

FST-PB-2022-315

Abschlussbericht

für den Berichtszeitraum 01.01.2018 – 31.12.2021

zum Vorhaben

AVACON

Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen

Zuwendungsempfänger	Technische Universität Hamburg
Förderkennzeichen	20A1702J
Erstellungsdatum	28.01.2022
Laufzeit des Vorhabens	01.01.2018 – 31.03.2021
Verlängert bis	31.12.2021
Berichterstatter	Marc Jünemann (FST) Markus Kühlen (ILT) Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke (FST)

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Inhaltsverzeichnis

1.	Projektübersicht.....	5
1.1...	Aufgabenstellung.....	5
1.2...	Voraussetzungen.....	5
1.3...	Planung und Ablauf.....	6
1.4...	Wissenschaftlicher und technischer Stand.....	7
1.4.1.	Stand der Technik vor Projektbeginn.....	7
1.4.2.	Informations- und Patentrecherche.....	9
1.5...	Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	9
2.	Technischer Bericht.....	10
2.1...	Übersicht zum erreichten Stand des Projekts.....	10
2.2...	Arbeitspaket 1.2 – Betriebskonzepte.....	12
2.3...	Arbeitspaket 1.3 – Systeme.....	18
2.4...	Arbeitspaket 4.3 – Fahrwerk.....	31
3.	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit.....	32
4.	Verwertbarkeit der Ergebnisse.....	32
5.	Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen.....	33
6.	Veröffentlichungen.....	33
7.	Abbildungsverzeichnis.....	34
8.	Verwendete Fachliteratur und Ergebnisdokumente.....	35

1. Projektübersicht

1.1. Aufgabenstellung

Die grundlegende Zielsetzung des AVACON-Teilvorhabens „Konzeptentwurf und Analysen von Systemarchitekturen für fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“ ist der Vorentwurf der Flugzeugsysteme für eine Konfiguration, die Triebwerke mit besonders hohem Nebenstromverhältnis (engl.: Ultra High Bypass Ratio, UHBR) in Überflügelanordnung für eine angestrebte Markteinführung in 2028 vorsieht. Hierbei stehen die bidirektionalen Wechselwirkungen zwischen dem Flugzeugentwurf und dem Vorentwurf der Ausrüstungssysteme im Vordergrund. Die Systementwurfsstudien sollen die interdisziplinären Kopplungen zwischen den einzelnen Ausrüstungssystemen und dem OAD berücksichtigen. Diesbezüglich soll die Methoden- und Prozesskette *GeneSys* der TUHH auf neue Problemstellungen erweitert und vertieft werden. Mit dem Vorentwurf eines Body Landing Gears wird die Vorentwurfsfähigkeit der TUHH vom Bugfahrwerk auf das Hauptfahrwerk erweitert. Hierbei sind neue Entwurfsrandbedingungen zu berücksichtigen. Die betrachteten innovativen Systemtechnologien erfordern zudem eine Untersuchung optimierter Betriebs- und Wartungskonzepte.

Die Ziele des Teilvorhabens der TUHH sind zusammengefasst:

1. Weiterentwicklung der Methoden- und Prozesskette *GeneSys* zum Vorentwurf und der Bewertung der Systemarchitekturen im Hinblick auf Sicherheits- und Wirtschaftlichkeitsaspekte, um die Gesamtsystemfähigkeit der TUHH zu stärken
2. Aufbau einer Vorentwurfskompetenz für verschiedene Hauptfahrwerkskonzepte, z.B. Rumpffahrwerke, auf Basis der bereits vorhandenen Entwurfskompetenzen für Bugfahrwerke
3. Identifikation der Wechselwirkungen zwischen dem Entwurf einer neuartigen Flugzeugkonfiguration mit UHBR-Triebwerken und dem Entwurf der Flugzeugsystemkonzepte
4. Entwicklung von Wartungskonzepten für neuartige Flugzeugsystemarchitekturen

Die Entwicklungsschritte beinhalten auch die benötigten Schnittstellen zum Datenaustausch zwischen den Methoden sowie eine verbesserte Anbindung an den Flugzeugentwurf durch erweiterte Schnittstellen, um eine ganzheitliche Betrachtung zu ermöglichen.

1.2. Voraussetzungen

Das Institut für Flugzeug-Systemtechnik der TUHH befasst sich seit vielen Jahren mit dem Entwurf, der Analyse und der Bewertung von mechatronischen Flugzeugsystemen. Durch zahlreiche Forschungsprojekte wurde ein sehr breites Systemwissen aufgebaut und umfangreiche Erfahrungen im Bereich der Grundsysteme gesammelt. Die TUHH hat bereits in zahlreichen Industrieprojekten erfolgreich mit Partnern an dem Neuentwurf, der Simulation und der Bewertung von innovativen Systemkonzepten für zukünftige Verkehrsflugzeuge zusammengearbeitet. Hierzu hatte die TUHH-FST mit

GeneSys einen modularen Methoden-Baukasten für den Vorentwurf, die Sicherheitsanalyse und die Bewertung innovativer Flugzeugsystemarchitekturen anhand leistungsbasierter und operationeller Aspekte in der Vergangenheit aufgebaut.

Diese Methoden waren Grundlage für die in diesem Projekt entwickelte Softwareumgebung, die vorhandene Systemmodelle in einer einheitlichen MATLAB-basierten Vorentwurfsumgebung integriert und um einen weiteren Grad an Detailtiefe erweitert.

Das Institut für Lufttransportsysteme steht für Forschung und Lehre zum Lufttransportsystem. In diesem Zuge wurden bereits mehrere Forschungsprojekte und Dissertationen zur Flugzeugwartung im betrieblichen und technologischen Kontext durchgeführt.

Bereits zu Beginn des Projekts wurde ein erstes parametrisches Flugzeugmodell eines konventionellen Mittelstreckenflugzeugs (Mid-Range Aircraft, MiRA) von DLR und AIRBUS bereitgestellt. Hierdurch konnten frühzeitig digitale Schnittstellen von *GeneSys* etabliert und Prozesse der Zusammenarbeit erprobt werden. Hierzu wurde das Schnittstellenformat CPACS [14] verwendet.

1.3. Planung und Ablauf

Die für die TUHH relevanten Arbeitspakete der ursprüngliche Projektstruktur sind in Abbildung 1 dargestellt. Es war geplant, dass die TUHH unterstützende Arbeiten in den Arbeitspaketen AP1.2 Betriebskonzepte, AP1.3 Systeme und AP4.3 Hauptfahrwerk beiträgt. Hierbei wurden die Inhalte vom TUHH-Teilvorhaben auf zwei TUHH-Institute aufgeteilt:

- TUHH-Institut für Flugzeug-Systemtechnik (TUHH-FST)
- TUHH-Institut für Lufttransportsysteme (TUHH-ILT)

TUHH-FST hat hierzu den Einfluss der Systemarchitektur auf den Flugzeugvorentwurf einer fortschrittlichen Flugzeugkonfiguration in AP1.3 untersucht und bewertet. Zudem wurde geplant, einen Vorentwurfsprozess für verschiedene Hauptfahrwerkskonzepte aufzubauen und ein detailliertes Vorentwurfsmodell eines Rumpffahrwerks zu erstellen. Aufgrund des Projektausstiegs von Liebherr Aerospace wurde eine Projektänderung vom Projektträger genehmigt, der vorsah, dass die geplanten Inhalte von AP4.3 Hauptfahrwerk gekürzt (nur vereinfachte Vorauslegung) und die Leitung von AP1.3 auf TUHH-FST übertragen wurde.

Zudem wurde die Entwicklung angepasster Wartungskonzepte für neuartige Flugzeugkonfigurationen mit Triebwerken in Überflügelanordnung sowie die Auswirkungen von Instandhaltungsplänen auf den Flugbetrieb solcher Flugzeugkonfiguration von TUHH-ILT betrachtet.

Die Arbeiten erfolgten im gesamten Projektzeitraum vom 01.01.2018 bis zum 31.12.2021. Das Projekt war ursprünglich bis zum 31.03.2020 bewilligt und wurde aufgrund der Auswirkungen der Corona-Pandemie und dem Wunsch des Verbundführers Airbus, die Ergebnisse im Laufe des Jahres 2021 konsolidieren zu können, bis zum Ende des Jahres 2021 kostenneutral verlängert. Die übergeordnete Planung erfolgte unter Leitung von Airbus, wobei die Detailplanung der APs von den jeweiligen Leitern übernommen wurde. Die Abstimmung im Verbund erfolgte in monatlichen Regelmeeetings. Außerdem wurde im Rahmen der (Halb-)Jahresmeetings Design-Workshop durchgeführt, in denen interdisziplinäre Fragestellungen vom gesamten Konsortium

diskutiert und Änderungen direkt in den bereits vorhandenen Modellen eingepflegt wurden.

Für den Austausch von Dateien und Dokumenten wurden ein DLR-seitig gehosteter Datenserver verwendet. Die Speicherung und Verteilung parametrischer Vorentwurfsdaten erfolgte über dedizierte XML-Dateien, die entsprechend der CPACS-Definition [14] aufgebaut sind.

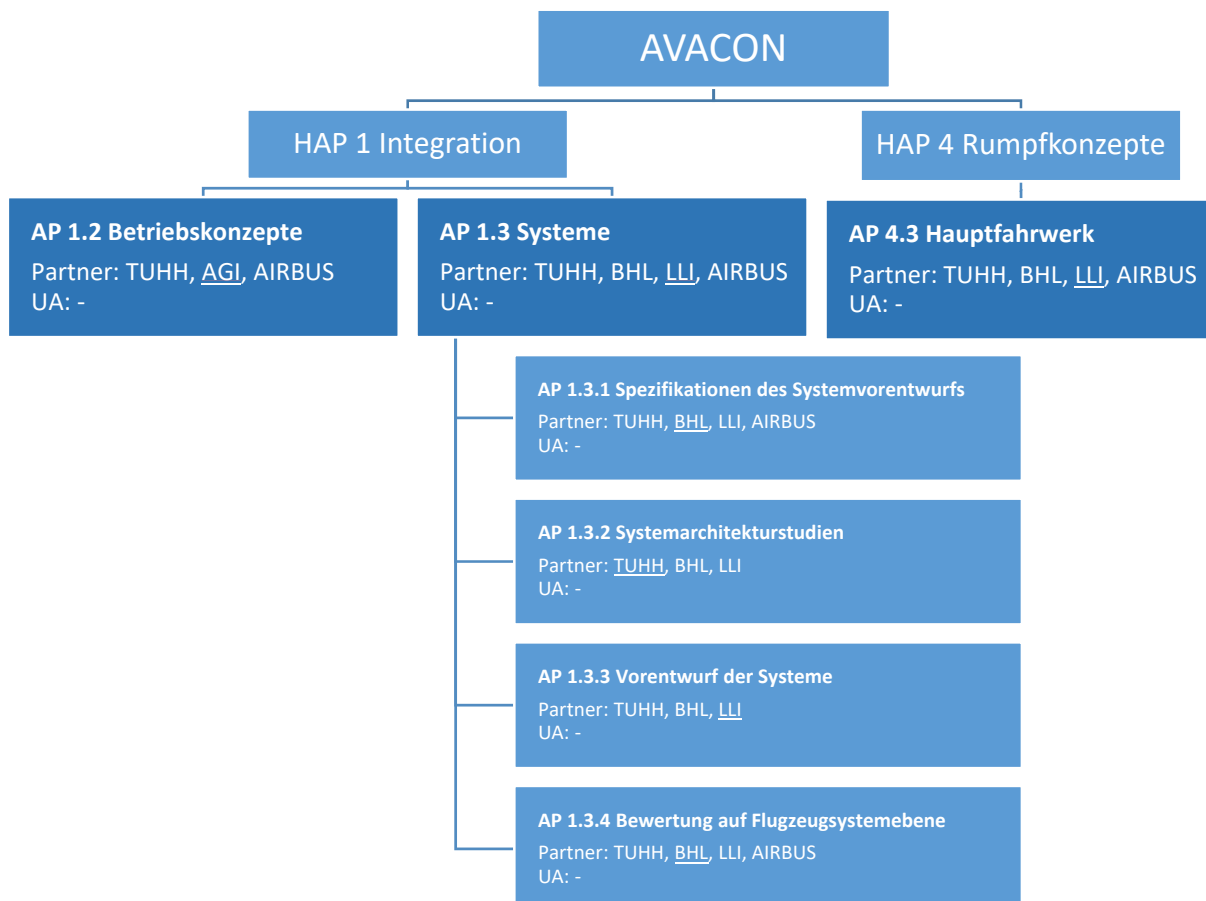


Abbildung 1: Ausschnitt des ursprünglichen Projektstrukturplans für das TUHH-Teilvorhaben

1.4. Wissenschaftlicher und technischer Stand

1.4.1. Stand der Technik vor Projektbeginn

Es bestehen verschiedene Ansätze, den Systementwurf verstärkt in die Konzeptphase des Flugzeugentwurfs zu integrieren. Liscouët-Hanke [1] und Koeppen [2] haben einen funktionalen Ansatz zur Vorauslegung von Systemen an Bord des Flugzeugs etabliert. Hierbei werden die Flugzeugsysteme in relevante mechatronische Subsysteme aufgeteilt, für die ausreichend Industriedaten zur Verfügung stehen, um statistische Prognosemodelle für Systemeigenschaften wie Masse und Leistungsbedarf ableiten zu können. Die Abhängigkeiten zwischen den Subsystemen werden dabei über physikalisch-technische Modelle abgebildet. Zudem wurde in einer Zusammenarbeit zwischen der Georgia Tech und dem Unternehmen PACE die Integration von Systemarchitekturstu-

dien in die frühen Phasen des Flugzeugentwurfs untersucht. Entsprechende Ergebnisse, die mit dem aus der Zusammenarbeit hervorgegangenen Tool Pacelab SysArc generiert wurden, hat Chakraborty [3] veröffentlicht. Einen ähnlichen Ansatz, die physikalisch-technische Vorauslegung von Systemen in eine Gesamtflugzeugentwurfsumgebung zu integrieren, verfolgt Lammering [4]. Die vorgestellten Ansätze haben zu wertvollen Ergebnissen in den entsprechenden Disziplinen geführt. Dennoch sind diese Methoden nicht vollständig, um aussagekräftige Studien zu zukünftigen Technologiekonzepten durchführen zu können. Um beispielsweise die Auswirkungen von UHBR-Triebwerken auf die Architektur der Flugzeugsysteme zu quantifizieren, werden detailliertere und stärker mit den Flugzeugentwurfsdisziplinen (z.B. Aerodynamik, Triebwerksauslegung, Struktur) integrierte Entwurfswerkzeuge benötigt.

