

Schlussbericht zu Nr. 8.2 NKBF 98

Entwicklung von Systemtechnologien für Turbo-Generatoren für hybrid-elektrische Flugantriebe

SysTuGen

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

im Förderprogramm LuFo VI/2
unter dem Förderkennzeichen 20L21071& 20L21072

Die Verantwortung für den Inhalt liegt bei den Autoren

Projektleiter: Tobias Friedrich

R&T Programme Manager: Andreas Frenzel

Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG

Dahlewitz, September 2024

Liste der Autoren

Tobias Friedrich

Andreas Frenzel

Inhaltsverzeichnis:

<i>Akronyme</i>	4
1 AUFGABENSTELLUNG / ZIELSETZUNG	6
1.1 BEZUG DES VORHABENS ZU DEN FÖRDERPOLITISCHEN ZIELEN	6
1.2 GESAMTZIEL DES VORHABENS.....	6
1.3 WISSENSCHAFTLICHE UND TECHNISCHE ARBEITSZIELE DES VORHABENS	8
2 VORAUSSETZUNGEN, UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE	9
3 PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS	11
3.1 AUSFÜHRLICHE BESCHREIBUNG DES ARBEITSPANS	11
3.1.1 <i>Projektstrukturplan (PSP)</i>	12
3.2 ABLAUF DES VORHABENS	13
4 STAND DER WISSENSCHAFT UND TECHNIK BEI BEGINN DES VORHABENS	15
5 ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN	19
6 DARSTELLUNG DER ERZIELTEN ERGEBNISSE	20
6.1 ERZIELTE ERGEBNISSE IN HAP1	20
6.2 ERZIELTE ERGEBNISSE IN HAP2	26
6.3 ERZIELTE ERGEBNISSE IN HAP3	30
7 VORAUSSICHTLICHER NUTZEN UND VERWERTBARKEIT DER ERGEBNISSE	34
8 REFERENZEN	34
9 ANLAGEN / VERÖFFENTLICHUNGEN	34

Akronyme

ACOC	Air Cooled Oil Cooler
AGB	Accessory Gearbox
ALM	Additive Layer Manufacturing
APU	Auxiliary Power Unit
BMWK	Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz
CBO	Core Blade Off
CFD	Computational Fluid Dynamics
CRD	Component Requirements Document
DI	Design Iteration
DoE	Design of Experiments
EEC	Electronic Engine Controller
FBC	Front Bearing Chamber
FCOC	Fuel Cooled Oil Cooler
FFMEA	Functional Failure Mode Effects Analysis
FHA	Functional Hazard Analysis
FKZ	Förderkennzeichen
FPT	Free Power Turbine
FPU	Fuel Pump Unit
FOHMS	Fuel, Oil and Heat Management System
HAP	Hauptarbeitspaket
HP	High Pressure
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
M250H	Model 250 Hybrid
MBSE	Model Based Systems Engineering
MS	Meilenstein
OPU	Oil Pump Unit
PM	Projekt Management
PSDD	Product System Definition Document
PSRD	Product System Requirements Document
PSSA	Preliminary System Safety Analysis
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes

RBC	Rear Bearing Chamber
SAS	Secondary Air System
SMP	Safety Management Plan
SPAN	Suite of Programs for the Analysis of Networks
SPH	Smooth Particle Hydrodynamics
TGS	Turbo-Generatorsystem
UK	United Kingdom
VTOL	Vertical Take-Off and Landing

1 Aufgabenstellung / Zielsetzung

1.1 Bezug des Vorhabens zu den förderpolitischen Zielen

Das übergeordnete förderpolitische Ziel dieses Vorhabens war die umweltfreundliche Luftfahrt im Fachbereich „Leise und effiziente Antriebe“. Dieses Vorhaben hat durch die Entwicklung der Systemfähigkeit und der erforderlichen Systemtechnologien für kleinskalige Gasturbinen als Leistungserzeuger des hybrid-elektrischen Antriebes (Turbogeneratorsystem - TGS) dazu beigetragen, die Verwirklichung von disruptiven Flugzeugkonfigurationen mit geringem ökologischen Fußabdruck zu ermöglichen. Die Kompetenz von Rolls-Royce Deutschland für die Entwicklung und Herstellung von (hybrid-)elektrischen Antriebssystemen wurde gestärkt.

