GNOSIS (Holistische Bewertung des elektrischen Fliegens)
Intelligentes Onboard Power-Grid

Schlussbericht

GNOSIS

FKZ.: 20E1916C

Datum: 26.10.2023
Version: 1.0
Autor: Thomas Walter (ORCID: 0000-0003-3316-352X)

Inhaltsverzeichnis

1 Kurzdarstellung....3
1.1 Aufgabenstellung....3
1.2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde....3
1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens....4
1.4 wissenschaftlicher und technischer Stand....4
1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen....5
2 Eingehende Darstellung....6
2.1 Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele....6
2.1.1 AP1.1 Technologieidentifikation/-auswahl,....6
2.1.1.1 Technologieidentifikation....6
2.1.1.2 Technologieauswahl....7
2.1.2 AP2.1 (Teil-)Elektrischer Antrieb & Powermanagement....7
2.1.2.1 Betriebsführung eines hybriden Antriebssystems....8
2.1.2.2 Untersuchungen eines partiell turboelektrischen Antriebsstrangs....10
2.1.2.3 Untersuchungen eines seriell hybriden Antriebsstrangs....11
2.1.3 AP3.3 Synthese....14
3 Darstellung der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises....15
4 Darstellung der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit....15
5 Darstellung der voraussichtlichen Nutzens, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans....15
6 Darstellung der während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen....15
7 Darstellung der erfolgten oder geplanten Veröffentlichungen des Ergebnisses....15

1

1 Kurzdarstellung

In diesem Abschnitt wird zunächst auf die Aufgabenstellung und die Ziele des Vorhabens eingegangen. Anschließend werden die Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde, beschrieben und ein Überblick zum wissenschaftlichen und technischen Stand, an den angeknüpft wurde, gegeben. Abschließend wird die Planung zum Ablauf des Vorhabens sowie die Zusammenarbeit mit Dritten beschrieben.

1.1 Aufgabenstellung

Das übergeordnete Ziel des Verbundvorhabens „GNOSIS“ war die holistische Bewertung des (teil-)elektrischen Fliegens. Für diese Aufgabe musste durch alle Projektpartner zunächst ein Bewertungsszenarium erarbeitet werden. Im Anschluss erfolgte die Erstellung geeigneter Modelle und Bewertungsmethoden. Schließlich mussten diese Vorarbeiten zu einem Gesamtbewertungssystem zusammengeführt werden.
Der Lehrstuhl für Luft- und Raumfahrtinformatik der Univerität beschäftigt sich maßgeblich mit der Betriebsführung bei einem hybriden Antriebskonzept. Zentrales Ziel ist dabei die Bewertung, inwieweit eine intelligente Betriebsführung zur Wirtschaftlichkeit, bzw. zur Reduktion von Emissionen beitragen kann.

1.2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Der Lehrstuhl für Luft- und Raumfahrtinformatik der Univerität Würzburg hat langjährige Erfahrung im Bereich Softwareentwicklung für Avioniksysteme von UAVs und Onboardsoftware für Satelliten. Zu den Themen, die in diesem Tätigkeitsfeldern wiederholt auftreten gehören unter anderem die Optimierung, Regelung und Kommunikation, aber auch Ausfallsicherheit und Redundanzkonzepte. Insbesondere die letzten beiden Punkte führen oft zu Systemarchitekturen, bei denen mehrere verschiedene Komponenten für die gleiche Aufgabe eingesetzt werden können. Zur Aufgabe der Systemsoftware gehört es dann, aus der sich ergebenen Vielzahl von möglichen Kombinationen diejenige zu ermitteln, die für die Erfüllung der Aufgabe optimal ist. Hier zeigt sich eine Parallele zu den im Vorhaben GNOSIS untersuchten hybriden Systemarchitektur. Zwar dient die Hybridisierung in erster Linie nicht der Ausfallsicherheit, sondern der Energieoptimierung, aber die Mechanismen zum Betrieb solcher überbestimmter Systeme sind ähnlich.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Vorhaben GNOSIS begann am 01.05.2020 und hatte eine geplante Projektlaufzeit von drei Jahren. In den ersten drei Monaten fand eine Technologieidentifikation und -auswahl (AP 1.1) gemeinsam durch alle Projektpartner statt. Im Anschluss erfolgte die Phase der Modellierung der zuvor ausgewählten Technologieoptionen über einen Zeitraum von 31 Monaten. Der Lehrstuhl für Luft- und Raumfahrtinformatik war in dieser Phase am Arbeitspaket 2.1 ((Teil-)Elektrischer Antrieb und Powermanagement) beteiligt. In den letzten zwei Monaten erfolgte die Synthese (AP 3.3) der Ergebnisse aller Arbeitspakete mit der finalen Abschlusspräsentation.
Es fanden in jedem Projektjahr ein Jahrestreffen mit den Verbundpartnern und dem Projektträger, sowie ein Workshop nur unter den Verbundpartnern statt um die jeweils aktuellen Arbeiten und Ergebnisse zu präsentieren und zu diskutieren. Zusätzlich fand in regelmäßigen Abständen von zwei Wochen ein online Verbundtreffen statt, in denen jeder Projektpartner seine aktuellen Ergebnisse vorgestellt hat. Das Projekt konnte wie geplant umgesetzt werden.