Hierzu soll die von Bornholdt [5] vorgestellte *GeneSys*-Methodik der TUHH erweitert werden. Diese Prozess- und Toolkette für den ganzheitlichen Entwurf, die Analyse und Bewertung von Flugzeugsystemarchitekturen soll im Rahmen von AVACON weiterentwickelt und auf die Bedürfnisse des Vorhabens angepasst werden.

Bei der Entwicklung neuer Flugzeugsystemarchitekturen und Betriebskonzepte muss außerdem die Frage beantwortet werden, welche Einflüsse die Entwicklung am Ende auf die Instandhaltung und die Betriebskosten hat. Neben Aspekten der Sicherheit interessiert den Flugzeugbetreiber insbesondere der Einfluss auf die betriebliche Zuverlässigkeit, die Flugzeugverfügbarkeit und die gesamte Wirtschaftlichkeit des Flugzeugbetriebs. Zur wirtschaftlichen Bewertung von neuen Technologien oder Konzepten bereits in frühen Entwicklungsphasen eignen sich Lebenszykluskosten(nutzen)-Modelle. Diese Modelle integrieren die Einflüsse von Technologien in den verschiedenen Phasen des Lebenszyklus und können damit die Gesamtkosten/-nutzen über den Flugzeuglebenszyklus abbilden. Zur Durchführung solch gesamtheitlicher Analysen ist eine detaillierte Modellierung und Simulation der Betriebs- und Instandhaltungsprozesse erforderlich. Gleichzeitig bedarf es einer detaillierten Abstimmung und integrierter Planung dieser Prozesse, um einen zuverlässigen, sicheren und wirtschaftlichen Flugzeugbetrieb zu gewährleisten. Für die zu untersuchende Flugzeugkonfiguration mit UHBR-Triebwerken und den im Flugzeug eingebauten Systemtechnologien fehlt gegenwärtig ein ganzheitlicher Ansatz zur Abschätzung der Instandhaltungsaktivitäten, den es im Rahmen dieses Vorhabens zu entwickeln galt.

Die Ergebnisse vorangegangener Untersuchungen und Analysen zur Notwendigkeit von geplanter Wartung an Flugzeugsystemen dienen als Ausgangspunkt der Aktivitäten zu neuartigen Betriebskonzepten. An der TUHH wurden in den vergangenen Jahren zahlreiche Forschungsvorhaben (z.B. ProReB, MaWeS, OMAHA) hinsichtlich der Entwicklung, Modellierung und Bewertung von neuartigen Instandhaltungs- und Wartungskonzepten umgesetzt [6][7][8][9]. Eingebettet in eine ganzheitliche Sichtweise und wirtschaftliche Bewertungen verschiedener Lufttransportkonzepte wurden Einflüsse der Instandhaltung durch Integration von Wartungs-/Instandhaltungsplanungen in den Nutzungsprozess abgebildet und bezogen auf den Flugzeuglebenszyklus bewertet. In dem LuFo-Vorhaben OMAHA wurden zum Beispiel neue Konzepte für die zustands- bzw. prognosebasierte Instandhaltung zukünftiger Flugzeuge entwickelt, um das Wartungsprogramm zu optimieren und somit die Flugzeugverfügbarkeit zu erhöhen [10][11]. Dazu wurden u.a. Optimierungsalgorithmen für die Instandhaltungsplanung entwickelt und hinsichtlich ihres wirtschaftlichen Nutzens im Lebenszyklus eines Flugzeugs bewertet. So wurden bei der Entwicklung von Wartungsprogrammen wichtige Erfahrungen bezüglich der Wechselwirkung zwischen technologischem Ansatz

und der daraus folgenden Notwendigkeit einer Wartungsaktivität gesammelt. Weiterhin wurden Wartungsprogramme heutiger Verkehrsflugzeuge auf eine mögliche weitere Optimierung analysiert und die gewonnenen Erkenntnisse in weiteren Entwicklungsiterationen genutzt [12][13].

1.4.2. Informations- und Patentrecherche

Es sind keine Patente bekannt, die durch die methodischen und funktionalen Beiträge der TUHH im Projekt verletzt werden könnten.

1.5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Es fand keine Zusammenarbeit mit anderen Stellen außerhalb des Verbundes statt.

2. Technischer Bericht

2.1. Übersicht zum erreichten Stand des Projekts

Im folgenden Abschnitt erfolgt eine Gegenüberstellung des erreichten Stands des Vorhabens mit der Planung im Sinne des Antrags.

AP1.2 Betriebskonzepte

TUHH Beitrag	Leitung
Status	Abgeschlossen (100%), geplante Ziele erreicht.
Planung (Antrag)	Untersuchung der Aus- und Wechselwirkungen neuer Flugzeugkonfigurationen auf die Instandhaltung; Entwicklung geeigneter Wartungskonzepte für das UHBR-Triebwerkskonzept in Überflügelanordnung; Abschätzung der Wartungskosten als Teil der ökonomischen Gesamtbewertung; Analyse des Einflusses der Instandhaltungspläne auf den Flugbetrieb solcher Flugzeugkonfigurationen.
Erreichter Stand	Es wurde eine neue Methodik zur Bestimmung von Instandhaltungsplänen für neuartige Flugzeugkonfigurationen entwickelt. Mit dieser wurden Instandhaltungspläne und Abschätzungen der Wartungskosten für die Referenzkonfigurationen „AVACON Research Baseline 2028“ (ARB2028) sowie für die AVACON Konzepte C2 (Rumpfanordnung der Triebwerke) und C3 (Überflügelanordnung der Triebwerke) bestimmt. Unter Berücksichtigung der Instandhaltungspläne wurde anschließend der Einfluss auf den Flugbetrieb der verschiedenen Flugzeugkonfigurationen bestimmt. Hierzu wurde die bereits existierende Life-Cycle-Simulation <i>AirTOBS</i> (Aircraft Technology & Operations Benchmark System) erweitert. Durch die Anwendung der beschriebenen Modellkette konnte gezeigt werden, dass für die Konzepte C2 und C3 ein erhöhter Instandhaltungsbedarf zu erwarten ist, welcher die geplanten Instandhaltungskosten um bis zu 8% erhöht und die jährlichen Flugzyklen und Flugstunden aufgrund leicht erhöhter Ausfallzeiten um bis zu 0,24% (entspricht ca. einem Flug pro Jahr) verringert.

AP1.3 Systeme

TUHH Beitrag	Leitung
Status	Abgeschlossen (100%), geplante Ziele erreicht
Planung (Antrag)	Potentialabschätzung und Definition von Systemtechnologien; Spezifikation einer Referenzsystemarchitektur; darüber hinaus Durchführung von integrierten Studien zu More-Electric-Aircraft-Architekturen und deren Wechselwirkung mit dem UHBR-Triebwerkskonzept; hierzu Bestimmung von Masse und Leistungsbedarf der Systeme zunächst unter Verwendung von Handbuchmethoden und sukzessive

Erhöhung des Detaillierungsniveaus der Entwurfsmodelle; Bewertung auf Flugzeugsystemebene

Erreichter Stand Die Referenzsystemarchitektur des Flugzeugmodells „AVACON Research Baseline 2028“ (ARB2028) wurde definiert und vorausgelegt. Es wurden Gesamtmasse der Flugzeugssysteme sowie ein repräsentativer Lastverlauf der sekundären Leistungsentnahme am Triebwerk für eine gegebene Referenzmission ermittelt. In einem ersten Schritt erfolgte dies zunächst mit vereinfachten empirischen Prognosefunktionen, die der Literatur entnommen wurden. Um das Detailniveau der Entwurfsmethoden im Projektzeitraum sukzessive zu steigern, wurde die *GeneSys*-Softwareplattform für den Gesamtsystementwurf entwickelt. Hierzu gehört neben Verbesserung von bereits bestehenden Methoden auf Komponentenebene auch die Entwicklung von graphenbasierten Systemmodellen für den Vorentwurf der Leistungsversorgungsnetzwerke (Hydraulik, Elektrik, Pneumatik). Zur Untersuchung einer zapfluftlosen Systemarchitekturvariante wurde mit fachlicher Unterstützung von MTU ein mit der Triebwerksvorauslegung gekoppelter Systementwurfsprozess etabliert. Mit diesem Prozess können nun elektrifizierte Systemarchitekturen unter Berücksichtigung eines auf die jeweilige Architektur angepassten Triebwerkszyklus auf Missionsebene (Kraftstoffverbrauchssimulation mit dem TUHH-FST Programm *SysFuel*) bewertet werden.

AP4.3 Fahrwerk

TUHH Beitrag Unterstützung

Status Abgeschlossen (100%), geplante Ziele nach Änderungsantrag erreicht

Planung (Antrag) Spezifikation des Fahrwerksvorentwurf und vereinfachte Abschätzung von Fahrwerkskonzepten; Untersuchung optimierter Kinematiken (4- und 6-Gelenkketten); Erstellung eines detaillierten Mehrkörpersimulationsmodells zur Detailauslegung von Subsystemen

Erreichter Stand Es wurde eine bestehende Methodik zur Vorauslegung von Flügel-fahrwerken erweitert, um auch Rumpffahrwerke analysieren zu können. Hierbei wird Gewicht, Leistungsverbrauch und Belastung der einzelnen Fahrwerkskomponenten abgebildet. Die Ergebnisse der Methodik können (z.B. der Schwerpunkt des Fahrwerks) als Input für eine anschließende detaillierte Entwicklung von Kinematikkonzepten genutzt werden. Eine weitergehende Detailmodellierung hat gemäß des genehmigten Änderungsantrags nicht stattgefunden.

2.2. Arbeitspaket 1.2 – Betriebskonzepte

In AP1.2 des Projekts AVACON hat die TUHH die Aus- und Wechselwirkungen neuer Flugzeugkonfigurationen auf die Instandhaltung, einschließlich der Wartungskosten sowie der Einflüsse auf den Flugbetrieb, modelliert und für drei verschiedene im AVACON-Projekt erarbeitete Flugzeugkonfigurationen analysiert. Hierzu sind die folgenden Ergebnisse erzielt worden:

- Entwicklung eines neuen Berechnungsmodells zur Bestimmung des Wartungsbedarfs neuartiger Flugzeugkonfigurationen mit Triebwerken in Überflügelanordnung in Abhängigkeit individueller Leistungsfähigkeiten und Einsatzcharakteristika
- Erweiterung des *AirTOBS*-Modells für die Erstellung von generischen und kontinuierlichen Flugplänen unter Berücksichtigung von Instandhaltungsereignissen mitsamt der Boden- und Standzeiten.
- Simulation und Bewertung der Instandhaltung und des Flugbetriebs von drei im AVACON Projekt erarbeiteten Flugzeugkonfigurationen: der Referenzkonfiguration ARB2028 sowie der Konzepte C2 und C3.
- Untersuchung der Sensitivität der Ergebnisse hinsichtlich verschiedener Verbesserungsraten für die Triebwerksinstandhaltung

Diese Ergebnisse werden im Folgenden vorgestellt.

Bestimmung von Instandhaltungsplänen

Die Grundlage zur Bestimmung von Instandhaltungsplänen für zukünftige Flugzeugkonfigurationen bilden historische Instandhaltungsdaten existierender Flugzeugtypen. Hierbei wird zwischen der Instandhaltung der Triebwerke und des übrigen Flugzeugs, dem Airframe, unterschieden. Als Datenquellen werden Veröffentlichungen von *Aircraft Commerce* für die Flugzeugtypen A300-600R, A310-300, A320, A330, B737, B747-400, B757, B767, B777, MD11 und MD80 sowie die für mit diesen Flugzeugtypen eingesetzten Triebwerkstypen verwendet. Die Berücksichtigung neuerer Flugzeugs- und Triebwerkstypen ist aufgrund der zeitlichen Verzögerungen zwischen Indienststellung, abgeschlossenen Wartungszyklen und der Veröffentlichung erster Daten seitens der Airlines und MRO-Betriebe nicht möglich.

Aus den verfügbaren Instandhaltungsdaten wird in einem ersten Schritt ein Regressionsmodell bestimmt, mit dem die gesamten Instandhaltungskosten für eine zukünftigen Flugzeugkonfiguration bestimmt werden können. Hierbei wird zwischen der Instandhaltung des Airframes und der Triebwerke unterschieden. Im zweiten Schritt wird ein Top-Down-Ansatz verwendet, um aus den vorhergesagten Instandhaltungskosten die Kosten einzelner Instandhaltungsereignisse zu bestimmen. Abschließend werden die Instandhaltungsintervalle sowie die aus der Instandhaltung resultierenden Ausfallzeiten durch einen Vergleich mit Instandhaltungsplänen existierender Flugzeugtypen bestimmt.

Die für das Regressionsmodell verwendeten Funktionsansätze sind durch die beiden nachfolgenden Gleichungen mit den Regressionskoeffizienten α_i gegeben. Die direkten Instandhaltungskosten des Airframes pro Flugzyklus AFMC/FC werden in Abhängigkeit der operationellen Leermasse OEM, der Flugstunden pro Flugzyklus FH/FC sowie des durchschnittlichen Jahres des Erstflugs der untersuchten Flugzeugtypflotte avg_FF_year bestimmt. Die direkten Triebwerksinstandhaltungskosten pro Flugzyklus

EMC/FC werden in Abhängigkeit des Standschubs auf Meereshöhe SLST, der Flugstunden pro Flugzyklus FH/FC und dem Jahr der Zertifizierung des Triebwerks cert_year bestimmt.

AFMC/FC =

$$(\alpha_1 \cdot \text{OEM} + \alpha_2 \cdot \text{FH/FC} + \alpha_3 \cdot \text{OEM} \cdot \text{FH/FC} + \alpha_4) \cdot \exp(\alpha_5 \cdot (\text{avg_FF_year} - 2010))$$

$$\text{EMC/FC} = (\alpha_6 \cdot \text{SLST} + \alpha_7 \cdot \text{FH/FC} + \alpha_8) \cdot \exp(\alpha_9 \cdot (\text{cert_year} - 2010))$$

Die Visualisierungen der ermittelten Regressionsmodelle sind in Abbildung 2 und Abbildung 3 gegeben. Das Bestimmtheitsmaß R^2 liegt bei 0,9771 für das Airframe-Modell und bei 0,9274 für das Triebwerksmodell. Neben den Antwortflächen des Modells für die Jahre 1990, 2010 und 2028 (Grün) sind auch die einzelnen Eingangsdatenpunkte (Rot), die Ergebnisse für die ARB2028-Konfiguration (Magenta) sowie die Antwortflächen des CeRAS-DOC-Modells [15] (Cyan) gegeben. Letztere beziehen sich, wie auch alle anderen monetären Werte des Modells, auf das Jahr 2010 und dienen zur Validierung der ermittelten Regressionsmodelle.