1.2 Gesamtziel des Vorhabens

Die Entwicklung der Systemfähigkeit für (hybrid-)elektrische Systeme ist ein Kernbestandteil der Rolls-Royce Strategie, um die Effizienz des Antriebs zu verbessern, die CO₂-, NO_x- und Lärmemissionen zu reduzieren und neue Marktchancen zu erschließen. Im aktuellen Marktumfeld besteht eine hohe Nachfrage für voll-elektrische Antriebssysteme für frühe Plattformen in den Segmenten Urban Air Mobility (UAM) und Zubringerflugzeuge (Commuter). Zudem zeichnet sich eine starke Nachfrage für die Erweiterung dieser Systeme zu komplexeren hybrid-elektrischen Systemen ab, die eine deutliche Erweiterung der Reichweite liefern würden. (Hybrid-)elektrische Antriebe erfordern die Entwicklung innovativer Flugzeugkonzepte, bei denen Technologien wie langsam laufende Propeller und eine neue Verteilung der Antriebe genutzt werden können. Diese Technologien und neuartigen Konzepte ebnen den Weg für die Entwicklung von eSTOL (electrical Short Take Off and Landing) oder sogar eVTOL (electrical Vertical Take-Off and Landing) Plattformen. Rolls-Royce strebt an, Technologien für eine **modulare, skalierbare Lösung** für ein (hybrid-)elektrisches Gesamtsystem zu entwickeln, da die Entwicklung verschiedener "punktoptimierter" Lösungen unerschwinglich sein würde.

Mit der Technologieinitiative Lausitz will Rolls-Royce dieses Ziel umsetzen und eine international einzigartige Kompetenz aufbauen, die das Fundament für eine langfristige und nachhaltige Entwicklung von voll-elektrischen und hybrid-elektrischen Flugantrieben legt. Dazu plant RRD zusammen mit der BTU Cottbus-Senftenberg (BTU), dem DLR und weiteren Forschungseinrichtungen sowie Partnern aus der Wirtschaft Technologien für (hybrid-)elektrische Antriebssysteme zu entwickeln. Dieser neue Technologiestrang von innovativen, umweltfreundlichen Antriebslösungen wird unter der Bezeichnung „Technologieinitiative (Hybrid-) Elektrische Antriebssysteme“ zusammengefasst und erweitert die bisher aufgebauten Entwicklungskompetenzen von RRD für zweiwellige Gasturbinen und für Hochleistungsreduktionsgetriebe. Der Standort Deutschland wird hierbei innerhalb des Konzerns zu einem Leitstandort für (hybrid-)elektrische Antriebssysteme. Hierdurch wird die

Wettbewerbsfähigkeit zukünftiger Produkte erhöht und die technologische Basis für den mittelfristigen Markteintritt (hybrid-)elektrischer Antriebssysteme vorbereitet.

Abbildung 11 enthält eine Übersicht der Vorhaben, die zur Entwicklung von Technologien für die Technologieinitiative (Hybrid-) Elektrische Antriebssysteme beitragen. Weitere zur Realisierung der Technologieinitiative erforderliche Forschungs- und Entwicklungsprojekte sind in Folgevorhaben vorgesehen.

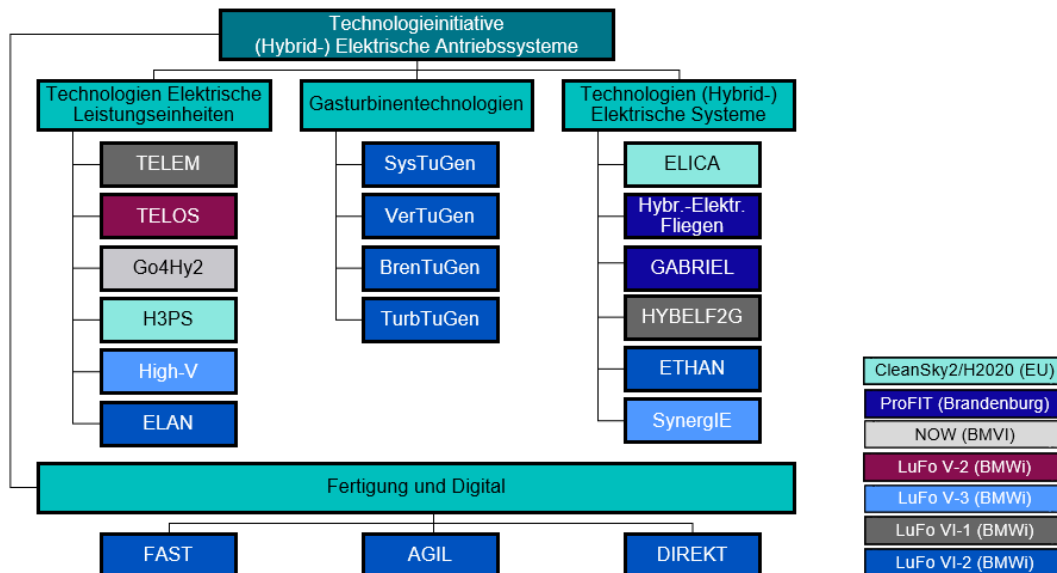


Abbildung 1.1: Übersicht Technologieinitiative (Hybrid-) Elektrische Antriebssysteme

Die Schlüsselfaktoren zur Realisierung des hybrid-elektrischen Fliegens sind für diese Anwendung optimierte Subsysteme, wie zum Beispiel mit einem elektrischen Generator gekoppelte Kleingasturbinen für die Leistungserzeugung, sog. Turbogeneratoren, sowie elektrische Speicher- und Verteilungssysteme und elektrische Antriebseinheiten. Die Gesamtheit dieser Komponenten bildet das hybrid-elektrische Antriebssystem.