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Aufgrund des zunehmenden Interesses an alternativen Antriebskonzepten für Flugzeuge durch verschiedene Interessengruppen der Luftfahrtbranche ist die Elektrifizierung des Antriebssystems in den letzten Jahren eines der Hauptforschungsfelder im Flugzeugbau gewesen. Durch ihren hohen Wirkungsgrad, ihrer hervorragenden Skalierbarkeit und ihres geringen Wartungsaufwands werden elektrische Komponenten als vielversprechender Ersatz für - oder zumindest als Ergänzung zu - traditionellen Flugzeugtriebwerken gesehen. Die Haupthindernisse sind gegenwärtig die derzeit geringen spezifischen Leistungs- und Energiedichten der Energiespeicher, die eine große Herausforderung für zukünftige Technologieverbesserungen darstellen. Aus früheren Studien, die von Forschungseinrichtungen in der ganzen Welt durchgeführt wurden, lässt sich schließen, dass es derzeit keine einheitliche Antwort auf die Frage gibt, welche Art von elektrischem Antriebssystem für die Anwendung am besten geeignet ist, vor allem, weil der Gestaltungsspielraum sehr groß ist. Im Gegenteil, es kann beobachtet werden, dass jeder neue Ansatz zu unterschiedlichen Anforderungen an das Flugzeugdesign führt und daher eine andere Konfiguration des Antriebssystems erfordert. Dazu gehören untern anderem hybride Energiespeicher- und Antriebssysteme, welche die Vorteile verschiedener Konzepte vereinen sollen. Bei hybriden Systemen stellt sich allerdings ein höherer Anspruch an die Betriebsführung, da sich beim Einsatz immer eine Vielzahl von Optionen ergibt. In vielen Studien zu neuartigen hybriden Antriebssystemen wird die Betriebsführung, also die Aufteilung auf die verscheidenen Energiespeicher- oder Antriebssysteme als konstant über die gesamte Mission angenommen. Dieses Vorgehen ist valide aber begrenzt in der Allgemeingültigkeit und übersieht möglicherweise relevante Nebenbedingungen für eine reale technische Lösung. Zudem stellt sich die Frage nach dem Potential einer permanent angepassten Betriebsführung hinsichtlich Verbrauchs- oder Emissionsreduktion.
In [Leite_2019] wird eine Optimierung der Betriebsführung für ein Model eines seriell hybriden Antriebs bestehend aus einer Batterie und einem Verbrennungsmotor näher betrachtet. Dabei wird ein Optimierungsverfahren angewendet, welches als dynamische Programmierung bezeichnet wird. Dieses

Verfahren wird auch bei den Arbeiten der Univerität Würzburg im AP 2.1 Verwendung finden und unter Kapitel 2.1.2 näher erläutert.
Als Ergebnis aus den Untersuchungen in [Leite_2019] ergibt sich ein nur sehr geringes Einspapotential einer optimierten Betriebsführung im Vergleich zu einer konstanten Leistungsaufteilung auf die hybriden Antriebskomponenten.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Im Vorhaben GNOSIS haben insgesamt 13 Partner zusammen gearbeitet. Der Lehrstuhl für Luft- und Raumfahrtinformatik der Universität Würzburg hatte vor allem im AP 2.1 unter anderem einen intensiven Austausch mit dem Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen (IST) der RWTH Aachen, sowie mit dem Lehrstuhl für Energiespeichersysteme der TU Dresden.

2 Eingehende Darstellung

2.1 Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele

Der Lehrstuhl für Luft- und Raumfahrtinformatik der Universität Würzburg war im Rahmen des Verbundvorhabens GNOSIS an den Arbeitspaketen (AP) *1.1 Technologieidentifikation/-auswahl*, dem *AP 2.1 (Teil-)Elektrischer Antrieb & Powermanagement* sowie dem *AP 3.3 Synthese* aktiv beteiligt. In den folgenden Abschnitten werden die durchgeführten Arbeiten und gewonnenen Ergebnisse für jedes AP dargestellt.

2.1.1 AP1.1 Technologieidentifikation/-auswahl,

Ziel dieses Arbeitspakets war die Definition von drei Flugzeugkonfigurationen, bei denen verschiedene Technologien aus dem Bereich des elektrischen Fliegens jeweils so miteinander kombiniert werden, dass möglichst große Synergieeffekte entstehen.
Zunächst erfolgte eine Identifikation nutzbarer Technologien im Zusammenhang mit der Elektrifizierung von Flugzeugantrieben. Davon ausgehend erfolgte anschließend eine Auswahl und Zusammenstellung von Technologiepaketen. Diese zwei Schritte stellten die Grundlagen für die spätere Bewertung dar.