In Abbildung 2 ist zu erkennen, dass die direkten Instandhaltungskosten des Airframes mit zunehmender operationeller Leermasse und zunehmenden Flugstunden pro Flugzyklus ansteigen. Ferner sind die direkten Instandhaltungskosten für jüngere Airframes geringer als für ältere Airframes, wobei die jährliche Verbesserungsrate, welche technologische, regulatorische sowie auf Erfahrungswerten basierte Verbesserungen beinhaltet, 2,4% beträgt. Für das Jahr 2010 existieren insbesondere für Airframes mit geringer Leermasse nur geringfügige Abweichungen zwischen dem ermittelten Regressionsmodell und dem CeRAS-Modell.

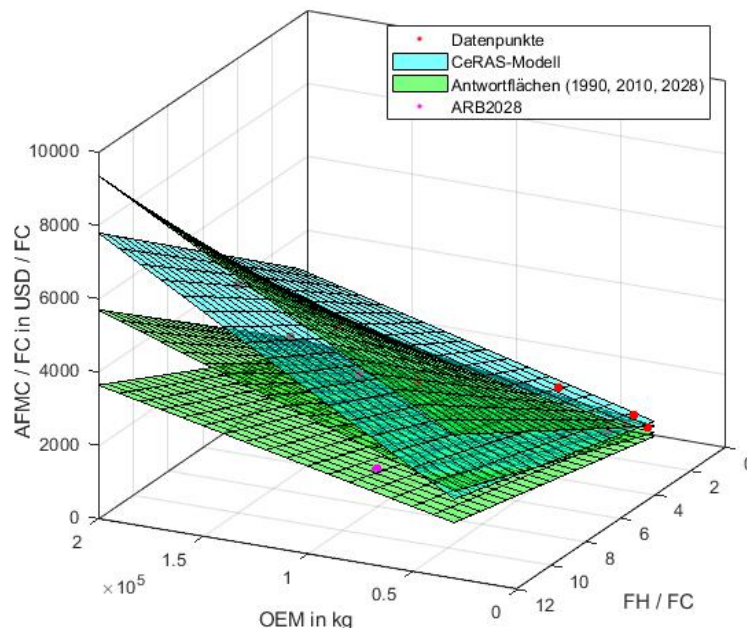


Abbildung 2: Visualisierung der Antwortflächen des Regressionsmodells für die direkten Instandhaltungskosten des Airframes pro Flugzyklus

In Abbildung 3 ist zu erkennen, dass die direkten Instandhaltungskosten des Triebwerks mit zunehmendem Standschub auf Meereshöhe und zunehmenden Flugstunden pro Flugzyklus ansteigen. Eine Abhängigkeit der direkten Instandhaltungskosten

der Triebwerke vom Jahr der Triebwerkszertifizierung konnte mit den vorliegenden Daten nicht ermittelt werden ($\alpha_9 \approx 0$), sodass keine Unterscheidung der Antwortflächen verschiedener Jahre zu erkennen ist. Eine Übereinstimmung mit der Antwortfläche des CeRAS-Modells liegt in erster Linie für schubschwache Triebwerke mit kurzen Betriebszeiten pro Triebwerkszyklus vor. Für höhere SLST- und FH/FC-Werte ergeben sich deutliche Abweichungen.

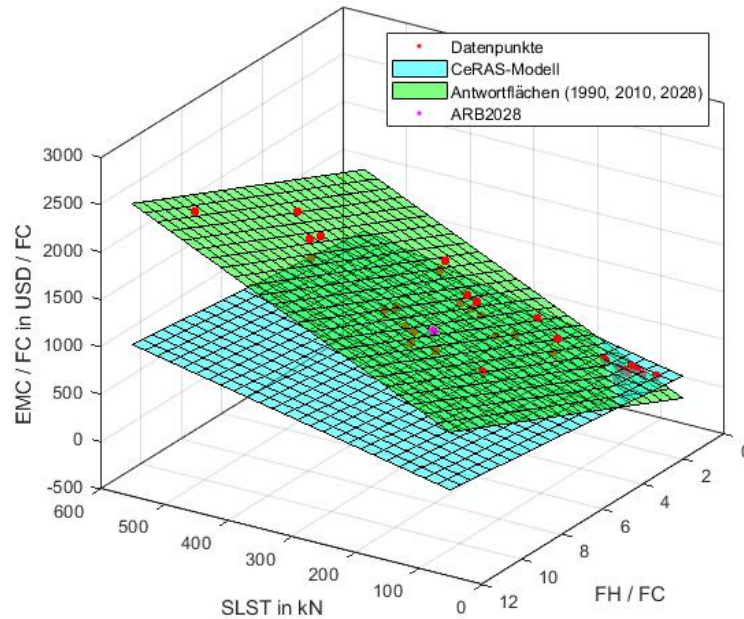


Abbildung 3: Visualisierung der Antwortflächen des Regressionsmodells für die direkten Instandhaltungskosten von Triebwerken pro Flugzyklus

Die aus den direkten Instandhaltungskosten für Airframe und Triebwerke abgeleiteten geplanten Instandhaltungsereignisse sind auszugsweise und beispielhaft für die Flugzeugkonfiguration ARB2028 in Tabelle 1 gegeben. Hierbei steht FC für Flugzyklen, FH für Flugstunden und MH für Personenstunden. Es wird angenommen wird, dass die Pre-flight-Instandhaltung keine Ausfallzeit hervorruft, da diese während des Turnarounds durchgeführt wird. Ferner werden die Fahrwerks- und Triebwerksinstandhaltung, wie auch die Instandhaltung aller weiteren Großkomponenten, unabhängig vom Rest des Flugzeugs durchgeführt und während der ohnehin auftretenden Ausfallzeiten, z. B. während des C-Checks, ein- und ausgebaut, sodass auch hier keine Ausfallzeiten eingeplant werden müssen.

Ereignis	Ausfallzeit	Intervall	Kosten
Pre-flight	-	1 FC	0,8 MH +12 \$ Material
A-check	24 h	1.200 FH	370 MH +10.000 \$ Material
C-check	3 Wo.	48 Mon.	11.000 MH +300.000 \$ Material
Fahrwerk	-	-	43 \$ / FC
Triebwerk	-	-	158 \$ / FH

Tabelle 1: Beispielhafte geplante Instandhaltungsereignisse für die ARB2028

Ausgewählte Ergebnisse der Auswertung der Regressionsmodelle für die Flugzeugkonfigurationen ARB2028, C2 und C3 bei einer durchschnittlichen Flugmissionsdauer

von 7 FH / FC sind in Tabelle 2 gegeben. Hierbei wird zwischen den gesamten direkten Instandhaltungskosten, den Kostenanteilen von Airframe und Triebwerken sowie den einzelnen Kostenanteilen von Fahrwerk, APU und Reifen (jeweils als Teil des Airframes) unterschieden. Neben den absoluten Angaben für die ARB2028-Konfigurationen (DMC ARB2028 [\$ / FC]) und den relativen Kostenunterschieden für die Konfigurationen C2 und C3 (Δ DMC) sind in den beiden mittleren Spalten der Tabelle auch die Haupteinflussgrößen für Änderungen in den Instandhaltungskosten sowie deren relative Änderung im Vergleich zur ARB2028-Konfiguration aufgeführt. Es ist zu erkennen, dass die direkten Instandhaltungskosten für die Konfigurationen C2 und C3, aufgrund der höheren Leermasse OEM des Airframes und besonders durch den höheren Standeschub auf Meereshöhe SLST der Triebwerke, über denen der ARB2028-Konfiguration liegen. Auf Komponentenebene steigen die Instandhaltungskosten für die APU und die Reifen infolge der zunehmenden APU-Masse APUM und der zunehmenden maximal zulässigen Landemasse MLM. Für die Fahrwerksinstandhaltung können die Instandhaltungskosten geringfügig reduziert werden, da aufgrund der Triebwerksanordnung der Konfigurationen C2 und C3 oberhalb des Flügels die Fahrwerkslänge reduziert werden kann und folglich die Fahrwerksmasse LGM abnimmt.

Ereignis	DMC ARB2028 [\$ / FC]	Δ C2; Referenz	Δ C3; Referenz	Δ DMC C2	Δ DMC C3
Gesamt	3.558	-	-	+4,59 %	+8,05 %
Airframe	1.376	+3,8 %; OEM	+6,0 %; OEM	+1,92 %	+2,98 %
Triebwerke	2.181	+13,4 %; SLST	+21,6 %; SLST	+6,27 %	+11,25 %
Fahrwerk	43	-4,5 %; LGM	-1,0 %; LGM	-2,23 %	-0,51 %
APU	36	+0,5 %; APUM	+1,2 %; APUM	+0,23 %	+0,62 %
Reifen	14	+5,0 %; MLM	+9,5 %; MLM	+2,49 %	+4,72 %

Tabelle 2: Vergleich der direkten Instandhaltungskosten für die Flugzeugkonfigurationen ARB2028, C2 und C3

Bei den dargestellten Ergebnissen ist zu beachten, dass etwaige Einflüsse der erschweren Zugänglichkeit und Montage von Triebwerken in Überflügelanordnung, wie sie bei den Konfigurationen C2 und C3 vorgesehen sind, im Vergleich zur konventionellen Unterflügelanordnung der ARB2028-Konfiguration noch nicht berücksichtigt sind. Es ist davon auszugehen, dass eine Berücksichtigung solcher Effekte zu einer weiteren Erhöhung der Triebwerksinstandhaltungskosten führen würde. Im Vergleich zu den aufgezeigten Kosten und den deutlichen Kostensteigerungen, jeweils pro Flugzyklus, wird dieser Effekt allerdings als vernachlässigbar klein bewertet; zum einen, weil Triebwerkswechsel und -inspektionen so selten durchgeführt werden, dass die Kosten der zusätzlichen Arbeitsstunden aufgrund erschwerter Zugänglichkeit auf den einzelnen Flugzyklus bezogen sehr gering sind, und zum anderen, weil die Kosten für die Anschaffung von erforderlichen Kränen oder Hebeeinrichtungen für die Triebwerksmontage über alle Flugzyklen einer mit diesem Equipment gewarteten Flotte hinweg ebenfalls als sehr gering eingestuft werden.

Flugbetrieb mit Instandhaltungsereignissen

Um die Auswirkungen der Instandhaltungsereignisse auf den Flugbetrieb der Flugzeugkonfigurationen ARB2028, C2 und C3 zu bewerten, wird das in Abbildung 4 skizzierte *AirTOBS*-Modell verwendet [10]. Dieses besteht aus einem *Flight Schedule Builder* (FSB), welcher aus Flugzeug- und Routendaten einen generischen Flugplan ohne Instandhaltungsereignisse erzeugt, und einem *Maintenance Schedule Builder* (MSB), welcher die flugzeugtypspezifischen geplanten Instandhaltungsereignisse mitsamt der Boden- und Standzeiten berücksichtigt und in den Flugplan integriert. Die Ergebnisse des *AirTOBS*-Modells umfassen somit sowohl einen Instandhaltungsplan als auch einen angepassten Flugplan, welcher die Instandhaltungsereignisse berücksichtigt.

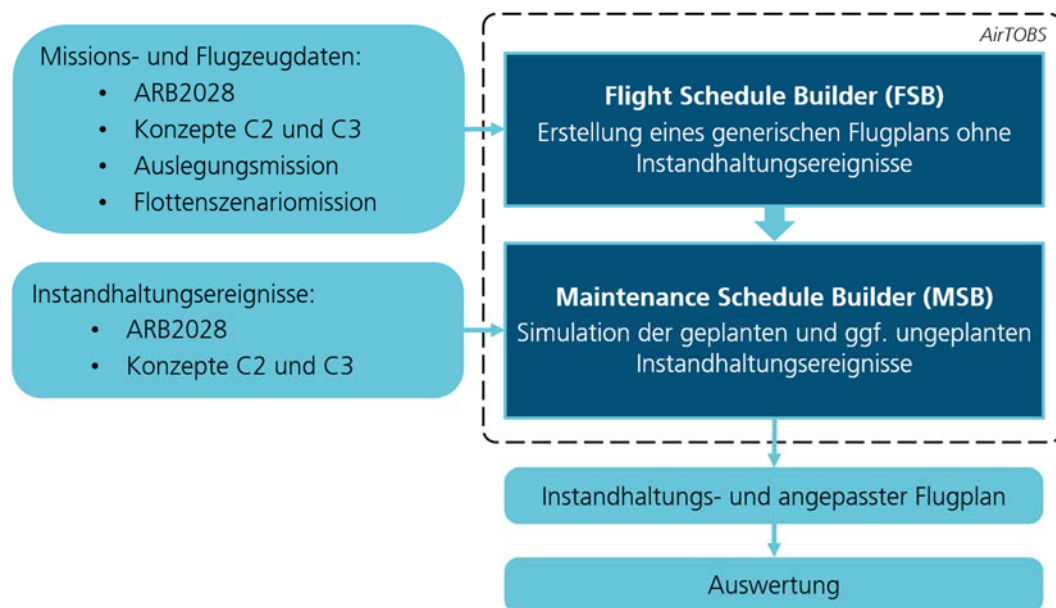


Abbildung 4: Schematische Darstellung des *AirTOBS*-Modells

Für die Anwendung von *AirTOBS* im Rahmen von *AVACON* wurde die Datenstruktur des Modells überarbeitet und verbessert. Während für die Flug- und Instandhaltungsplanung bisher einzelne Tage als voneinander unabhängige 24h-Intervalle betrachtet wurden, erlaubt die neu implementierte Datenstruktur eine kontinuierliche Flug- und Instandhaltungsplanung. Dies ermöglicht die korrekte Simulation von Flugplänen mit Nachtflügen, wie sie für die zu untersuchenden Mittel- und Langstreckenflugzeuge ARB2028, C2 und C3 üblich sind.