Gegenstand des hier beantragten Vorhabens ist die Entwicklung der Systemfähigkeit und der erforderlichen Systemtechnologien für Kleingasturbinen für den Einsatz als Turbogeneratoren in hybrid-elektrischen Flugantrieben.

1.3 Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

Der heutige Stand der Technik erlaubt kein wettbewerbsfähiges hybrid-elektrisches Antriebssystem. Die hierfür optimierten Subsysteme müssen erst entwickelt und auf Systemebene validiert werden. Die heutigen Gasturbinen erfüllen die hohen Anforderungen an Gewicht, Kosten und Einsatzprofil nicht, sodass Gasturbinentechnologien spezifisch für den hybrid-elektrischen Einsatz entwickelt werden müssen. Die elektrischen Subsysteme müssen hinsichtlich der wesentlichen Kennzahlen Leistungsdichte, Effizienz und Sicherheit weiterentwickelt werden.

Das Vorhaben befasst sich mit der Entwicklung der Systemfähigkeit und der erforderlichen Systemtechnologien für kleinskalige Gasturbinen für den Einsatz in hybrid-elektrischen Flugantrieben. Die vergleichsweise geringe Leistungsklasse erfordert eine kleinskalige Konstruktion mit starker Miniaturisierung der Bauteile. Dies erfordert die Entwicklung geeigneter Systemtechnologien, welche sowohl der Miniaturisierung als auch den Anforderungen aus dem Betrieb der Gasturbine mittels Leistungsturbine und Generator Rechnung tragen.

Ausgehend von den Systemanforderungen, die sich durch den Betrieb als Leistungserzeuger für den hybrid-elektrischen Antrieb grundlegend von den für Flugzeuggasturbinen typischen Betriebsweisen unterscheiden, wird der Kreisprozess der Gasturbine aus Leistungsrechnungen abgeleitet und optimiert. Darauf aufbauend wird ein Konstruktionsentwurf für ein kleinskaliges Laborversuchstriebwerk als Technologieträger für das Gesamtsystem entwickelt, wobei aus den LuFo V-Projekten Tight, ParZiVal, Ad2Tec, HittTurb, MakTub und RoK-Inn vorliegende Konstruktionsentwürfe auf Modulebene und Komponenten- und Subsystemtechnologien verwendet werden sollen. Dies erfordert auch die Entwicklung von auf die erforderliche Miniaturisierung angepassten Konzepten und Technologien. Dies umfasst das Sekundärluftsystem, das Ölsystem, das Brennstoffsystem, den Triebwerkszulauf und den Abgastrakt, inkl. aerodynamischer Versuche. Dazu gehört eine möglichst kompakte Installation des Triebwerks im Fluggerät sowie eine Triebwerksregelung mit miniaturisierten Komponenten und der zugehörigen Regelsoftware, inkl. Softwaretest.

Durch die Systemintegration und die Entwicklung der erforderlichen Systemtechnologien wird die Systemfähigkeit für Kleingasturbinen für den Einsatz in hybrid-elektrischen Antrieben entwickelt und damit die Möglichkeit für hybrid-elektrisches Fliegen geschaffen.

2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Rolls-Royce ist ein weltweit führender Hersteller von Antriebssystemen und in Deutschland mit seinen Geschäftsbereichen Luftfahrt und Power Systems vertreten. Rolls-Royce Deutschland hat sich seit 1990 in Deutschland als Anbieter für Luftfahrtantriebe mit der vollständigen Systemfähigkeit etabliert. Der Standort Dahlewitz ist das Kompetenzzentrum für Zweiwellentriebwerke im Konzern – hier befindet sich die Entwicklung und Endmontage aller Triebwerke der BR700 Baureihe. Bisher wurden rund 4.500 Triebwerke dieser Baureihe ausgeliefert. Auch die neue Pearl Triebwerksbaureihe wird hier entwickelt, gefertigt und betreut. Ein neues Entwicklungs- und Testzentrum für das weltweit leistungsfähigste Luftfahrtgetriebe, eine Schlüsselkomponente für das neue UltraFan® Triebwerk, wurde 2017 eröffnet. Seit Januar 2019 betreibt Rolls-Royce Deutschland in Dahlewitz ein Zentrum für Künstliche Intelligenz. Zur Erweiterung der Kompetenzen und des System-Know-how im Bereich der Entwicklung elektrischer Systeme wurde die Einheit eAircraft der Siemens AG im Jahr 2019 vollständig übernommen und die deutschen Standorte in Rolls-Royce Deutschland integriert. Das umfangreiche akademische und industrielle Zuliefernetzwerk von RRD ergänzt das Portfolio, das für ein erfolgreiches Programm erforderlich ist.