2.1.1.1 Technologieidentifikation

Im Rahmen des Kickoff-Meetings wurden von allen beteiligten Partnern Technologien, die durch die Elektrifizierung von Flugzeugen ermöglicht werden, identifiziert. Vor dem Hintergrund der in AP 2.1 angestrebten Aufgaben waren für die Univerität Würzburg insbesondere hybride Technologien, wie zum Beispiel ein hybrider Antriebsstrang von Interesse. Hybride Antriebe eröffnen im Betrieb eine Vielzahl an Möglichkeiten, wie die notwendige Schubleistung aufgebracht wird. Die Untersuchung dieser Möglichkeiten ist Gegenstand der Arbeiten der Univerität Würzburg in AP 2.1. . Als Technologieoptionen wurden zunächst die folgenden Antriebstopologien identifiziert:

Seriell-hybrid:	Antrieb mit Batterie und Turbine (alternativ: Kolbenmotor oder Brennstoffzelle). Die Turbine ist mit einem Generator verbunden. Die Kopplung erfolgt rein elektrisch auf die Antriebe.
Partiell turboelektrisch:	Auf der Turbinenwelle sitzt sowohl ein Propeller, sowie ein Generator. Ein Teil der Wellenleistung wird an einen elektrischen Antrieb übertragen.
Parallel hybrid entkoppelt:	Konventionelle Turboprops und separat rein elektrische Antriebsstränge.

Parallel hybrid auf einer Welle: Antrieb mit Batterie und Turbine. Die Batterie ist mit einem Elektromotor verbunden. Die kopplung erfolgt rein mechanisch auf eine Antriebswelle.

2.1.1.2 Technologieauswahl

Für eine erste Abschätzung der identifizierten Technologieoptionen hinsichtlich der Parameter CO2 Emission, Nox-Emissionen, Lärm-Emission und Betriebskosten wurde das Potential jeder Technologieoption von mindestens zwei Projektpartnern an Hand von Literaturangaben und bereits an den Instituten entwickelten Methoden abgeschätzt. Die Bewertungen wurden in Steckbriefen zusammengefasst, in denen auch eine kurze Beschreibung zur Vorgehensweise der Bewertung sowie eine Abschätzung der Zuverlässigkeit der Ergebnisse enthalten ist.
Um die vereinfachte Abschätzung in der dafür vorgesehenen Zeit von drei Monaten durchführen zu können, wurde beschlossen, zunächst nur die Betriebsphase des Flugzeuglebenszyklus zu betrachten und den gesamten Lebenszyklus erst im weiteren Projektverlauf zu berücksichtigen.
Im Anschluss wurden auf Basis von ersten Entwurfsstudien des Bauhaus Luftfahrt e.V. und angenommenen Technologiefaktoren für die beiden Zeithorizonte 2025 und 2050 die möglichen Antriebsarchitekturen selektiert und den bestehenden Technologiepaketen zugeordnet.
Die erstellte Rangfolge führte zu einem partiell turboelektrischen Antriebstrang im Jahr 2025. Die Gasturbine in dieser Antriebsarchitektur befindet sich entweder im Heck (Wake Ingestion) oder an der Flügelvorderkante und treibt weitere elektrisch betriebene Propeller an der Flügelvorderkante an. Weiterhin soll für diese Konfiguration die Widerstandserhöhung durch den Windmilling-Betrieb der Propeller und der Einsatz einer elektrischen Klimaanlage, eines elektrisch angetriebenen Fahrwerks und von elektro-hydrostatische Aktuatoren untersucht werden.
Für den Zeithorizont 2050 ergab sich ein seriell hybrider Antriebsstrang, der eine Gasturbine oder eine Brennstoffzelle mit einer Batterie kombiniert. Bei dieser Konfiguration wird der Schub komplett elektrisch über einen Rumpfantrieb und verteilten Antrieben an der Flügelvorderkante bereitgestellt. Damit waren die Technologieoptionen für das weitere Vorgehen im Vorhaben ausgewählt und das AP 1.1 konnte erfolgreich abgeschlossen werden.

2.1.2 AP2.1 (Teil-)Elektrischer Antrieb & Powermanagement

In AP 2.1 wurden die verschiedenen elektrifizierten Antriebe modelliert, ausgelegt und bewertet. Das Ziel des Lehrstuhls für Luft- und Raumfahrtinformatik der Univerität Würzburg in diesem AP lag in der intelligenten Verbindung der Energiequellen mit den Verbrauchern. Durch eine Simulation soll der Betrieb unter Betrachtung bestimmter Parameter analysiert werden. Das Arbeitspaket wurde zusammen mit den Verbundpartnern von TU Braunschweig (Modellierung der Propeller), RWTH-Aachen IST (Modellierung Gasturbine, Elektromotor und Generator) und TU Dresden (Brennstoffzelle und Batterie) bearbeitet.

Am Anfang des Arbeitspakets wurde die Aufteilung der Arbeiten unter den Partnern abgestimmt, sodass die Ergebnisse am Ende in die Flugzeugentwurfumgebung UNICADO eingebunden werden können. Hierfür fanden auch Abstimmungen mit dem ILR als Entwickler von UNICADO statt.