Als Einsatzszenarien werden zwei verschiedene repräsentative Flugmissionen untersucht. Erstens die Auslegungsmission der in *AVACON* erarbeiteten Flugzeugentwürfe mit einer Distanz von 8520 km und zweitens eine durchschnittliche Flugmission aus dem in *AVACON* erarbeiteten Flotteneinsatzszenario mit einer Distanz von 5714 km. Zur Bestimmung der Flug- und Turnaround-Zeiten für die beiden Flugmissionen wird ein am TUHH-ILT verfügbares Flugzeugutilizationmodell verwendet. Die hiermit ermittelten Ergebnisse können der nachfolgenden Tabelle 3 entnommen werden. Um auch etwaige Flugbetriebsunterbrechungen abseits der Instandhaltung bei der Erstellung des Flugplans indirekt zu berücksichtigen – dies umfasst zum Beispiel die Berücksichtigung von Nachtflugverboten, Zeitverschiebungen und zeitlichen Nachfrageverteilun-

gen bei der Erstellung der Flugpläne – wurde das *AirTOBS*-Modell für die konventionelle Flugzeugkonfiguration ARB2028 mit einer für die entsprechende Flugmission typischen Utilization-Rate (UTR) kalibriert.

Flugmission	Distanz	Flugzeit	Turnaround-Zeit	ARB2028 UTR
Auslegungsmission	8.520 km	10,2 h	1,77 h	0,7046
Flottenszenariomission	5.714 km	7,0 h	1,47 h	0,6700

Tabelle 3: Eigenschaften der untersuchten Flugmissionen

Die aggregierten Ergebnisse der Simulation des Flugbetriebs für die Flugzeugkonfigurationen ARB2028, C2 und C3 für die Auslegungsmission und die Flottenszenariomission sind in Tabelle 4 gegeben. Es ist zu erkennen, dass die Utilization der Konfigurationen C2 und C3 im Vergleich zur Konfiguration ARB2028 für beide Flugmissionen abnimmt. Im Vergleich zur Steigerung der direkten Instandhaltungskosten nimmt die Utilization allerdings deutlich geringfügiger ab. Dies ist zum einen damit zu begründen, dass angenommen wird, dass es bei der Instandhaltung von Triebwerken und Großkomponenten, wie zum Beispiel dem Fahrwerk, zu keinen Ausfallzeiten des Flugzeugs kommt, da diese Komponenten nach Ausbau komplett unabhängig vom Rest des Flugzeugs instandgesetzt werden und der Aus- und Einbau während der ohnehin auftretenden Ausfallzeiten, z. B. während eines C-Checks, erfolgen. Zum anderen existieren neben der Instandhaltung noch weitere Faktoren, welche die Utilization beeinflussen, nicht aber von einem gesteigerten Instandhaltungsbedarf beeinflusst werden.

Bewertungskriterium	Auslegungsmission (8.520 km, FH / FC = 10,2 h)			Flottenszenariomission (5.714 km, FH / FC = 7,0 h)		
	ARB2028	Δ C2	Δ C3	ARB2028	Δ C2	Δ C3
FC [p.a.]	492,5	-0,15 %	-0,21 %	648,3	-0,17 %	-0,24 %
FH [p.a.]	5.029	-0,15 %	-0,21 %	4.557	-0,17 %	-0,24 %
UTR [-]	0,7046	-0,15 %	-0,21 %	0,6700	-0,17 %	-0,24 %
DMC [\$ / FC]	4.695	+2,73 %	+4,97 %	3.358	+4,59 %	+8,05 %
AFMC [\$ / FC]	1.875	+2,00 %	+2,90 %	1.376	+1,92 %	+2,98 %
EMC [\$ / FC]	2.819	+4,85 %	+8,70 %	2.181	+6,27 %	+11,25 %

Tabelle 4: Vergleich des Einflusses der Instandhaltung auf den Flugbetrieb für die Flugzeugkonfigurationen ARB2028, C2 und C3

Sensitivitätsuntersuchung: Verbesserungen in der Triebwerksinstandhaltung

Um den Einfluss möglicher Verbesserungen der Triebwerksinstandhaltung auf die erzielten Bewertungsergebnisse zu untersuchen, wurde das ermittelte Regressionsmodell für die direkten Instandhaltungskosten der Triebwerke angepasst, sodass verschiedene jährliche Verbesserungsrate in der Triebwerksinstandhaltung IREM berücksichtigt werden können. Der untersuchte Bereich der jährlichen Verbesserungsrate erstreckt sich hierbei von IREM = 0,0%, dem ursprünglichen Ergebnis des Regressionsmodells, bis hin zu IREM = 2,4%, der jährlichen Verbesserung der Kosten für die Instandhaltung des Airframes.

In Tabelle 5 sind die Ergebnisse der Sensitivitätsuntersuchung durch einen Vergleich zwischen den Flugzeugkonfigurationen ARB2028 und dem Konzept C2 für die Flottenszenariomission von 5.714 km gegeben. Es ist zu erkennen, dass der Anstieg der direkten Instandhaltungskosten DMC für das Konzept C2 mit ansteigender Verbesserungsrate der Triebwerksinstandhaltung zunehmend etwas geringer ausfällt. Ein Einfluss der Verbesserungsrate der Triebwerksinstandhaltung auf die Utilization-Rate UTR ist nicht zu erkennen, da die Triebwerksinstandhaltung unabhängig vom Airframe durchgeführt wird und keine zusätzlichen Ausfallzeiten für das Flugzeug hervorruft. Die relative Änderung der direkten Triebwerksinstandhaltungskosten EMC zwischen den Flugzeugkonfigurationen ARB2028 und dem Konzept C2 steigt mit ansteigender Verbesserungsrate der Triebwerksinstandhaltung. Insgesamt zeigen die Ergebnisse aus Tabelle 5, dass die grundsätzliche Aussage, dass das Konzept C2 zu höheren Instandhaltungskosten und einer geringeren Utilization führt als die Referenzkonfiguration ARB2028, durch eine potentielle jährliche Verbesserungsrate der Triebwerksinstandhaltung nicht beeinflusst wird. Gleiches gilt auch für die nicht explizit angegebene Sensitivitätsuntersuchung des Konzepts C3 sowie für die Sensitivitätsuntersuchungen der Auslegungsmision von 8.520 km.

Auswertungsgröße	Flottenszenariomission (5.714 km, FH / FC = 7,0 h)							
	IREM = 0,0%		IREM = 1,0%		IREM = 2,0%		IREM = 2,4%	
	ARB	ΔC2	ARB	ΔC2	ARB	ΔC2	ARB	ΔC2
FC [p.a.]	648,3	-0,17%	648,3	-0,17%	648,3	-0,17%	648,3	-0,17%
FH [p.a.]	4.557	-0,17%	4.557	-0,17%	4.557	-0,17%	4.557	-0,17%
UTR [-]	0,6700	-0,17%	0,6700	-0,17%	0,6700	-0,17%	0,6700	-0,17%
DMC [\$ / FC]	3.358	+4,59%	2.862	+4,55%	2.377	+4,39%	2.228	+4,29%
AFMC [\$ / FC]	1.376	+1,92%	1.376	+1,92%	1.376	+1,92%	1.376	+1,92%
EMC [\$ / FC]	2.181	+6,27%	1.485	+6,99%	1.001	+7,79%	851,7	+8,14%
EMC / AFMC	1,585	+4,29%	1,079	+5,00%	0,727	+5,56%	0,619	+6,09%

Tabelle 5: Sensitivität der Auswertungsgrößen hinsichtlich der jährlichen Verbesserungsrate der Triebwerksinstandhaltung (IREM)

2.3. Arbeitspaket 1.3 – Systeme

In AP1.3 des Projekts AVACON hat die TUHH den Einfluss der Systemarchitektur auf den Flugzeugvorentwurf einer fortschrittlichen Flugzeugkonfiguration mit Triebwerken untersucht, die ein besonders hohes Nebenstromverhältnis aufweisen (UHBR-Triebwerke). Hierzu sind die folgenden Ergebnisse erzielt worden:

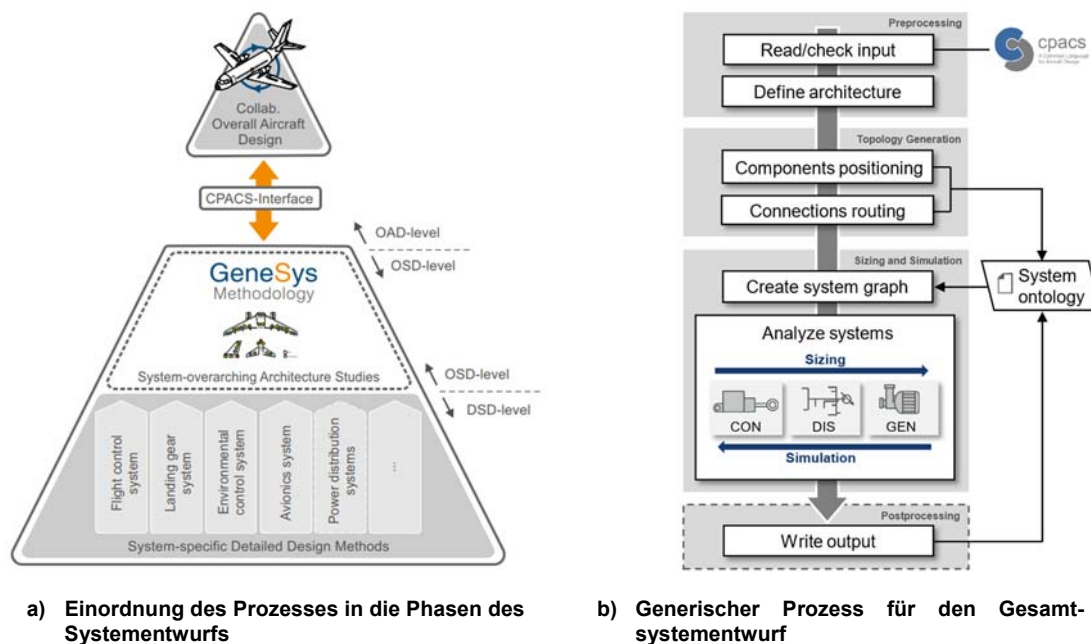
- Weiterentwicklung der Prozesskette *GeneSys* zu einer umfangreichen Softwarelösung für den Gesamtsystemvorentwurf
- Vorauslegung der Referenzsystemarchitektur für das Flugzeugmodell AVACON Research Baseline 20282 (ARB20282)

- Aufbau eines Prozesses für die Bewertung von Systemarchitekturen unter Berücksichtigung von Kopplungseffekten mit dem Triebwerksentwurf
- Bewertung einer zapfluftlosen Systemarchitektur für die ARB2028

Die Ergebnisse werden im Folgenden vorgestellt..

Weiterentwicklung von GeneSys zu einer Gesamtsystementwurfsumgebung

Basierend auf Vorarbeiten von Koeppen [2] und Bornholdt [5] wurde die Prozesskette GeneSys zu einer Gesamtsystementwurfsumgebung weiterentwickelt. Diese Softwareumgebung besteht aus einem Set von parametrischen und konsistenten Analysemodellen, die in eine objektorientierte MATLAB-Simulink Programmierumgebung integriert wurden. Mit dem objektorientierten Ansatz sind ebenfalls eine Bibliothek von Systemmodellen unterschiedlicher Güte und Entwurfstemplates für die wissensbasierte Generierung von Systemtopologien verbunden. Um Konsistenz der Datenstruktur während des Entwurfsprozesses zu gewährleisten, wurden digitale Schnittstellen zwischen den Modulen und auch zu anderen Entwurfsdisziplinen (Aerodynamikentwurf, Triebwerksauslegung, etc.) etabliert. Wie aus Abbildung 5a ersichtlich, werden Daten über eine Schnittstelle zum Gesamtflugzeugentwurf (Overall Aircraft Design, OAD) kommuniziert. Aufgrund des parametrischen Modellierungsansatzes von Flugzeug- bzw. Systemmodellen und der im Rahmen des Projekts entwickelten automatisierten Topologieerzeugungsalgorithmen ist es möglich, den Einfluss konfigurativer Änderungen auf OAD-Ebene innerhalb kurzer Zeit auf Systemebene zu quantifizieren. Zudem können bei Bedarf Systemmodelle aus der Detailentwurfsphase (Detailed System Design, DSD), die beispielsweise in vorangegangenen Projekten erarbeitet wurden, in den GeneSys-Prozess eingebunden werden. Der generische Vorentwurfsprozess von GeneSys ist in Abbildung 5b dargestellt.



a) Einordnung des Prozesses in die Phasen des Systementwurfs

b) Generischer Prozess für den Gesamtsystementwurf

Abbildung 5: Übersicht über die Gesamtsystementwurfsumgebung GeneSys

Er ist in vier Schritte gegliedert: Vorverarbeitung („Pre-processing“), Topologiegenerierung („Topology generation“), Dimensionierung/Simulation („Sizing and Simulation“) und Nachbearbeitung („Post-processing“).

Pre-processing: Im ersten Schritt werden Informationen von der Gesamtflugzeugebene (engl. Overall Aircraft Design, OAD) wie beispielweise die äußere Geometrie, die Lage der Steuerflächen und der geometrische Aufbau der Kabine eingelesen und die Informationen für den Systemingenieur visuell aufbereitet. Dies ist notwendig, um zum einen die Konsistenz und Vollständigkeit der gegebenen parametrischen Daten für den Systemvorentwurf zu beurteilen und zum anderen, um anhand der gegebenen Informationen weitere Systemspezifikationen definieren zu können. Die Datenschnittstelle vom OAD zum Gesamtsystementwurf (engl. Overall Systems Design, OSD) ist dabei über das XML-basierte, Beschreibungsformat CPACS [14] zur parametrischen Modellierung von Flugzeugen im Vorentwurf realisiert. Im Rahmen der Entwicklung von *GeneSys* wurde eine vollständige Kompatibilität mit CPACS umgesetzt.