Um den technologischen Stand auszubauen und die Marktfähigkeit zu erhalten und zu verbessern, ist Rolls-Royce Deutschland seit Gründung des Unternehmens in einer Vielzahl von Forschungsvorhaben aktiv und kontinuierlich beteiligt. Die Gasturbinentechnologien, sowohl auf Komponenten- wie auch auf Systemebene, werden kontinuierlich weiterentwickelt. Eine Vielzahl von Forschungsvorhaben wurde mit Unterstützung von deutschen und europäischen Industrie- und Forschungspartnern seit vielen Jahren durchgeführt. Damit die ambitionierten Ziele dieser Vorhaben erreicht werden konnten, waren diese in regionale (ProFIT in Brandenburg), nationale (LuFo) und europäische (z.B. HORIZON 2020) Forschungsprogramme eingebettet.

Seit 2011 forscht die ehemalige Einheit eAircraft der Siemens AG (heute Teil von Rolls-Royce) am Thema (hybrid-)elektrische Luftfahrtantriebe. Bereits 2011 konnte mit Diamond Aircraft und Airbus der Versuchsträger DA36 E-Star sowie im Jahr 2013 ein zweiter seriell-hybrid-elektrischer Demonstrator vorgestellt werden. Für höhere Antriebsleistungen wurden in den Projekten MAF und HETEP (LuFo IV-4) ebenfalls Antriebe mit hoher Leistungsdichte entwickelt. Gemeinsam mit der Firma Extra Aircraft wurde, auf Basis der in MAF entwickelten Komponenten, ein Elektroantrieb (260 kW) realisiert, der in der fliegenden Testplattform Extra 330LE (Abbildung 4.3) erfolgreich seinen Erstflug im Jahr 2016 absolvierte.

Zwischen 2016 und 2019 wurden im Rahmen einer Forschungskollaboration mit Airbus am heutigen RRD Standort in Ottobrunn Komponenten für ein hybrid-elektrisches Antriebssystem der Multi-Megawatt-Klasse (E-Fan X) getestet. Ein weiteres Projekt dieser Forschungskollaboration war das Flugtaxi City Airbus.

In dem in ProFIT in Brandenburg geförderten Vorhaben „Hybrid-Elektrisches Fliegen“ wird seit März 2019 zusammen mit APUS und der BTU Cottbus-Senftenberg ein hybrid-elektrisches Antriebssystem entwickelt, das mit dem neuen Fluggerät APUS i5 integriert werden soll (Abbildung 2.1). Diese erste Generation baut auf einer existierenden RR M250 Gasturbine auf, die erstmalig in Kombination mit einem elektrischen Antrieb als hybrid-elektrisches Antriebssystem betrieben wird.



Abbildung 2.1: RR M250 Triebwerk und APUS i-5 Plattform

Das LuFo VI-1-Projekt HYBELF2G umfasst Konzeptstudien für Komponenten und Systeme sowie zur Vorbereitung einer integrierten Lösung zur Erschließung neuer Anwendungen und Märkte für das hybrid-elektrische Fliegen. Im EU-Projekt ELICA wird an einem Konzept für ein 19-sitziges Commuter-Flugzeug mit hybrid-elektrischem Antrieb geforscht.

Das Vorhaben baut bei Komponenten- und Subsystemtechnologien hauptsächlich auf Erkenntnissen folgender Projekte auf:

- Verdichter: LuFo V-3 Tight und RoK-Inn, LuFo VI-1 ForschTurb und KOmpakt, ProFIT Gabriel, AG Turbo Kooperation DLR Köln,
- Brennkammer: LuFo V-3 ParZiVal, LuFo V-2 EmKoVal, LuFo V-1 EmKoTec, LuFo VI-1 ZuKKerBroT,
- Turbinen- und Transmission: LuFo V-2 HittTurb, LuFo V-3 MakTurb, Ad2Tec und RoK-Inn.

3 Planung und Ablauf des Vorhabens

3.1 Ausführliche Beschreibung des Arbeitsplans

Das Vorhaben ist zur Erreichung der gesetzten Ziele in 3 Hauptarbeitspakete gegliedert, die eine Unterteilung der Aufgaben in die Systemintegration, die Installationstechnologien für Turbogeneratoren und die Triebwerksregelung vornimmt, siehe Abbildung 3.1. Die Arbeitspakete stehen untereinander im Austausch und werden durch ein übergeordnetes Arbeitspaket AP0 für das Projektmanagement koordiniert.

AP0 umfasst alle administrativen Aufgaben, die für die Durchführung des Vorhabens und die Koordination der Hauptarbeitspakete erforderlich sind. Durch das Projektmanagement sollen die Kosten- und Zeitpläne überwacht und die Kommunikation und Informationsflüsse der voneinander abhängigen Arbeitspakete aufrechterhalten werden.

