and Civil Aeroengines. In: *ASME Turbo Expo 2009*. Orlando.
<https://doi.org/10.1115/GT2009-59156>
- [5] Kurzke, J. (2009). Fundamental Differences Between Conventional and Geared Turbofans. In: *ASME Turbo Expo 2009*. Orlando.
<https://doi.org/10.1115/GT2009-59745>
- [6] Sauer, T. und Peitsch, D. (2019). Development of a Flight Mission Model and its Application in Order to Illustrate the Influence of Variable Thrust Nozzles. In: *Proceedings of Global Power and Propulsion Society Conference Beijing 2019*. Beijing.
<https://doi.org/10.33737/gpps19-bj-217>
- [7] Woelki, D. und Peitsch, D. (2019). A Framework for Applied Component Zooming in Gas Turbines. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2019*. Darmstadt.
<https://doi.org/10.25967/490174>
- [8] Donus, F., Schaber, R., Schmidt, K.-J. und Staudacher, S. (2010). Accuracy of Analytical Engine Weight Estimation During the Conceptual Design Phase. In: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air*. Glasgow.
<https://doi.org/10.1115/GT2010-23774>
- [9] Bretschneider, S., Rothe, F., Rose, M. G. und Staudacher, S. (2008). Compressor Casing Preliminary Design Based on Features. In: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008*. Berlin.
<https://doi.org/10.1115/GT2008-50102>
- [10] International Aero Engines (2016). V2500 Product Card. URL: http://www.i-a-e.com/pdf/V2500_Product_Card_060716.pdf
Zugriff vom 18. August 2020.
- [11] Donus, F., Bretschneider, S., Schaber, R. und Staudacher, S. (2011). The Architecture and Application of Preliminary Design Systems. In: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2011*. Vancouver.
<https://doi.org/10.1115/GT2011-45614>
- [12] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine (2016). Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emission. The National Academies Press. Washington.
<https://doi.org/10.17226/23490>
- [13] Rueden, C. T., Schindelin, J., Hiner, M. C., DeZonia, B. E., Walter, A. E., Arena, E. T. und Eliceiri, K. W. (2017). ImageJ2: ImageJ for the next generation of scientific image data. *BMC Bioinformatics*.
<https://doi.org/10.1186/s12859-017-1934-z>
- [14] Mall, J. und Staudacher, S. (2018). Evaluation of assemblability during aero engine preliminary design. In: *CEAS Aeronautical Journal*.
<https://doi.org/10.1007/s13272-017-0278-8>
- [15] Timko, L. P. (1984). Energy Efficient Engine high pressure turbine component test performance report. National Aeronautics and Space Administration. Cincinnati.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19900019237/downloads/19900019237.pdf>
- [16] Davis, D. Y. und Stearns, E. M. (1985). Energy Efficient Engine - Flight Propulsion System Final Design and Analysis. National Aeronautics and Space Administration. Cleveland.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19900019242/downloads/19900019242.pdf>
- [17] Okura, Takehiro (2015). Materials for Aircraft Engines. *University of Colorado Boulder*. Boulder. URL:
https://www.colorado.edu/faculty/kantha/sites/default/files/attached-files/73549-116619_-_takehiro_okura_-_dec_17_2015_1027_am_-_asen_5063_2015_final_report_okura.pdf
Zugriff vom 18. August 2020.
- [18] Becker, R., Wolters, F., Nauroz, M. und Otten, T. (2011). Development of a Gas Turbine Performance Code and its Application to Preliminary Engine Design. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011*. Bremen.
<https://elib.dlr.de/73232/>
- [19] Sauer, T. und Peitsch, D. (2017). Untersuchungen zu den Auswirkungen neuer Gehäusestrukturen für den Fan auf das Gesamtsystem Triebwerk. Technische Universität Berlin: Abschlussbericht FanTip, FKZ 20E1304B. Berlin.
<https://doi.org/10.2314/GBV:100078892X>

[20] EUROCONTROL Institute of Air Navigation Services (2019). Aircraft Performance Database A320. URL: <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=A320&ICAOFILTER=a320>
Zugriff vom 30. August 2019.

[21] Lolis, P. (2014). Development of a Preliminary Weight Estimation Method for Advanced Turbofan Engines. PhD Thesis. Cranfield University School of Engineering. <http://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/9244>

A. ANHANG

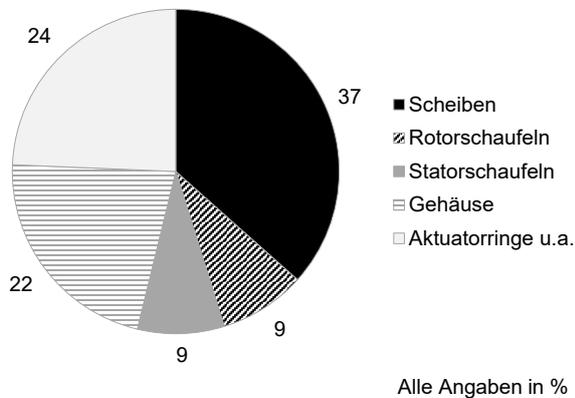


BILD 15. Massenanteile der modellierten Bauteile des HDV

Verwendete Software:

- Leistungsrechnung: GTlab-Performance 0.7b12
- Modellkopplung: IPSM 1.51