Im Sinne des Projektziels, die Gesamtsystemfähigkeit im Verbund zu erhöhen, wurde von der TUHH und BHL eine Erweiterung von CPACS zur Berücksichtigung von aggregierten Systeminformationen auf OAD-Ebene erarbeitet. Zudem wird derzeit gemeinsam mit den AVACON-Verbundpartnern eine Erweiterung von CPACS definiert, die einen Datenaustausch von parametrischen Systeminformationen auf OSD-Ebene über eine einheitliche Schnittstelle ermöglicht. Hierzu dient das von der TUHH erarbeitete Beschreibungsformat „sysArch.xml“ zur parametrischen Beschreibung der Flugzeugsysteme als Grundlage. Die Definition der Knoten des XML-Dokuments ist in Abbildung 6 gezeigt. Die genannten Erweiterungen sind bereits mit dem DLR-Entwicklungsteam von CPACS kommuniziert und werden voraussichtlich nach einer Diskussion mit weiteren relevanten Akteuren in der Forschungsgemeinschaft auf OAD- und OSD-Ebene offiziell in das CPACS-Format aufgenommen.

Topology generation: Bei der Topologiegenerierung (Schritt 2) werden auf Basis der OAD-Informationen und anhand vordefinierter Meta-Informationen über die Systemarchitektur die für den Vorentwurf relevanten Komponenten eines Systems positioniert und miteinander über elektrische Kabel, hydraulische Leitungen oder Druckluftrohre miteinander verbunden. Das Ziel der Topologiegenerierung ist es, die manuelle Definition solcher Informationen bestmöglich zu reduzieren, indem mithilfe von implementierten Positionierungs- und Routingalgorithmen die physische Topologie automatisiert auf Basis der Architekturspezifikation und den gegebenen Geometrieinformationen erstellt wird. Die Algorithmen basieren auf Heuristiken („Design Rules“), die mithilfe des Wissens über den Aufbau der Systemarchitekturen von existierenden Kurz- bis Langstreckenflugzeugen entwickelt wurden. Das Programmmodul zur Topologiegenerierung dient somit auch als umfangreicher Wissensspeicher von Flugzeugsystemarchitekturen. Auch wenn der Positionierungs- und Routingprozess so gestaltet ist, dass möglichst alle Aktivitäten automatisiert ablaufen, können die entwickelten Algorithmen die Komplexität beim Vorentwurf von Flugzeugsystemen nur in begrenztem Maße abbilden. Eine Konsistenzprüfung und Ergänzung der automatisiert generierten Systemtopologie durch den Systemingenieur ist deshalb unerlässlich. Für diesen Zweck wurde das TUHH-Tool *SysView* entwickelt. Es erlaubt, die erzeugte Topologie in einer 3D-Umgebung zu visualisieren, Meta-Informationen zu einzelnen Komponenten/Verbindungen anzuzeigen und Anpassungen interaktiv durchzuführen. Beispiele der Visualisierung von

Komponenten des Klima- und Kühlungssystems mit SysView sind in Abbildung 7 dargestellt.

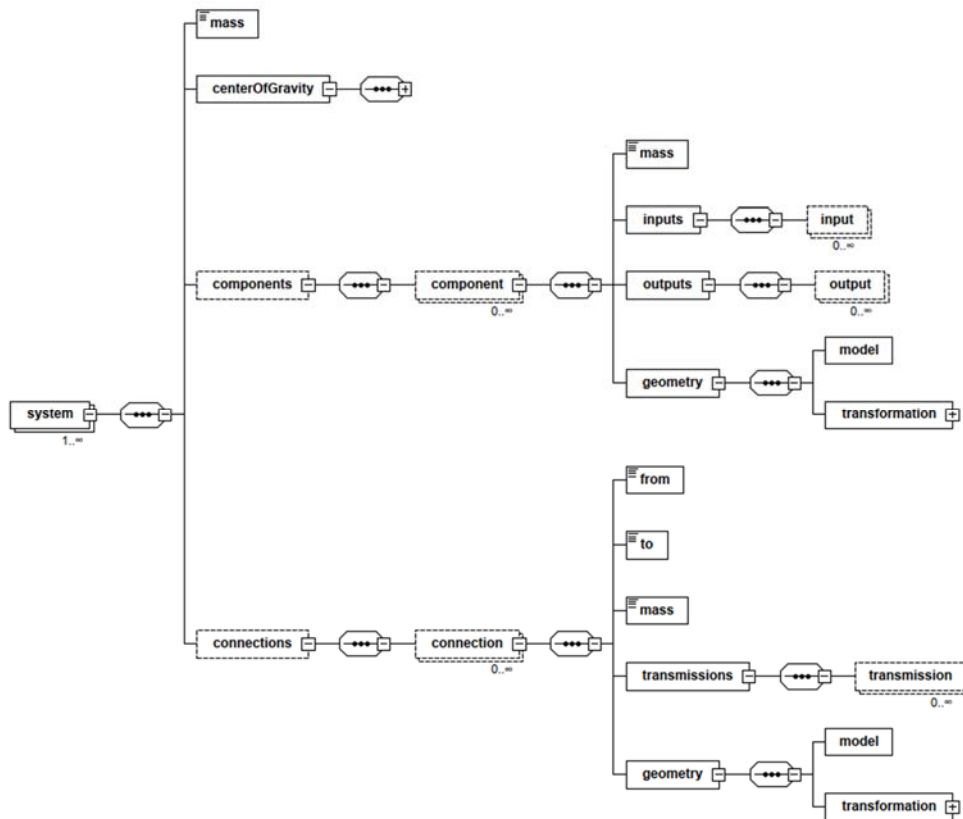


Abbildung 6: Definition des Beschreibungsformats für die parametrische Modellierung von Flugzeugsystemtopologien

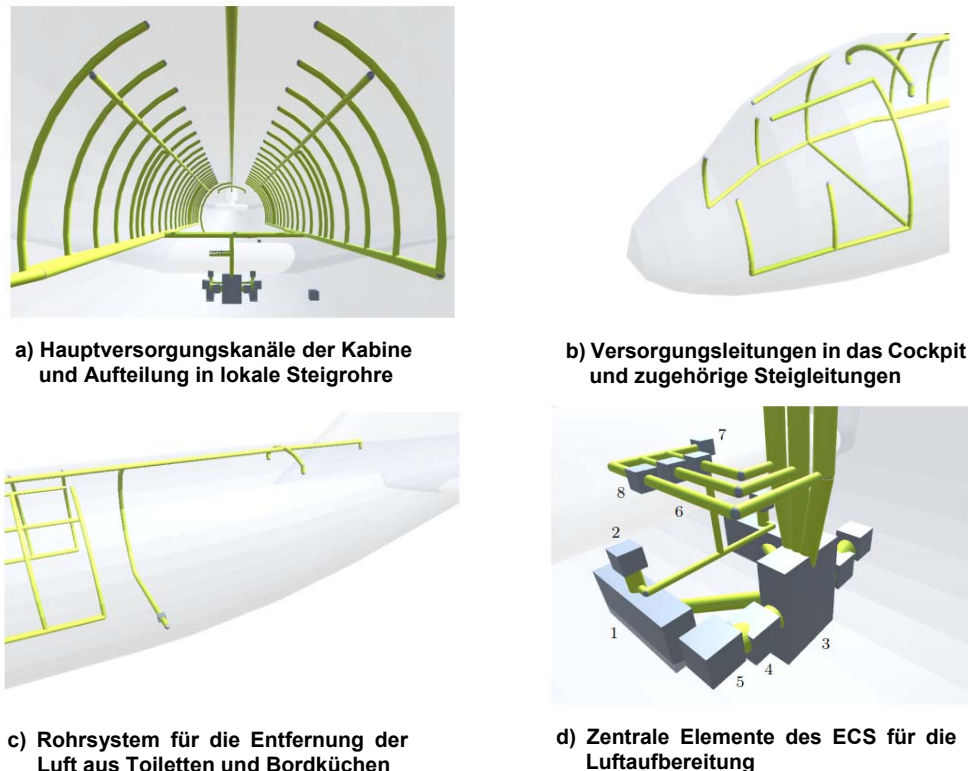


Abbildung 7: Ergebnisvisualisierung der heuristischen Positionierung von Komponenten des Klima- und Kühlungssystems

Sizing and Simulation: Nach erfolgreicher Generierung der Topologie können in einem dritten Schritt die Systeme dimensioniert und das Verhalten unter Standardbedingungen für eine gegebene Flugmission simuliert werden. Dabei wird auf die parametrische Beschreibung der Systemtopologie und weitere Systemspezifikationen zurückgegriffen. Die Dimensionierung liefert als Ergebnis u.a. die Masse, das Volumen und die nominelle Leistung der einzelnen Systemkomponenten. Hierzu wird zunächst das System in seine elementaren mechatronischen Komponenten unterteilt, da deren technischen Eigenschaften bereits bekannt und somit statistische Skalierungsgesetze abgeleitet werden können. Durch Analyse der physikalisch-technischen Abhängigkeiten zwischen diesen Systemen (z.B. Austausch von Leistungsströme/Stoffströme) können für die Skalierung relevante Parameter wie die maximale Leistung (nominal power), die eine Komponente in ihrem Betrieb erfahren wird, abgeschätzt werden und die Komponenten anhand dieses Parameters skaliert werden. Durch Rekombination der Einzelkomponenten kann schließlich auf die Systemeigenschaften zurückgeschlossen werden.

Die Analyse der nominalen Leistung erfolgt durch Analyse des Systems für relevante operationelle Szenarien (Lastfälle). Für viele Systeme müssen hierzu auch die Umgebungsbedingungen des jeweiligen Lastfalls (z.B. Temperatur, Umgebungsdruck, Wassergehalt der Wolken) modelliert werden. Hierzu wird die Standardatmosphäre nach ISA und weitere systemspezifische Anforderungen an die Betriebsfähigkeit unter atmosphärische Bedingungen (z.B. nach SAE ARP85G [16]) verwendet. Neben dem Einfluss der Umweltbedingungen müssen verschiedene operationelle Szenarien mit den Lastfällen abgedeckt werden. Insbesondere für Netzwerksysteme müssen die kritischen Lastszenarien sowohl den Standardbetrieb als auch den fehlerhaften Betrieb

des Systems unter Berücksichtigung aller Systemverbraucheranforderungen abdecken.

Um die iterative Analyse komplexer Netzwerke recheneffizient durchzuführen, werden Graphalgorithmen verwendet. Die Netzwerkanalyse innerhalb GeneSys folgt dem in Abbildung 8 dargestellten Prozess, der für jeden Lastfall wiederholt wird. Als erstes werden hierzu die Leistungsanforderungen (auch Massen- oder Stoffstromanforderungen möglich) der Verbrauchskomponenten, die das Netzwerk versorgt, analysiert. Hierzu wird ein Lastfaktor jeder dieser Leistungssenken („sinks“) bestimmt. Dieser gibt den Anteil der nominellen Leistung an, die diese Verbrauchskomponente im gegebenen Lastfall benötigt, um deren Funktionalität zu gewährleisten. Falls der Lastfall inaktive Verbraucher vorsieht (z.B. aufgrund eines technischen Fehlers), wird ein Subgraph erstellt, der alle inaktiven Senken ignoriert (vgl. Abbildung 8, ausgegraute Elemente). Als zweiter Schritt wird eine Rückwärtsberechnung von Zustands- und Flussvariablen von Leistungssenken zu Leistungsquellen durchgeführt.

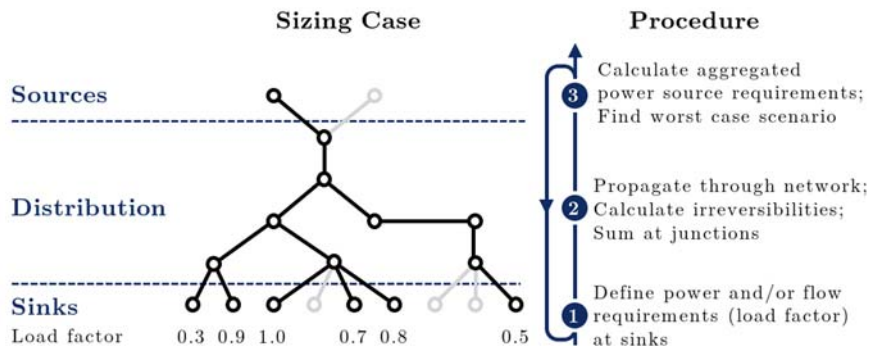


Abbildung 8: Prozess der graphenbasierte Vorausslegung von Versorgungsnetzwerken

Ähnlich wie bei der komponentenbasierten Dimensionierung wird das Graphmodell auch zur Bestimmung des zeitlichen Verlaufs der Gesamtsystemleistung verwendet, die von den Leistungsquellen (z.B. Triebwerkgeneratoren und -pumpen, Brennstoffzellen, Lufterlässe, etc.) bereitgestellt werden muss. Hierfür wird zunächst die benötigte Leistung und zugehörige Zustandsvariablen jeder Verbrauchskomponente für eine gegebene Flugmission bestimmt. Danach werden diese Werte für alle Übertragungselemente von den Senken zu den Quellen zurückgerechnet. Um das Effizienzverhalten von Leistungswandlung und –übertragung von Netzwerkkomponenten zu bestimmen, werden quasi-stationäre Systemmodelle ausgewertet. Dieses Vorgehen wird für jeden Punkt einer Flugmission wiederholt. Das Ergebnis einer Systemlastsimulation ist in Abbildung 9 dargestellt. Diese Verläufe dienen als Eingangswerte für das im Folgenden beschriebene Missionssimulation, um den Einfluss der Systeme auf den Gesamtenergieverbrauch der Flugzeugkonfiguration abzuschätzen.

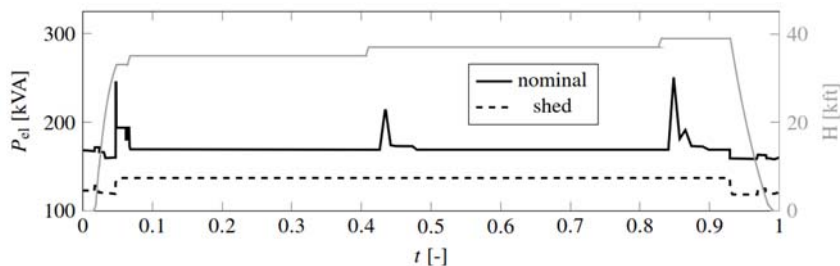


Abbildung 9: Beispiel eines elektrischen Lastprofils

Post-processing: Für die Nachbearbeitung werden die Informationen schließlich in die „sysArch.xml“ exportiert. Hierdurch ist es möglich, die ermittelte geometrische

Größe der Komponenten/Verbindungen erneut in SysView zu betrachten. Auch wird ein Bericht in Form einer HTML-Datei generiert, der systemspezifische Analyseergebnisse der Dimensionierung für den Systemingenieur zusammenfasst. Auf Basis dieser „Postprocessing“-Informationen, können mögliche Fehler bei der Systemspezifikation erkannt und gegebenenfalls korrigiert werden.