HAP1 befasst sich mit der Systemintegration der erforderlichen Systeme und Subsysteme, Konzepte und Technologien zu einem Gesamtkonstruktionsentwurf der Kleingasturbine. Ausgehend von den Systemanforderungen, die sich durch den Betrieb als Leistungserzeuger für den hybrid-elektrischen Antrieb grundlegend von den für Flugzeuggasturbinen typischen Betriebsweisen unterscheiden, wird der Kreisprozess der Gasturbine aus Leistungsrechnungen abgeleitet und optimiert. Darauf aufbauend wird ein Konstruktionsentwurf für ein kleinskaliges Laborversuchstriebwerk als Technologieträger für das Gesamtsystem entwickelt, wobei aus den LuFo V-Projekten Tight, ParZiVal, Ad2Tec, HittTurb, MakTub und RoK-Inn vorliegende Konstruktionsentwürfe auf Modulebene und Komponenten- und Subsystemtechnologien verwendet werden sollen. Dies erfordert auch die Entwicklung von auf die erforderliche Miniaturisierung angepassten Konzepten und Technologien für das Sekundärluftsystem, das Ölsystem, das Brennstoffsystem und für die Gesamttriebwerksmechanik inkl. erforderlicher Festigkeitsberechnungen und Schwingungsanalysen sowie die Einbindung der in HAP 2 und HAP 3 entwickelten Konzepte und Technologien.

In HAP 2 sollen die erforderlichen Technologien für die Installation des Turbogenerators in hybrid-elektrischen Fluggeräten entwickelt werden. Neben Konzepten und Technologien für eine möglichst kompakte Installation des Triebwerks im Fluggerät sollen auch das aerodynamische Konzept und eine kompakte mechanische Konstruktion für den Triebwerkszulauf und den Abgastrakt entwickelt werden. Die entwickelten Konzepte und Technologien sollen nach Erfordernis durch funktionale und aerodynamische Versuche abgesichert werden.

HAP3 befasst sich mit Konzepten und Technologien für ein auf die kleinskalige Bauweise der Gasturbine angepasstes Regelungssystem, unter Berücksichtigung luftfahrtrechtlicher

Vorschriften und Zulassungsanforderungen für Fluggasturbinen und zukünftig zu erwartender Vorschriften für hybrid-elektrische Flugantriebe. Es soll eine Triebwerksregelung sehr kleiner Baugröße konzeptioniert und entwickelt werden, u. a. mit miniaturisierter Zentralrecheneinheit (EEC), miniaturisierten Komponenten und Aggregaten, wie z.B. sehr kleinen Öl- und Brennstoffpumpen. Ebenso soll eine Regelungssoftware für das Triebwerk, abgestimmt auf den Einsatz im hybrid-elektrischen Antriebssystem, konzeptioniert, entwickelt und getestet werden.

3.1.1 Projektstrukturplan (PSP)

Der Projektstrukturplan ist in Abbildung 3.1 dargestellt.