Die ursprüngliche Planung für das AP 2.1 der Universität Würzburg wurde während dieser Abstimmungen leicht angepasst. So wurde keine eigenständige Simulation neu entworfen, sondern es wurde ein neues Software-Modul für UNICADO entwickelt, in dem die Simulation durchgeführt wurde. Dadurch ergibt sich der Vorteil, das unmittelbar mit den Modellen der anderen Projektpartner zum Beispiel für die Batterie oder die Brennstoffzelle gearbeitet werden kann. Darüber hinaus fließen die Ergebnisse wieder unmittelbar in den Flugzeugentwurf und werden etnsprechend bei der Flugzeugauslegung berücksichtigt.
Desweiteren wurde der Schwerpunkt der Simulation auf die Betriebsführung und deren Optimierung gelegt. Von hohem Interesse war dabei die Frage, in wie weit eine Optimierung der Betriebsführung zur Reduktion von Kosten beitragen kann.
Die zu untersuchenden Antriebskonfigurationen wurden bereits in AP 1.1 festgelegt und enthalten für 2025 einen partiell turboelektrischen Antrieb und für 2050 einen seriell-hybriden Antrieb. In letzterer Variante wurde sowohl eine Batterie in Kombination mit einer Gasturbine als auch einer Brennstoffzelle untersucht. Für die Konfiguration mit Brennstoffzelle wurde die Gasturbine und das Generator-Modul durch die Brennstoffzelle ersetzt.

2.1.2.1 Betriebsführung eines hybriden Antriebssystems

Ein hybrides Antriebssystem zeichnet sich durch das Vorhandensein von mindestens zwei Komponenten aus, die für die gleiche Aufgabenstellung verwendet werden können. Das sind bei einem partiell turboelektrischem System die Antriebe der Propeller, die einmal über den Schaft der Turbine sowie über einen separaten elektrischen Motor angetrieben werden können. Bei einem seriell hybriden Antriebssystem sind es die Energiequellen, welche bei den in diesem Vorhaben gewählten Technologiepaket für das 2050 Szenario aus einer Batterie und einer Gasturbine/Brennstoffzelle bestehen. Während des Betriebs eines solchen hybriden Systems stellt sich zu jedem Zeitpunkt die Frage, wie die Leistungsanforderung aufgeteilt wird. Zur Beantwortung dieser Frage ist ein umfangreiches Wissen über den aktuellen Zustand des Gesamtsystems – in diesem Fall das Gesamtsystem Flugzeug – erforderlich. Der Zustand beinhaltet u.a Parameter wie den Füllstand oder die Leistung der Energiespeicher. Die Aufteilung auf die hybriden Komponenten kann unter verschiedenen Zielkriterien erfolgen. Ein solches Kriterium kann die Senkung der Betriebskosten auf ein Minimum darstellen. Zum Finden dieses Minimums soll ein Optimierungsverfahren eingesetzt werden. Im Ergebnis dieses Optimierungsverfahrens soll für jeden Zeitpunkt einer festgelegten Flugmission eine optimale Aufteilung der Leistungsanforderungen ermittelt werden.
Für die Umsetzung wurden von der RWTH Aachen Software-Bibliotheken in der Programmiersprache C++ bereit gestellt. Nach Einbindung der Bibliotheken in ein eigenes Projekt, standen die Modelle für das Flugzeug incl. dem Antriebssystemmodell sowie dem Atmospherenmodell zur Verfügung. Für eine bessere Vergleichbarkeit wurden die nun folgenden Untersuchungen immer auf die gleiche Flugmission angewendet, deren Parameter in 1, zusammengefasst wurden. Die Mission besteht aus den fünf Segmenten Steigflug, Reiseflug, alternativer Steigflug, alternativer Reiseflug und Reserve. Innerhalb jeder Missionsphase bleiben bestimmte Parameter konstant.