Zur Bewertung einer Systemarchitektur kann zudem in der Nachbearbeitung der Einfluss einer Systemtechnologie auf den Gesamtenergieverbrauch eines Flugzeugkonzepts bestimmt werden. Der Gesamtenergieverbrauch ergibt sich als Integration der Leistung, die sowohl für den Antrieb, als auch für die Versorgung der Bordsysteme von den Leistungsquellen während einer Standardmission bereitgestellt wird. Für ein Flugzeug mit n_{eng} Triebwerken, n_{fc} Brennstoffzellen und n_{bat} Batterien, die eine Leistung von P_{eng} , P_{fc} und P_{bat} bereitstellen zu jedem Missionszeitpunkt t bereitstellen, ergibt sich der Gesamtenergieverbrauch zu

$$\begin{aligned}
 E_{\text{mission}} &= \int_{t=0}^{t_{\text{mission}}} [P_{\text{eng}}(t) + P_{\text{fc}}(t) + P_{\text{bat}}(t)] \\
 &= \int_{t=0}^{t_{\text{mission}}} \left[\sum_{k=1}^{n_{\text{eng}}+n_{\text{fc}}} H_{\text{fuel},k} \cdot \dot{m}_{\text{fuel},k}(t) + \sum_{k=1}^{n_{\text{bat}}} I_{\text{bat},k}(t) \cdot U_{\text{bat},k}(t) \right]
 \end{aligned}$$

Hierbei ist $H_{\text{fuel},k}$ der Heizwert des Kraftstoffs (z.B. Kerosin, Wassertstoff), $\dot{m}_{\text{fuel},k}(t)$ der momentane Kraftstoffverbrauch von Triebwerk und oder Brennstoffzelle sowie $I_{\text{bat},k}(t)$ und $U_{\text{bat},k}(t)$ die Stromstärke und Spannung einer Batterie.

Bei einem Flugzeug mit Triebwerken, die neben der Leistung zur Erzeugung von Schub (Primärleistung) auch Leistung für die Flugzeugsysteme bereitstellen (Sekundärleistung) bereitstellen, hat die Gesamtmasse und der Leistungsverbrauch der Flugzeugsysteme vornehmlich einen Effekt auf den momentanen Kraftstoffverbrauch $\dot{m}_{\text{fuel},k}(t)$. Zum einen steigert eine erhöhte Systemmasse den Primärleistungsbedarf des Flugzeugs und zum anderen wird zusätzlicher Kraftstoff benötigt, um die Sekundärleistung bereitstellen zu können. Zusätzlich beeinflusst die momentane Sekundärleistungsentnahme die momentane Gesamteffizienz des Triebwerks negativ, weshalb zusätzlicher Kraftstoff verbraucht wird, um diese Effizienzverluste auszugleichen.

Um, diese komplexen zeitabhängigen Effekte von Systemleistungsverbrauch auf den Treibstoffverbrauch des Triebwerks abschätzen zu können, wird die Missionssimulationmethode nach Dollmayer [17] verwendet. Für die Simulation wird ein stationäres 2D-Flugleistungsmodell des Flugzeugs verwendet. Das Vorgehen dieser Simulation ist in Abbildung 10 dargestellt. Das hierfür nötige Flugzeugmodell (z.B. Missionstrajektorie, Gesamtflugzeugmasse, aerodynamisches Performancemodell) wird von der CPACS-Datei bereitgestellt. Zusätzlich werden GeneSys-Outputwerte (Gesamtssystemmasse, Zapfluftbedarf, Wellenleistungsbedarf am Triebwerk, von Flugzeugsystemen erzeugter Zusatzwiderstand) als Inputwerte für die Missionssimulation verwendet. Das Triebwerksmodell ist mit dem kommerziellen Gasturbinensimulationsprogramm *GasTurb* erzeugt worden. Im Rahmen von GeneSys wurde hierzu das Triebwerksmodell von MTU nachprojektiert und in den Bewertungsprozess eingebunden.

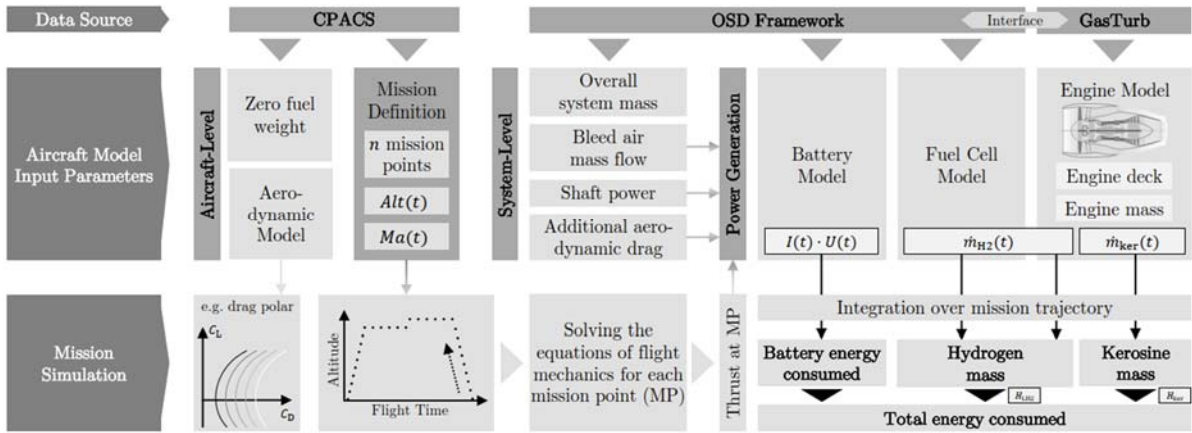


Abbildung 10: Struktur des Missionssimulationstools

Vorauslegungsergebnisse der Referenzsystemarchitektur

In Zusammenarbeit mit dem Partner Bauhaus Luftfahrt (BHL) konnten im zweiten Projektjahr die mit zunächst vereinfachten, datenbasierten Modellen erzeugten Ergebnisse mit einem großen Anteil komponentenbasierter, physikalisch-technischer Methoden überprüft und verbessert werden. Die Definition der Systemarchitektur entspricht dabei der Definition, die im TUHH-Jahresbericht 2018 [22] dokumentiert ist. Die Ergebnisse der Massenberechnung sind in Abbildung 11, die der Missionssimulation in Abbildung 12 dargestellt.

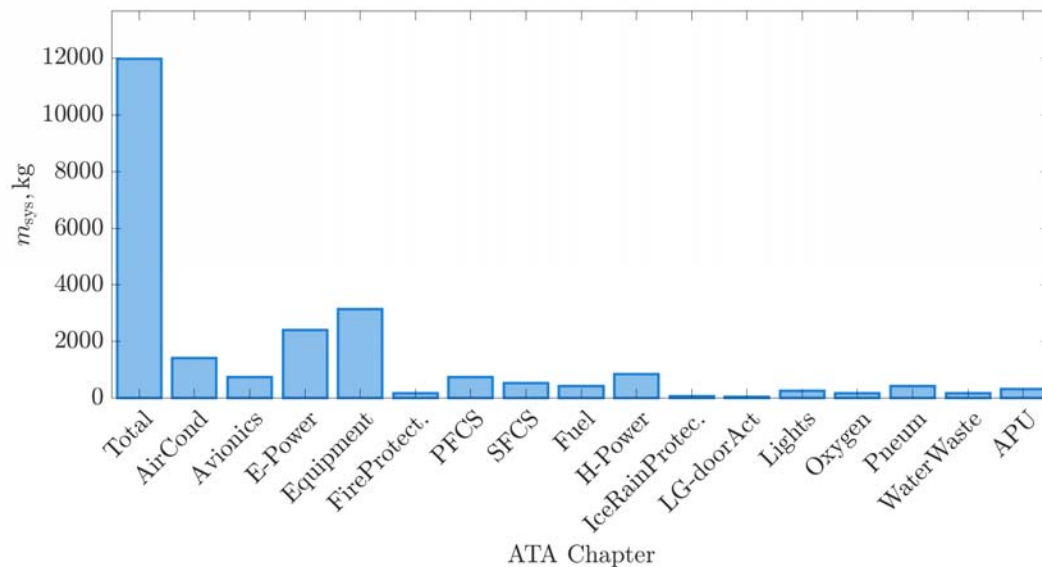


Abbildung 11: Ergebnisse der Massenberechnung der Referenzsystemarchitektur (Loop 2)

Die mit den höherwertigen Methoden erzielten Ergebnisse wurden mit Experten des Industriepartners Airbus diskutiert und den Hinweisen entsprechend angepasst. Die Ergebnisse aus Loop 2 sind anschließend für einen weiteren Iterationsschritt auf Gesamtflugzeugebene berücksichtigt worden. Während die Änderung der Gesamtsystemmasse nur einen geringen Einfluss auf die Neudimensionierung der ARB2028 hat, führte der Unterschied in den Ergebnissen von Loop 1 und Loop 2 beim Gesamtleistungsverbrauch der Systemarchitektur zu einer nicht zu vernachlässigenden Neudimensionierung der Triebwerke (ca. 1%-2% Änderung der maximalen Abflugmasse des Gesamtentwurfs).

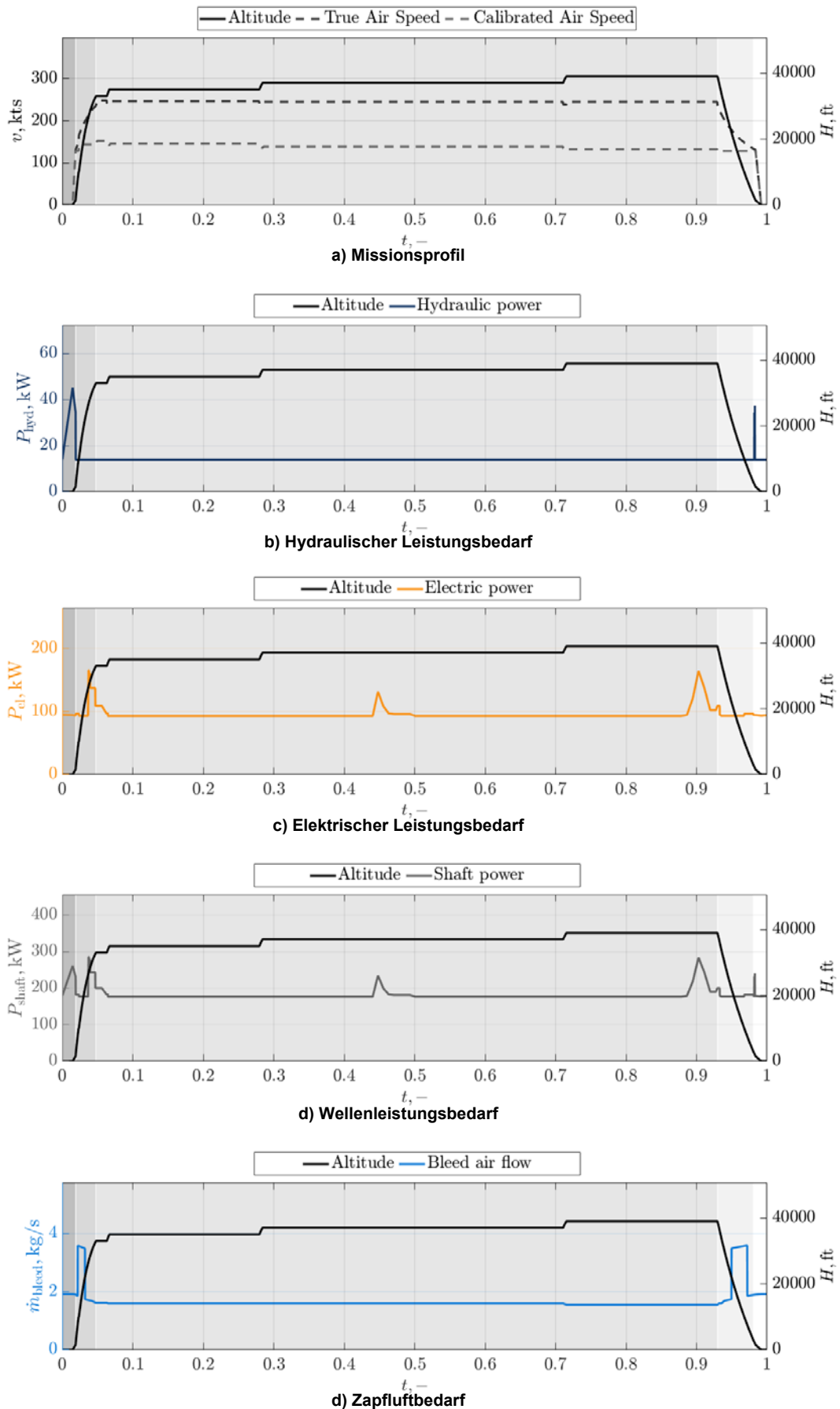


Abbildung 12: Ergebnisse der Systemverbrauchssimulation (Loop 2)

Berücksichtigung von Kopplungseffekten mit dem Triebwerksentwurf

Um eine Bewertung einer zapfluftlosen (bleed-less, BL) Systemarchitektur für das AVACON-Referenzflugzeug (ARB2028) durchführen zu können, die auch den Einfluss von geänderten Systemrandbedingungen (sekundärer Leistungsbedarf) auf die Änderung des On- und Off-Design-Verhaltens des Triebwerks analysiert, wurde mit fachlicher Unterstützung von MTU ein Prozess definiert, der es erlaubt, bei der Bewertung von Systemarchitekturen die Effekte der Triebwerkneudimensionierung (TW-Resizing) auf den Kraftstoffbedarf zu berücksichtigen.