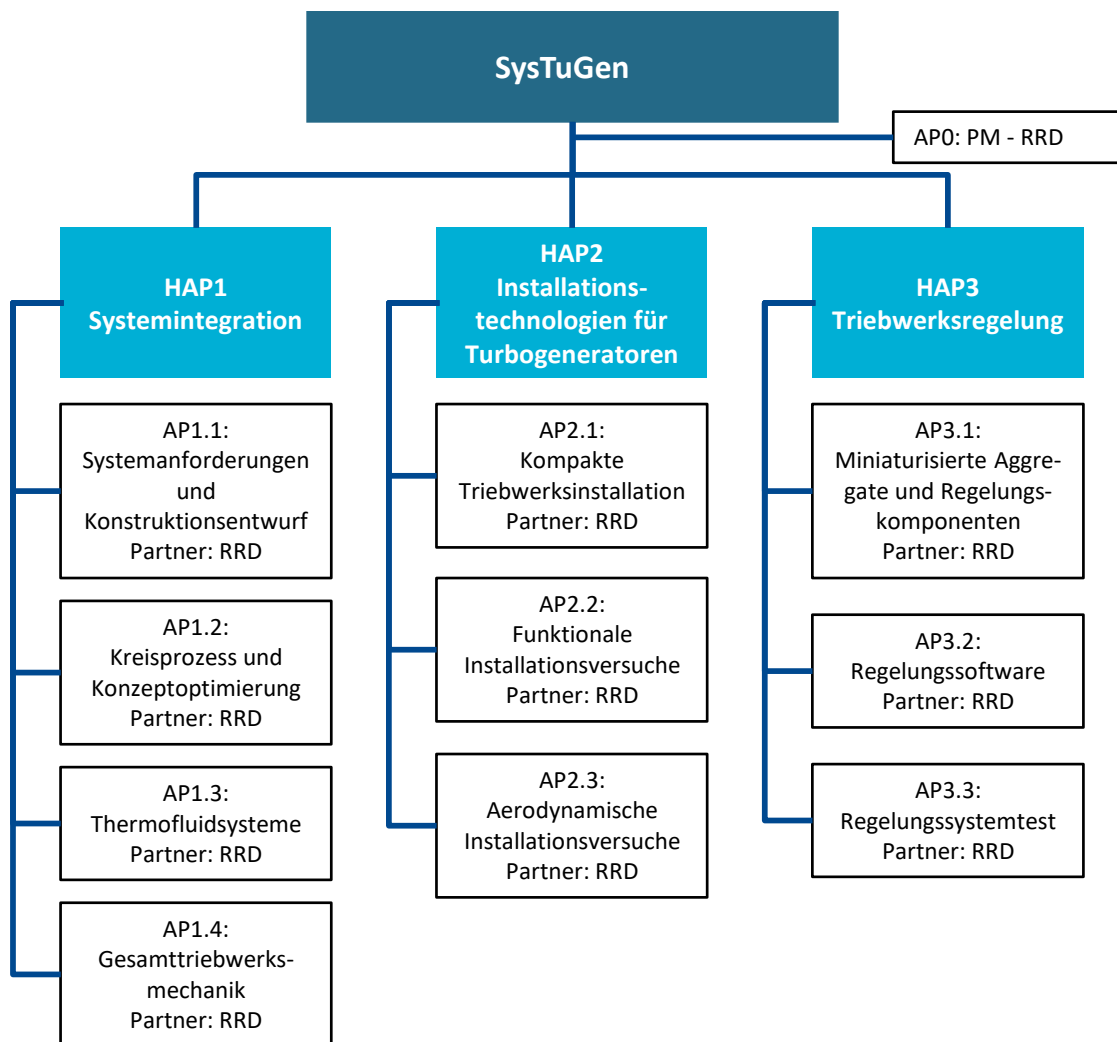


Abbildung 3.1: Projektstrukturplan SysTuGen

Im Laufe der Projektdurchführung traten einige Probleme auf, die Auswirkungen auf den Zeitplan und Fokus der Arbeitsinhalte hatten. Die wichtigsten Änderungen wurden während des LuFo Statusseminars von Oktober 2023 in Cottbus abgestimmt und sind im Folgenden zusammengefasst.

Aufbauend auf den ersten Testergebnissen der neuen kleinen Gasturbine wird mehr Fokus in der verbleibenden Projektlaufzeit auf die Arbeiten der Systemintegration (HAP1) benötigt. Erste Tests der neuen kleinen Gasturbine haben beispielsweise höheren Bedarf bei Arbeiten für das Luftsystem, dem Ölsystem und der dynamischen Auslegung der langen Generatorwelle identifiziert. Die im Rahmen von HAP2 geplanten Installationstechnologien fokussieren sich auf das Turbogeneratorsystem und weniger auf die Integration in eine neuartige Plattform. So werden beispielsweise die Studien für in den Einlass integrierte Kühler oder zur Verkürzung des Einlasses vorangetrieben. Eine Verkürzung spart nicht nur Gewicht, sondern hilft auch die dynamischen Probleme der langen Generatorwelle besser handhaben zu können. Ein Integrationstest der Arbeiten macht zur Laufzeit von SysTuGen keinen Sinn. Stattdessen werden die Studien zur Integration der Kühler durchgeführt.

3.2 Ablauf des Vorhabens

Im Folgenden ist eine Übersicht der wesentlichen Ereignisse des Vorhabens aufgeführt:

2022:

- Das durch Bundesmittel geförderte LuFo VI-2 Projekt SysTuGen wurde offiziell im Januar 2022 gestartet. Ein formales Kick-Off Meeting wurde zusammen mit dem Projektträger und den Projektleitern der parallel gestarteten Forschungsprojekte VerTuGen, BrennTuGen und TurbTuGen im Mai 2022 in Cottbus abgehalten.
- Der Fokus in 2022 lag auf der Ausarbeitung Definition der Anforderungen, des darauf basierenden Ausarbeitens der Konstruktionsentwürfe der beiden Hauptkomponenten (der elektrischen Maschine und der Turbomaschine), des Zusammenbaus des ersten Prototypen der kleinen Gasturbine, sowie der Vorbereitung der operativen Tests desgleichen.
- Parallel dazu wurde an der Integration der Turbomaschine und der elektrischen Maschine zum Turbo-Generatorsystem gearbeitet.
- In Ermangelung an Ressourcen aus dem Regelungsbereich und begrenzter Unterstützung durch Rolls-Royce Controls in Birmingham (UK) wurde entschieden, wesentliche Teile der Softwareentwicklung an einen Rolls-Royce 1st-Tier Dienstleister für Softwareregelaufgaben abzugeben. Für diese Arbeiten wurde die ALTEN GmbH betraut. Die Arbeiten an HAP 3.2 starteten Ende 2022.