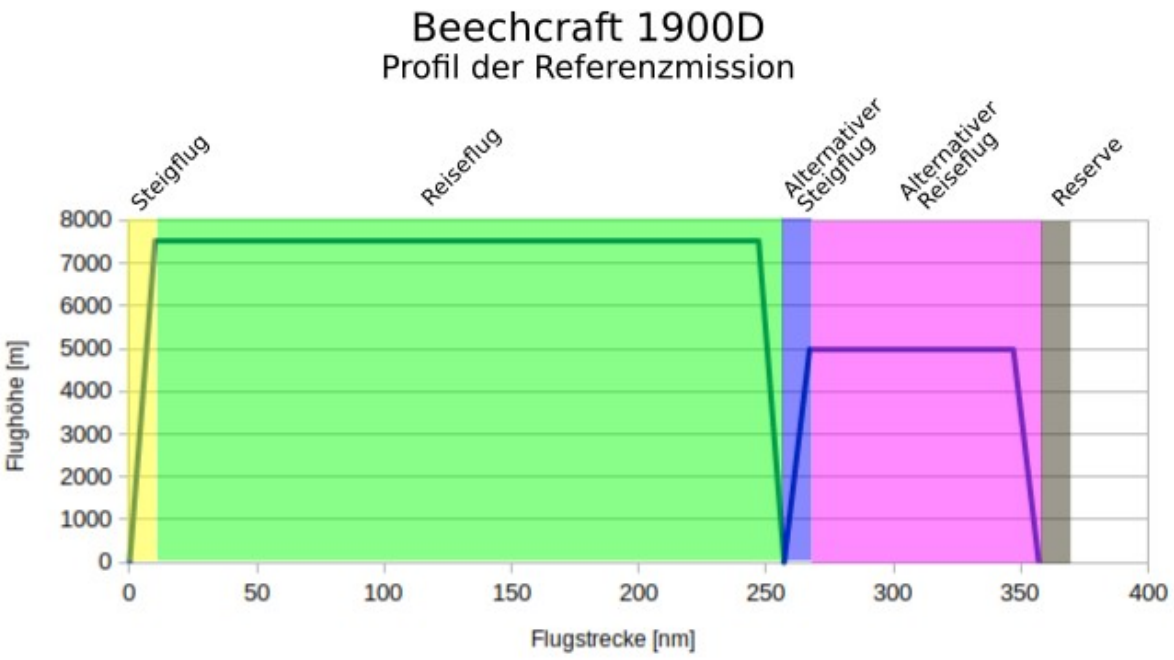

Abbildung 1: Profil Referenzmission

In Anlehnung an das in [Leite_2019] beschriebene Vorgehen, wurde die Simulation der Flugmission in der zeitlichen Dimension rückwärts, von der Landung bis zum Start durchlaufen. Weiterhin wurden die Missionsphasen in diskrete Zeitschritte unterteilt. Das Optimierungsproblem kann dadurch in Teilprobleme zerlegt werden und die Gesamtlösung ist die Summe aller Teillösungen. Dieses Verfahren wird als Dynamische Programmierung bezeichnet und ist für die hier vorliegende Optimierungsaufgaben geeignet.
Schließlich konnte dann für jedes Zeitintervall emittelt werden, bei welcher Leistungsaufteilung beispielhaft der geringste Energieverbrauch erreicht wird. Zum Auffinden des Minimums wurde zwei Methoden implementiert: das Optimierungsverfahren des goldenen Schnitts ermöglicht mit wenigen Berechnungen das Auffinden des Extrempunkts und ist damit sehr schnell. Dieses und ähnliche Verfahren gelangen aber an Ihnre Grenzen bei Funktionen mit mehreren lokalen Extremwerten. Um sicher zu gehen, dass wirklich das globale Minimum gefunden wird, wurde zusätzlich eine systematische Berechnung an mehreren Stellen implementiert.
Da die erste Version der Softwareimplementierung bereits abgeschlossen war, bevor die detaillierten Modelle der Projektpartner zur Verfügung standen, wurde die Simulation mit stark vereinfachten Modellen eines seriell-hybriden Antriebstrangs getestet. Die Ergebnisse entsprachen dabei tendenziell denen, die auch in [Leite_2019] und anderen Veröffentlichungen beschrieben werden. So ergab sich bei einem seriell-hybriden Ansatz immer als optimal, dass zu Missionsbeginn Treibstoff verbraucht wird um das Flugzeug leichter zu machen und gegen Ende die notwendige Energie aus der Batterie zu

nutzen, so dass diese bei Missionsende leer ist. Der Effizienzgewinn, der durch die Optimierung gewonnen wird, ergibt sich beim Vergleich mit einer konstanten Aufteilung der Leistungsanforderungen über die gesamte Mission. Diese konstante Aufteilung ist aber nur dann repräsentativ, wenn sie so gewählt wird, dass zum Ende der Mission die Batterie vollständig entladen ist. Die konstante Aufteilung muss somit auch an die Mission angepasst werden und ist damit grundsätzlich auch das Ergebnis einer Optimierung.

2.1.2.2 Untersuchungen eines partiell turboelektrischen Antriebsstrangs

Die entwickelte Software wurde schließlich mit den Modellen des partiell-turboelektrischen Antriebsstrangs für das Referenzflugzeug für das Jahr 2025 verknüpft. Wie in Abbildung 2 zu erkennen ist, besteht bei diesem Antriebskonzept eine direkte mechanische Verbindung von der Turbine sowohl zum Propeller als auch zu einem Generator. Der vom Generator erzeugte Strom kann dann für einen elektrisch angetriebenen Propeller z.B. an den Flügelspitzen verwendet werden. Gesucht wird die optimalen Leistungsaufteilung zwischen dem Propeller auf der Turbinenwelle und dem elektrisch angetriebenem Propeller. Optimierungsziel ist die Reduktion des Energie-/Kerosinverbrauchs auf ein Minimum.