Der Prozess ist in Abbildung 13 dargestellt. Ausgehend von einem gegebenen Referenztriebwerkszyklus (entworfen von MTU), der auf die Sekundärleistungsanforderungen der Referenzsystemarchitektur abgestimmt ist, wird dieser mithilfe eines adaptierten Vorentwurfsprozesses für Gasturbinen auf Basis geänderter Sekundärleistungsentnahmewerte der Systeme neudimensioniert. Hierzu wird angenommen, dass eine Optimierung auf Gesamtflugzeugebene (insb. Triebwerkseffizienz vs. Triebwerksgewicht vs. aerodynamische Performance) bereits stattgefunden hat und eine optimale „Größe“ des Triebwerks und damit auch ein optimaler Fandurchmesser bereits festgelegt ist. Für den Resizing-Prozess wird das Gasturbinensimulationsprogramm *GasTurb* verwendet, mit welchem die stationären Zustandsgleichungen des Triebwerks gelöst und die Querschnitte der Turbokomponenten dimensioniert werden. Hierzu wird zunächst die „Cycle Reference Calculation“ durchgeführt, um die Strömungskomponenten für einen kritischen Flugzustand (Designpunkt) zu dimensionieren. Für diese Berechnung ist es notwendig, die Parameter der physikalischen Turbokomponentenmodelle für diesen Designpunkt festzulegen. Um den Prozess weitestgehend zu automatisieren, wurden hierzu in der Literatur verfügbare und von der Industrie anerkannte Methoden in einem MATLAB-Tool implementiert, mit welchen diese Design-Parameter anhand semi-empirischer und analytischer Methoden abgeschätzt werden können. Weitere Eingangswerte für die „Cycle Reference Calculation“ sind die benötigten Entnahmewerte der Flugzeugsysteme am gewählten Designpunkt. Ist der Designpunkt bestimmt, werden weitere stationäre Betriebspunkte des Triebwerks (Off-Design) analysiert, um gegebene Flugzustandsforderungen als Entwurfsrandbedingungen zu überprüfen. Falls die Randbedingungen verletzt werden, werden automatisiert Änderungen mithilfe von einfachen Designregeln an den Modellparametern vorgenommen und der Resizing-Prozess erneut durchgeführt, bis ein optimierter Entwurf für die gegebenen Systemanforderungen gefunden ist.

Ein Ergebnis des Resizing-Prozesses ist ein Ersatzmodell des Betriebsverhaltens des Triebwerks in Form von Analysetabellen für verschiedenen Betriebspunkte (*EngineDecks*). Diese Betriebspunkte werden vor der Weiterverwendung noch einmal hinsichtlich ihrer Konformität mit dem geforderten minimalen Pumpgrenzabstand des HPC überprüft. Bei Unterschreitung dieses minimalen Abstands wird dem HPC an diesen Betriebspunkten ein zusätzlicher Zapfluftstrom entnommen („Handling Bleed“), sodass der minimale Pumpgrenzabstand eingehalten wird. Die Verwendung von Handling-Bleed erhöht den Kraftstoffverbrauch in diesen Betriebspunkten, weshalb die *EngineDecks* erneut erstellt werden.

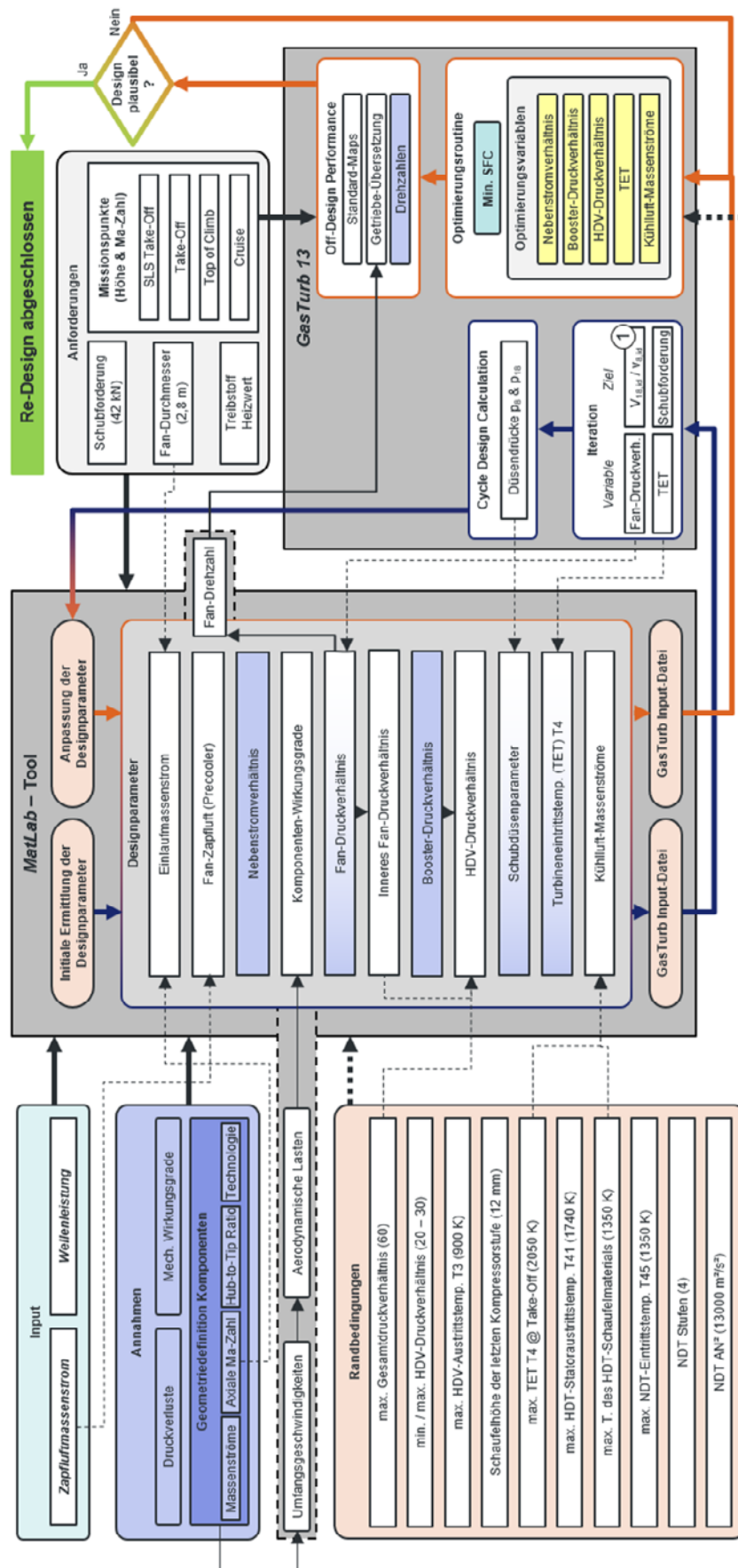


Abbildung 13: Entwurfsprozess für die Berücksichtigung des Triebwerk-Resizings bei der Konzeptbewertung von Systemarchitekturen

Bewertung einer zapfluftlosen Systemarchitektur für die ARB2028

Mit der zuvor vorgestellten Erweiterung wurde eine BL-Architektur für die ARB2028 vorausgelegt und im Vergleich zur Referenzsystemarchitektur bewertet. Die Definition der BL-Architektur und die Ergebnisse der Vorauslegung sind in [24] dokumentiert. Es wurde eine Missionssimulation durchgeführt, um die Änderung des Kraftstoffverbrauchs für eine festgelegte Missionstrajektorie („Trip Fuel“) als Bewertungsmetrik zu bestimmen. Die Simulation wurde sowohl mit einem Modell des Betriebsverhaltens des Referenztriebwerks („Retrofit“-Analyse) als auch mit einem auf die Leistungsanforderungen der BL-Architektur neudimensionierten Triebwerks („Resizing“-Analyse) durchgeführt. Im Folgenden werden die Ergebnisse der Bewertung vorgestellt und der Einfluss des neuen Bewertungsprozesses auf die Bewertungsergebnisse diskutiert.

Für die Bewertung der BL-Architektur und auch zur Beurteilung des Einflusses des neuen Bewertungsprozesses wurden die in Tabelle 6 gelisteten Analysen durchgeführt. Als Bewertungsreferenz (CONV) wurde das Flugzeugmodell der ARB2028 mit der bereits im ersten Projektjahr definierten Referenzsystemarchitektur und den im zweiten Projektjahr ermittelten Systemarchitekturwerten sowie dem Triebwerksdeck des AVACON Referenztriebwerks gewählt. Für die Vergleichsstudien wurden zwei weitere Analysevarianten (BL-R bzw. BL) definiert. Für beide Varianten wurden die Ergebnisse der Vorauslegung für die zapfluftlose Systemarchitektur verwendet. Der Unterschied beim Vergleich von BL bzw. BL-R mit CONV besteht in der Art des für die Missionsanalyse verwendeten Triebwerksdecks. Während beim Vergleich „CONV/BL-R“ das selbe Referenztriebwerk verwendet wurde, wurde für den Vergleich „CONV/BL“ das Triebwerk entsprechend des zuvor vorgestellten Resizing-Prozesses neu dimensioniert.

Variantenbezeichnung	Systemarchitektur	Triebwerksmodell	Kommentar
CONV	Konventionell	Referenz	Bewertungsreferenz
BL-R	Bleedless	Referenz	Analyse gemäß altem Prozess
BL	Bleedless	Resizing	Analyse gemäß Resizing-Prozess

Tabelle 6: Betrachtete Analysevarianten für die vorläufigen BL-Vergleichsstudien

Die Ergebnisse der beiden Vergleichsanalysen sind in Tabelle 7 zusammengefasst.

Vergleichsvarianten	Änderung Tripfuel	Rel. Änderung Tripfuel
CONV/BL-R	-620 kg	1,9 %
CONV/BL	-1320 kg	4,0 %

Tabelle 7: Vorläufige Ergebnisse der Bewertung einer BL-Systemarchitektur für die ARB2028

Die Ergebnisse lassen den Schluss zu, dass für eine Technologiebewertung auf Flugzeugebene bei Konzeptstudien mit UHBR-Triebwerken die implizite Annahme, den Vorentwurf von Triebwerk und Systemarchitektur weitgehend unabhängig voneinander betrachten zu können, zu bedeutenden Abweichungen in der Bewertung führen kann. Es wird erwartet, dass diese Abhängigkeit mit zunehmendem Nebenstromverhältnis (insb. Kleineres Kerntriebwerk) weiter an Bedeutung gewinnen wird.

2.4. Arbeitspaket 4.3 – Fahrwerk

Es wurde eine bestehende Methodik zur vereinfachten Vorauslegung von Hauptfahrwerkskonzepten um die Anwendungsfähigkeit bei Bugfahrwerkskonzepten erweitert. Hierbei wird Gewicht, Leistungsverbrauch und Belastung der einzelnen Fahrwerkskomponenten abgebildet.

Die entwickelte Methodik zur Vorauslegung von Flügel- und Rumpffahrwerken ist im Projektbericht „Beiträge der TUHH zur Vorauslegung des Fahrwerks (Loop 1)“ beschrieben. Diese Methodik wurde zudem in *GeneSys* integriert und mit einer CPACS-Schnittstelle verknüpft.

Für die AVACON-Research Baseline wurde das Bug- und Hauptfahrwerk ausgelegt. Dabei wurde für das am Rumpf montierte Hauptfahrwerk angenommen, dass Brems- und Stoßlasten durch den Stoßdämpfer sowie zwei Streben aufgenommen werden (vgl. **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.**)

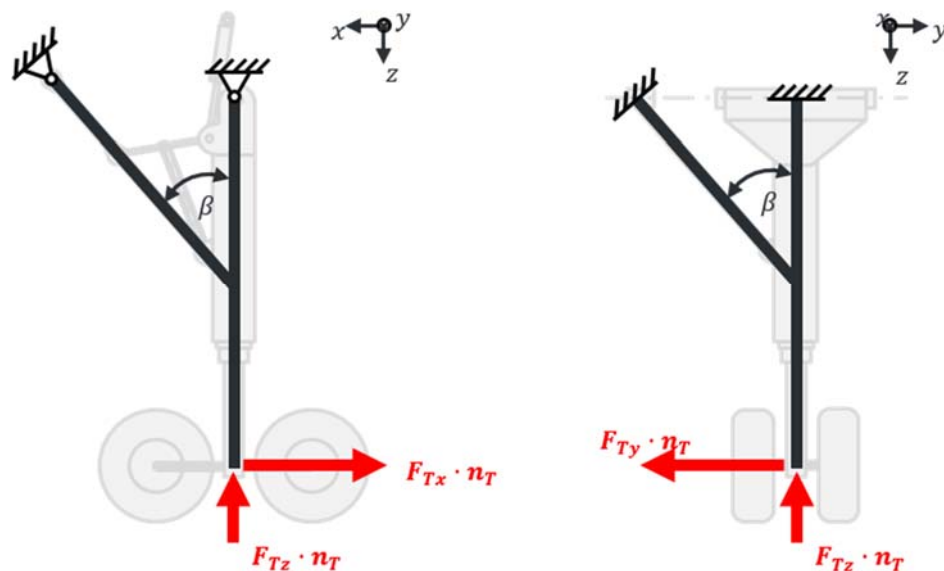


Abbildung 14: ARB2028-Modell des Rumpffahrwerks

Die Ergebnisse der Vorauslegung sind in Tabelle 8 zusammengefasst. Die Ergebnisse der Methodik können (z.B. der Schwerpunkt des Fahrwerks) als Input für die anschließende detaillierte Entwicklung von Kinematikkonzepten genutzt werden. Eine weitergehende Detaillmodellierung hat gemäß dem genehmigten Änderungsantrag nicht stattgefunden.

Parameter	Symbol	Einheit	Wert	
			MLG	NLG
Reifendurchm.	d_o	m	1.132	0.940
Felgendurchm.	d_i	m	0.566	0.470
Reifenbreite	w	m	0.462	0.364
Masse	m	kg	4760	775

Tabelle 8: Ergebnisse der Vorauslegung des Fahrwerks

3. Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Grundlegendes Ziel ist es gewesen, die Potenziale neuer Systemlösungen in enger Verbindung mit den verschiedenen Disziplinen des Flugzeugvorentwurfs zu untersuchen. Die Verwendung von UHBR-Triebwerken verspricht eine deutliche Leistungssteigerung zukünftiger Flugzeuge. Allerdings birgt diese Vorgehensweise wegen der hohen Komplexität auch technische Risiken. Aufgrund der Vielzahl sich gegenseitig beeinflussender Auslegungsparameter ist die Erreichbarkeit der angestrebten Entwicklungsergebnisse schwer vorhersehbar. Aus diesem Grund war es notwendig, den Stand der Technik in der Gesamtsystementwurfsmöglichkeit dergestalt zu erweitern, dass

- a) ein ganzheitlicher Systemvorentwurfsansatz mit einheitlichen Schnittstellen in Form einer Gesamtsystementwurfsumgebung entwickelt und implementiert wurde,
- b) die Integration von konsistenten Systemvorentwurfsmodellen, deren Detailtiefe in den für die Zapflustudien relevanten Technologien den Stand der Technik erweitert, in diese Entwurfsumgebung integriert wurde und
- c) ein Prozess etabliert wurde, der für die Studien relevante Wechselwirkungen zwischen System- und Triebwerksvorentwurf auf Gesamtsystemebene abbilden kann.