- Das Abbruchmeilensteinreview fand im Dezember am Rolls-Royce Standort Cottbus erfolgreich statt.
- Ebenfalls noch bis Ende 2022 erreicht wurden die folgenden wesentlichen Meilensteine:
 - Die Thermofluidsystemdefinitionen für das sekundäre Luftsystem sowie Öl-Kraftstoff- und Wärmemanagementsystem
 - Die Arbeiten beim Installationskonzept hinsichtlich der Modularchitektur, der Space-Envelope und der Triebwerksaufhängung
 - Designiteration 5 („DI 5 Exit) der Turbomaschine
 - Designiteration 2 („DI2 Exit“) des Turbogeneratorsystems

2023:

- Anfang 2023 wurde aufgrund von Verzögerungen beim Test der neuen kleinen Gasturbine und der Generatorentwicklung eine Neubewertung der Ressourcenpriorisierung durchgeführt, mit der Folge, dass die Technologieentwicklung des Turbogeneratorsystems in 2023 nur stark reduziert durchgeführt wurde.
- Dem zum Trotz wurde der Konstruktionsentwurf des Turbogeneratorsystems im Rahmen einer weiteren Designiteration (DI3) weiterentwickelt. Dies beinhaltete unter anderem auch diverse Fortschritte in der Auslegung und Optimierung der Thermofluidsysteme.
- Parallel dazu wurde die Modellierung des Regelungssystems vom Team der ALTEN GmbH in Cottbus vorangetrieben
- Ansonsten lag der Schwerpunkt der Aktivitäten auf dem Auswerten der Beobachtungen und Testdaten der Testläufe des ersten Prototypen

2024:

- Anfang 2024 lag der Fokus auf dem Abschluss einiger Studien, sowie der Fortführung der Testkampagne mit dem zweiten Prototypen. Die Triebwerkstests liefen bis März 2024, die Auswertung der Ergebnisse noch bis ins zweite Quartal 2024.
- Eine Überarbeitung der hybrid-elektrischen Antriebsstrategie von Rolls-Royce hat zu dem Entschluss geführt das Projekt SysTuGen zunächst zu stoppen.

4 Stand der Wissenschaft und Technik bei Beginn des Vorhabens

Im Bereich des (hybrid-)elektrischen Fliegens lässt sich über die letzten Jahre hinweg ein deutlicher Anstieg an Projekten in Wissenschaft und Industrie verzeichnen. Abbildung 4.1 zeigt den rasanten Anstieg von Demonstrator- und Entwicklungsprojekten seit 2016 auf.

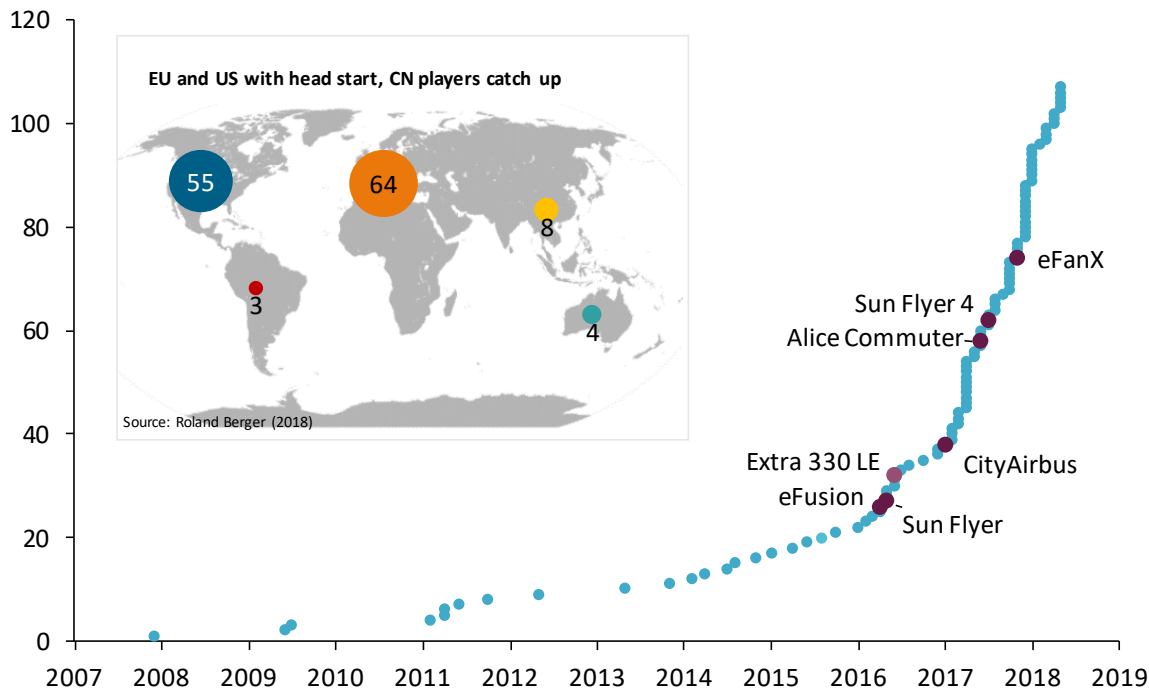


Abbildung 4.1: Anzahl (hybrid-)elektrischer Demonstrator- und Entwicklungsprojekte