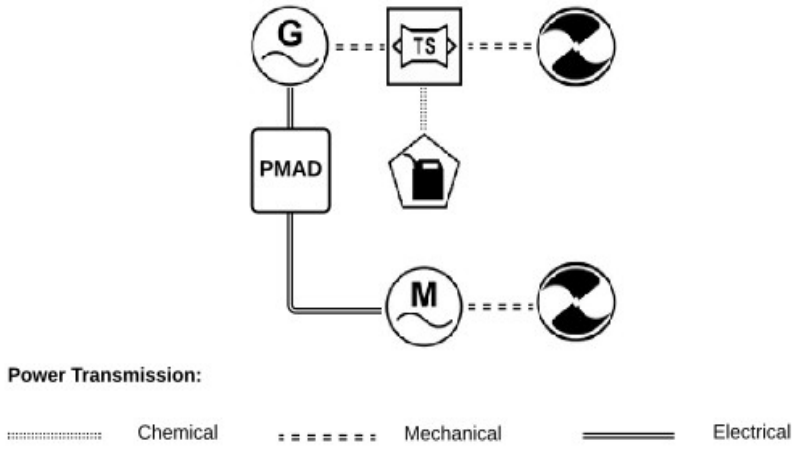

Abbildung 2: Schema partiell turboelektrischer Antriebsstrang

Das Ergebnis der Simulation war dabei eindeutig: die Propeller an den Flügelspitzen laufen im Optmalfall bei ihrer maximalen Leistung. Diese Leistung genügt jedoch nicht, um in allen Flugphasen den notwendigen Schub zu erzeugen. Die Begrenzung der Motor- und damit Schubleistung beruht auf verschiedene Faktoren wie z.B. Limitirungen bei der mechanischen Konstruktion der Flügel aber auch Sicherheitsaspekte, die beim Ausfall eines Antriebs zu berücksichtigen sind. Aus energetische Sicht hat ein Propeller an den Flügelspitzen einen wesentlichen Vorteil, welcher auch zu dem Ergebnis der Simulation geführt hat: er reduziert den induzierten Widerstand des Flugzeugs und damit den Energieverbrauch. Es soll an dieser Stelle angemerkt werden, dass die maximale Propellerleistung nicht immer bei maximaler Drehzahl erreicht wird, sondern modellabhängig ist. Im Rahmen von GNOSIS

hat das Institut für Flugzeugbau - IFB der Universität Stuttgart ein Modell eines optimierter Flügelspitzenpropellers entwickelt.
Zusammenfassend kann für die Betriebsführung eines partiell turboelektrischen Antriebsstrangs, wie er für das Jahr 2025 untersucht wurde, resümiert werden, dass die Propeller an den Flügelspitzen über die gesamte Mission bei ihrer maximalen Schubleistung betrieben werden. Ausnahmen bilden natürlich Missionphasen mit Schubanforderungen, die kleiner sind, z.B. der Landeanflug.

2.1.2.3 Untersuchungen eines seriell hybriden Antriebsstrangs

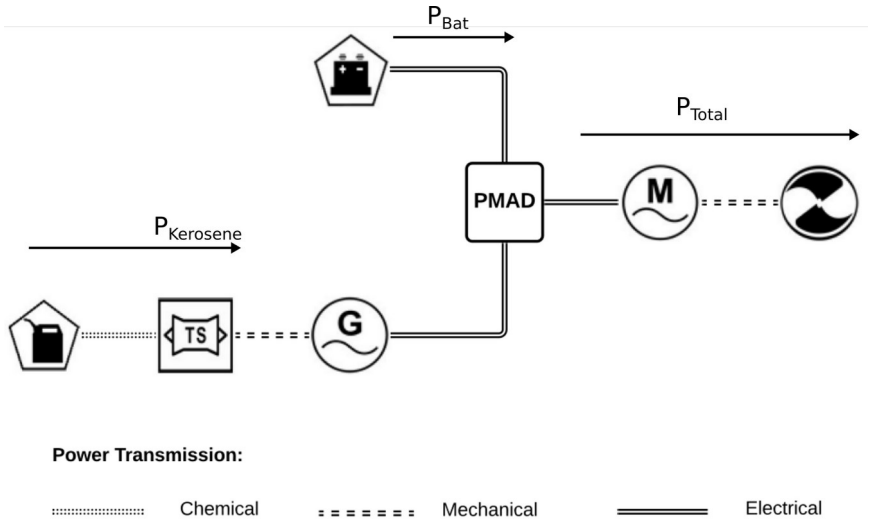

Abbildung 3: Schema seriell-hybrider Antriebsstrang mit Gasturbine

Der Aufbau des seriell hybriden Antriebstrangs ist in Abbildung 3 dargestellt. Im Vorhaben GNOSIS wurde dieses Antriebskonzept für das Jahr 2050 in zwei Konfigurationen untersucht: zum einen die Kombination Batterie und Gasturbine und zum anderen die Kombination aus Batterie und Brennstoffzelle. Für beide Konfigurationen wurde untersucht, bei welcher Aufteilung zwischen den Energiequellen der Energieverbrauch für eine Referenzmission minimal wird. Die Modelle für die Batterie und die Brennstoffzelle wurden vom Lehrstuhl für Energiespeichersysteme der TU Dresden bereitgestellt und das Model der Gasturbine wurde vom Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen (IST) der RWTH Aachen entwickelt. Die Simulation arbeitet wieder nach dem Grundprinzip der dynamischen Programmierung und durchläuft die Referenzmission zeitlich rückwärts, von der Landung bis zum Start. In jedem Iterationsschritt wird die Aufteilung der angeforderten Leistung auf die Energiequellen ermittelt, die zu einem minimalen Gesamtverbrauch führt. Für jede Phase der Referenzmission steht am Ende der Simulation schließlich eine optimale Aufteilung fest.