Ein weiteres Ziel war die Ermittlung der Auswirkungen neuer Flugzeugkonfigurationen auf die Instandhaltung. Auch dieses Ziel konnte nur durch die bewilligte Förderung der TUHH in einem Verbund mit der Industrie und anderen Forschungsinstituten erreicht werden, dass ansonsten sowohl die Ressourcen als auch die benötigten technischen Daten der im Projekt entwickelten neuen Flugzeugentwürfe gefehlt hätten.

Vor diesem Hintergrund hat die beantragte Förderung den entscheidenden Anreiz zur Durchführung des beschriebenen Vorhabens erzeugt. Die Einbindung und Mitarbeit der TUHH im Kontext dieses Projektes wurde erst mit Förderung des Projektantrags ermöglicht. Durch die gemeinsame Projektbeteiligung mit Airbus, sowie dem Triebwerkshersteller MTU konnte ein angemessener industrieller Kontext der beschriebenen TUHH-Inhalte dargestellt werden.

4. Verwertbarkeit der Ergebnisse

Ein Teil der geplanten Verwertung wurde bereits durch die Publikationen umgesetzt. Des Weiteren erfolgt die Nutzung der Ergebnisse, sowie deren Weiterentwicklung entsprechend des Verwertungsplans im Rahmen von Folgeprojekten (ESBEF, iTherNet, GNOSIS) und weiteren Forschungstätigkeiten. Durch das Projekt wurde die Methodenkompetenz des Instituts auf dem Gebiet des Gesamtsystementwurfs weiter ausgebaut, sodass die Ergebnisse auch für andere Forschungsthemen des Instituts nutzbar sind. Um die Wartbarkeit und Pflege von GeneSys auch für zukünftige Projekte zu gewährleisten, wurden Methoden im Rahmen eines agilen Softwareprojekts mit Versionskontrolle am Institut implementiert. Durch zahlreiche Diskussionen und Vorstellungen der Entwurfsumgebung *GeneSys* im Rahmen von Workshops mit Airbus wurden Erfahrungen, die bei der Entwicklung, Implementierung und Wartung der Methoden gewonnen wurden, mit der Industrie geteilt. Darüber hinaus fließen die Ergebnisse im

Rahmen von Lehre und Weiterbildung ein. So sind beispielsweise einige der in *GeneSys* implementierte Vorentwurfsmethoden in die Übung der Vorlesung „Flugzeugenergiesysteme“ integriert worden, die Ausbildung von Studierenden im Bereich der Gesamtsystemfähigkeit sicherzustellen. Weiterhin ist eine Veröffentlichung der Ergebnisse im Rahmen einer Dissertation geplant.

5. Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Dem Zuwendungsempfänger wurde kein Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens mit demselben Fokus bekannt.

6. Veröffentlichungen

Erfolge und geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse sind in Tabelle 9 dargestellt.

Konferenz	Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2019
Datum	September 2019
Ort	Friedrichshafen
Beitrag	Methodology for Design and Evaluation of More Electric Aircraft Systems Architectures within the AVACON Project
Autoren	Jünemann, M.; Thielecke, F.; Peter, F.; Hornung, M.; Schültke, F.; Stumpf, E.
Journal	Journal of Aircraft (Manuscript finalized, to be submitted to Journal)
Datum	Vorr.: 2022
Ort	-
Beitrag	Advanced Digital Framework for Overall Conceptual Design of Aircraft On-Board Systems
Autoren	Jünemann, M., Bielsky, T., Kriewall, V.; Külper, N.; Thielecke F.
Konferenz	AIAA Aviation Forum 2022, (Abstract submitted, to be published)
Datum	2022
Ort	Chicago, IL, USA
Beitrag	Overall Systems Design Method for Evaluation of Electro-Hydraulic Power Supply Concepts for Modern Mid-Range Aircraft
Autoren	Timur Eksen und Frank Thielecke

Tabelle 9: Wissenschaftliche Veröffentlichungen der TUHH im Rahmen des Projekts AVACON

7. Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Ausschnitt des ursprünglichen Projektstrukturplans für das TUHH-Teilvorhaben.....	7
Abbildung 2: Visualisierung der Antwortflächen des Regressionsmodells für die direkten Instandhaltungskosten des Airframes pro Flugzyklus.....	13
Abbildung 3: Visualisierung der Antwortflächen des Regressionsmodells für die direkten Instandhaltungskosten von Triebwerken pro Flugzyklus.....	14
Abbildung 4: Schematische Darstellung des AirTOBS-Modells.....	16
Abbildung 5: Übersicht über die Gesamtsystementwurfsumgebung GeneSys.....	19
Abbildung 6: Definition des Beschreibungsformats für die parametrische Modellierung von Flugzeugsystemtopologien.....	21
Abbildung 7: Ergebnisvisualisierung der heuristischen Positionierung von Komponenten des Klima- und Kühlungssystems.....	22
Abbildung 8: Prozess der graphenbasierte Vorauslegung von Versorgungsnetzwerken.....	23
Abbildung 9: Beispiel eines elektrischen Lastprofils.....	23
Abbildung 10: Struktur des Missionssimulationstools.....	25
Abbildung 11: Ergebnisse der Massenberechnung der Referenzsystemarchitektur (Loop 2).....	26
Abbildung 12: Ergebnisse der Systemverbrauchssimulation (Loop 2).....	27
Abbildung 13: Entwurfsprozess für die Berücksichtigung des Triebwerk-Resizings bei der Konzeptbewertung von Systemarchitekturen.....	29
Abbildung 14: ARB2028-Modell des Rumpffahrwerks.....	31

8. Verwendete Fachliteratur und Ergebnisdokumente

Die folgende Auflistung der genutzten Fachliteratur enthält wesentlich genutzte Quellen. Die Liste ist in verschiedene fachliche Bereiche eingeteilt, die für die Arbeiten der TUHH eine starke Relevanz hatten. Eine genauere thematische Zuordnung sowie weitere Quellen können den Berichten sowie den Veröffentlichungen entnommen werden.

- [1] Liscouët-Hanke, S.: *A Model-Based Methodology for Integrated Preliminary Sizing and Analysis of Aircraft Power System Architectures*, Ph.D. thesis, Université Paul Sabatier, Toulouse, 2008.
- [2] Koeppen, C.: *Methodik zur modellbasierten Prognose von Flugzeugsystemparametern im Vorentwurf von Verkehrsflugzeugen*. Dissertation, TUHH, 2006.
- [3] Chakraborty, I.: *Subsystem architecture sizing and analysis for aircraft conceptual design*, Ph.D. thesis, Georgia Institute of Technology, Nov. 2015. URL <https://smartech.gatech.edu/handle/1853/54427>.
- [4] Lammering, T.: *Integration of aircraft systems into conceptual design synthesis*, Ph.D. thesis, RWTH Aachen University, Aachen, May 2014. URL <https://publications.rwth-aachen.de/record/229107>.
- [5] Bornholdt, R.; Kreitz, T.; Thielecke, F.: *Function-Driven Design and Evaluation of Innovative Flight Controls and Power System Architectures*, SAE Technical Paper 2015-01-2482, 2015, doi:10.4271/2015-01-2482.
- [6] Hölzel, N.B.; Schilling, T.; Langhans, S.: *Aircraft Lifecycle Cost-Benefit Analysis of PHM System*, 5. International Meeting for Aviation Product Support Processes (IMAPP), AIAA, 08.-09. November, Victorville, USA, 2010.
- [7] Hölzel, N.B.; Schröder, C.; Schilling, T.; Gollnick, V.: *A Maintenance Packaging and Scheduling Optimization Method for Future Aircraft*, 6. International Meeting for Aviation Product Support Processes (IMAPP), AIAA, 18.-20. Juni, Delft, Niederlande, 2012.
- [8] Hölzel, N.B.; Schilling, T.; Neuheuser, T.; Gollnick, V.: *System Analysis of Prognostics and Health Management Systems for Future Transport Aircraft*, 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 23.-28. September, Brisbane, Australia, 2012.
- [9] Schilling, T.; Hölzel, N.B.; Langhans, S.: *Cost-Benefit Evaluation of Aircraft Maintenance Base-Check Downtime and Cost*, 6. International Meeting for Aviation Product Support Processes (IMAPP), AIAA, 18.-20. Juni, Delft, Niederlande, 2012.
- [10] Hölzel, N.B.; Schilling, T.; Gollnick, V.: *An Aircraft Lifecycle Approach for the Cost-Benefit Analysis of Prognostics and Condition-based Maintenance based on Discrete Event Simulation*. In: Proceedings of the Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2014, Seiten 442-457. Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2014, 29. September - 02. Oktober, Fort Worth, USA, 2014.
- [11] Hölzel, N.B. und Gollnick, V.: *Analysis of Prognostics and Condition-based Maintenance Concepts for Commercial Aircraft Considering Prognostic Errors*.

- In: Proceedings of the Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2015, Seiten 509-524. Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2015, 18.-22. Oktober, San Diego, USA, 2015.
- [12] Meyer, M.; Thyagarajan, S.; Gollnick, V.: *Reduction of uncertainties in SHM data transmission and failure analysis within limitations to economic and safety aspects*, 6th International Workshop on Aircraft System Technologies (AST), 21.-22. Februar, Hamburg, Deutschland, 2017.
- [13] Thyagarajan, S.; Gollnick, V.: *A novel decision support model for composite repair decision process*, 1st World Congress on Condition Monitoring, 13.-16. Juni, London, UK, 2017. (to be published)
- [14] Nagel, B.; Böhnke, D.; Gollnick, V.; Schmollgruber, P.; Rizzi, A.; La Rocca, G. und Alonso, J.J.: *Communication in Aircraft Design: Can we establish a Common Language?*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, 2012.
- [15] Franz, K: *CeRAS Direct Operating Cost (DOC) Model*, Institute of Aerospace Systems (ILR) RWTH Aachen University, Germany, 2014
- [16] AC-9 Aircraft Environmental Systems Committee, *Air Conditioning Systems for Subsonic Airplanes*, Aerospace Standard ARP85G, SAE International, Sep. 2019. URL <https://doi.org/10.4271/ARP85G>.
- [17] Dollmayer, J.: *Methode zur Prognose des Einflusses von Flugzeugsystemen auf die Missionskraftstoffmasse*, Dissertation, Technische Universität Hamburg, 2007.

Die Ergebnisse des Vorhabens sind in folgenden Veröffentlichungen und Deliverables dokumentiert:

- [18] Jünemann, M.; Thielecke, F.; Peter, F.; Hornung, M.; Schültke, F.; Stumpf, E.: *Methodology for Design and Evaluation of More Electric Aircraft Systems Architectures within the AVACON Project*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2019, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt -Lilienthal-Oberth e.V., Friedrichshafen, Germany, 2019.
- [19] Bielsky, T.; Jünemann, M.; Thielecke, F.: *Parametric Modeling of the Aircraft Electrical Supply System for Overall Conceptual Systems Design*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt -Lilienthal-Oberth e.V., Friedrichshafen, Germany, 2020.
- [20] Jünemann, M., Bielsky, T., Kriewall, Thielecke F.: *Overall Systems Design Method for Evaluation of Electro-Hydraulic Power Supply Concepts for Modern Mid-Range Aircraft*, AIAA Aviation Forum 2022, Chicago, IL, USA, 2022. (Abstract submitted, to be published)
- [21] Jünemann, M., Bielsky, T., Kriewall, V.; Külper, N.; Thielecke F.: *Advanced Digital Framework for Overall Conceptual Design of Aircraft On-Board Systems*, 2022. (Manuscript finalized, to be submitted to a Journal)
- [22] Jünemann, M.; Thielecke, F.: *Erster Jahresbericht für den Berichtszeitraum*

- 01.01.2018 – 31.12.2018 zum TUHH-Vorhaben KonSys. LuFo 5.2-Jahresbericht für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2019-212, April 2019.
- [23] Jünemann, M.; Kühlen, M.; Thielecke, F.: *Zweiter Jahresbericht für den Berichtszeitraum 01.01.2019 – 31.12.2019 zum TUHH-Vorhaben KonSys*. LuFo 5.2-Jahresbericht für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2020-268, April 2020.
- [24] Jünemann, M.; Kühlen, M.; Thielecke, F.: *Dritter Jahresbericht für den Berichtszeitraum 01.01.2020 – 31.12.2020 zum TUHH-Vorhaben KonSys*. LuFo 5.2-Jahresbericht für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2021-297, April 2021.
- [25] Jünemann, M.; Kühlen, M.; Thielecke, F.: *Vierter Jahresbericht für den Berichtszeitraum 01.01.2021 – 31.12.2021 zum TUHH-Vorhaben KonSys*. LuFo 5.2-Jahresbericht für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2021-297, April 2022.
- [26] Jünemann, M.; Thielecke, F.: Beiträge der TUHH zum Vorentwurf des Fahrwerks (Loop 1). Projektbericht AP4300-TUHH-01 für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2019-221, April 2019
- [27] Jünemann, M.; Thielecke, F.: Beiträge der TUHH zum Systemvorentwurf (Loop 1). Projektbericht AP1300-TUHH-01 für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2019-222, April 2019.
- [28] Jünemann, M.; Thielecke, F.: Beiträge der TUHH zum Systemvorentwurf (Loop 2). Projektbericht AP1300-TUHH-02 für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2019-040, März 2019.
- [29] Jünemann, M.; Thielecke, F.: Beiträge der TUHH zum Systemvorentwurf (Loop 3). Projektbericht AP1300-TUHH-03 für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2022-312, Februar 2022.
- [30] Jünemann, M.; Thielecke, F.: Beiträge der TUHH zum Systemvorentwurf (Loop 4). Projektbericht AP1300-TUHH-04 für das Verbundvorhaben „AVACON – Fortschrittliche Flugzeugkonfigurationen“, FKN: 20A1702J, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2022-313, Februar 2022.