Die Simulation hat interessante Ergebnisse geliefert. Zum einen hat sich gezeigt, dass nicht alle Optimierungsverfahren zum gleichen Ergebnis geführt haben. Die Ursache hierfür liegt im Zusammenhang zwischen dem Energieverbrauch und der Aufteilung auf die Energiequellen. Bei den bereits im Vorfeld durchgeführten Testläufen mit vereinfachten Modellen hatte dieser Zusammenhang

immer ein klares Minimum um welches die Funktionwerte stetig gestiegen sind. Bei den Untersuchungen mit den weitaus detaillierteren Modellen für die Batterie und die Gasturbine gab es mehrere Nebenminima. Eine Ursache hierfür ist der nichtlineare Zusammenhang zwischen dem Wirkungsgrad und der abgegebenen Leistung. Die Nebenminima stellen für Optimierungsverfahren oft eine Herausforderung dar und führen dazu, dass ein Nebenminima als globales Minimum ausgegeben wird. Aus diesem Grund wurde für die im folgenden gezeigten Ergebnisse ein sehr sicheres, aber rechenzeitintensives Verfahren gewählt, bei dem systematisch der Verbrauch für verscheidene Aufteilungen ermittelt wurde. Wie in den Voruntersuchungen bereits erwähnt, war die Erwartung, dass ein Energieoptimum dann erreicht wird, wenn in einer Flugmission zuerst der Treibstoff verbrannt wird um das Flugzeuggewicht zu reduzieren und gegen Ende der Mission die Energie aus der Batterie so verwendet wird, dass die Batterie nach der Landung leer ist, bzw. nur noch eine Reserve enthält. Die Simulationsergebnisse zeigen aber eine andere Verteilung und sind in Tabelle 1 zusammengetragen. Bevor auf die Ergebnisse im Detail eingegangen wird muss nocheinmal darauf hingewiesen werden, dass die dargestellten Zahlen sehr stark von den gewählten Flugzeugparametern abhängig sind. Die wichtigsten Parameter, welche für die Simulation verwendet wurden, sind in Tabelle 2 zusammengefasst. Auf die Sensibilität der Flugzeugparamter wird auch in der Literatur bei Veröffentlichungen von Ergebnissen immer wieder hingewiesen. In [Leite_2019] heißt es dazu: “These results seem to indicate that the optimal solution is very sensitive to system modelling and modelling uncertainties.”.

Zur Evaluation der Ergebnisse wurde zusätzlich der Energiebedarf mit einer über die Mission konstanten Aufteilung auf die Energiequellen berechnet. Alle anderen Parameter des Flugzeugs und der Mission blieben dafür unverändert. Die konstante Aufteilung wurde so gewählt, dass der Füllstand der Batterie (engl. state of charge = SOC) am Ende der Referenzmission eine Reserve von 10% enthält. Auch bei der optimierten Verteilung sollte am Ende eine Reserve von 10% in der Batterie verbleiben. Die Einträge in Tabelle 1 enthalten den Leistungsanteil der Batterie an der insgesamt angeforderten Leistung für jedes Segment der Referenzmission. Ein Eintrag von beispielsweise 20% bedeutet das die Batterie 20% der geforderten Leistung liefert und die noch fehlenden 80% kommen, je nach Antriebsarchitektur entweder aus der Gasturbine oder aus der Brennstoffzelle. Der Ladezustand der Batterie (SOC) liegt für alle Szenarien am Ende der Mission bei 10%. Ausserdem wird in der letzten Spalte die Gesamtenergie, welche für die Mission benötigt wurde, angegeben. Die ersten zwei Zeilen beinhalten die Zahlen für den seriel hybriden Antriebsstrang mit einer Brennstoffzelle und einer Batterie. Darunter stehen die Ergebnisse für den Antriebsstrang bestehend aus Gasturbine und Batterie. Für die Kombination aus Brennstoffzelle und Batterie ist für die gegebenen Flugzeug- und Missionsparametern bei einer konstanten Aufteilung von 14,9% Batterie und 85,1% Brennstoffzelle der Ladezustand der Batterie am Ende der Mission 10%. Die so benötigte Gesamtenergie beträgt 5887kWh. Die optimierte Verteilung kommt zu einem minimalen Energieverbrauch bei einem Batterieanteil von 40% in beiden Steigphasen, sowie 10% bzw. 20% für den Reiseflug, bzw. den alternativen Reiseflug. Für die Reservephase der Mission soll keine Batterie verwendet werden. Der Gesamtenergieverbrauch liegt bei 5714kWh und ist damit um ca. 3% kleiner als bei einer konstanten Aufteilung.

Bei einem Antriebsstrang bestehend aus Gasturbine und Batterie liegt der Batterieanteil bei einer konstanten Aufteilung bei 9,9% und der Gesamtenergieverbrauch über die gesamte Mission bei 8220kWh. Bei optimierter Betriebsführung gelingt es den Gesamtverbrauch auf 8062kWh zu reduzieren. Das entspricht einer Einsparung von ca. 2%.

Tabelle 1: Simulationsergebnisse für einen seriell hybriden Antriebsstrang mit zwei Konfigurationen: Brennstoffzelle + Batterie und Gasturbine + Batterie; die Einträge der Tabelle repräsentieren den Batterieanteil zur geforderten Gesamtleistung

	Steigflug	Reiseflug	Alternativer Steigflug	Alternativer Reiseflug	Reserve	SOC [%]	Gesamtenergie [kWh]
Brennstoffz /Batterie konstant	14,9% Bat.	14,9% Bat.	14,9% Bat.	14,9% Bat.	14,9% Bat.	10%	5887
Brennstoffz /Batterie optimiert	40% Bat.	10% Bat.	40% Bat.	20% Bat.	0% Bat.	10%	5714
Gasturbine/ Batterie konstant	9,9% Bat.	9,9% Bat.	9,9% Bat.	9,9% Bat.	9,9% Bat.	10%	8220
Gasturbine/ Batterie optimiert	30% Bat.	5% Bat.	15% Bat.	15% Bat.	0% Bat.	10%	8062

Zusammenfassend konnte gezeigt werden, dass eine optimierte Betriebsführung zur Reduktion des Energieverbrauchs beitragen kann. Die vorgestellten Zahlen gelten nicht für die Allgemeinheit, aber von ihnen kann eine Größenordnung für das Potential abgeleitet werden. Auch wenn diese Größenordung im unteren einstelligen Prozentbreich als klein angesehen wird, so sind die Maßnahmen zum Erreichen dieser Reduktion mit geringem Aufwand erreichbar. Die für eine intelligente Betriebsführung notwendigen Hardware Elemente sind in der Regel in einem hybriden Antriebskonzept vorhanden. Zusätzlich erforderlich ist nur eine Softwarelösung zur Ermittlung der optimalen Resourcennutzung. Die hierdurch erzielbare Reduktion des Treibstoffverbrauchs und der damit verbundenen Betriebskosten, ist von hoher Attraktivität für die Betreiber. Zudem sei nocheinmal darauf hingewiesen, dass der Vergleich mit einer konstanten Aufteilung auf die Energiequellen erfolgte, die so gewählt wurde, dass die Batterie am Ende leer bzw. nur die Reserve enthält. Auch für diese Aufteilung ist eine vorherige Abstimmung auf das Flugzeug und die Mission erforderlich.
Ein weiteres wichtiges Ergebnis der Untersuchungen ist die Bedeutung detaillierter Systemmodelle. Diese Detaltiefe hat gezeigt, dass sich eine optimale Aufteilung von den theoretischen Überlegungen mit vereinfachten Modellen unterscheidet. Es sollte somit immer darauf geachtet werden, mit welchen Modellen die Ergebnisse derartiger Untersuchungen gewonnen werden.

Tabelle 2: Flugzeugparameter für den untersuchten seriell hybriden Anstriebsstrang 2050

	Brennstoffzelle + Batterie	**Gasturbine + Batterie**
Flugzeug	Beachcraft 1900D	
MTO (Masse TakeOff)	8600kg	8400kg
Batterie	Typ: LiS	
Kapazität:	145kWh	190kWh
Gewicht:	654kg	913kg
Kerosin		
Gewicht:		648kg
Energiemenge:		7983kWh
Wasserstoff (H_2)		
Gewicht:	171kg	
Energiemenge:	5656kWh	

2.1.3 AP3.3 Synthese

Die im Rahmen des Vorhabens am Lehrstuhl für Luft- und Raumfahrtinformatik der Universität Würzburg entwickelten Softwareapplikationen für das Entwurfswerkzeug UNICADO der RWTH Aachen wurden schließlich der RWTH übergeben und stehen dort für weitere Untersuchungen zur Verfügung. Die gewonnenen Ergebnisse wurden im Rahmen des Abschlussvortrages, aber auch in den Abschlussdokumenten zusammengetragen.

Referenzen:

[Leite_2019] *Leite_2019_OptimalEnergyManagementForHybridElectricAircraft*

3 Darstellung der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Die Zuwendung wurde zu ca. 97% für Personalkosten (wissenschaftlicher Mitarbeiter) verwendet. Der Rest wurde für Dienstreisen zu den Workshop mit den Projektpartnern eingesetzt.

4 Darstellung der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die in diesem Vorhaben gewonnenen Erkenntnisse waren ein notwendiger Bestandteil der holistischen Bewertung des elektrischen Fliegens. Insgesamt kann eingeschätzt werden, dass die durchgeführten Arbeiten der Zielstellung des Vorhabens angemessen waren.

5 Darstellung der voraussichtlichen Nutzens, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans

Neben den gewonnen Erkenntnissen zum Potential einer intelligenten Betriebsführung ist vor allem die entwickelte Softwareapplikation für das Entwurfswerkzeug UNICADO von Nutzen für weitere Untersuchungen im Rahmen zukünftiger Projekte.

6 Darstellung der während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Uns ist während der Projektlaufzeit kein Forschungsvorhaben bekannt geworden, das eine Untersuchung der optimierten Betriebsführung mit so detaillierten Modellen durchführt.

7 Darstellung der erfolgten oder geplanten Veröffentlichungen des Ergebnisses

Eine Veröffentlichung der Ergebnisse über die Gruppe der Projektpartner hinaus hat noch nicht stattgefunden, wird aber angestrebt.