Um die Vielzahl der Entwicklungsprojekte in einen gesamtheitlichen Kontext zu setzen und um aufzuzeigen, wie sich der Weg hin zum elektrischen Fliegen gestalten wird, ist es notwendig, auf die unterschiedlichen Marktsegmente der Luftfahrt zu blicken (Abbildung 4.2). Hinsichtlich Leistung und Größe haben Flugzeuge der General Aviation geringere Anforderungen bezüglich ihrer Triebwerke als Luftfahrzeuge für den kommerziellen Transport von Menschen und Gütern. In diesem Umfeld werden bereits erste Ultraleicht-, Segel- und leichte Sportflugzeuge mit elektrischem Antrieb betrieben. Wegen der vergleichsweise niedrigen Eintrittshürden dient dieses Segment vielen Herstellern als Eintrittsmarkt.

Viele Konzepte und Prototypen im Bereich Urban Air Mobility beschreiben bzw. verfügen über die Fähigkeit zum vertikalen Starten und Landen (VTOL) und setzen zudem auf einen elektrischen bzw. hybrid-elektrischen Antrieb. Insbesondere die Möglichkeit eines leisen Antriebs ist entscheidend für die Akzeptanz für den flächendeckenden, innerstädtischen Einsatz. Hierin besteht auch ein wesentlicher Vorteil gegenüber konventionellen Helikoptern.

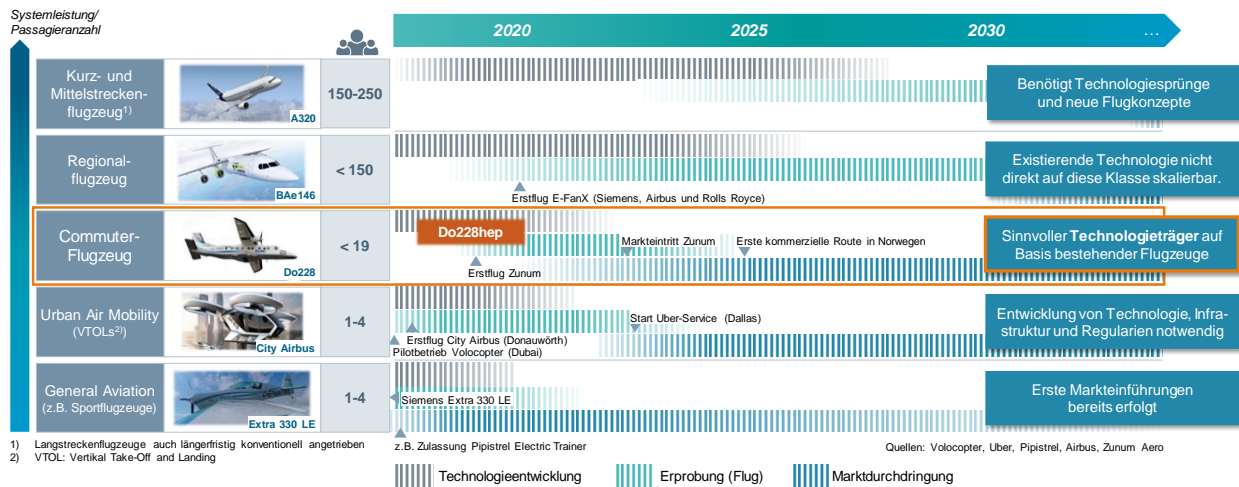


Abbildung 4.2: Marktsegmente der Luftfahrt für hybrid-elektrische Anwendungen

Der Bereich der größeren Flächenflugzeuge beginnt mit den Commuter-Flugzeugen, die auf eine Passagieranzahl von 19 Personen limitiert sind. Diese Flugzeugklasse spielt bei der Elektrifizierung der Luftfahrt eine entscheidende Rolle. Die Elektrifizierung größerer Flugzeuge eröffnet neue Freiheitsgrade in der Auslegung von Flugzeug und Antrieb sowie im Betrieb. So können verteilte Antriebe den Widerstand des Flugzeugs reduzieren, den Auftrieb erhöhen und einen Teil der Steuerflächen ersetzen. Beim Antrieb kann die Gasturbine für den Reiseflug optimiert werden und im Betrieb sind rein elektrische Starts und Landungen zur Vermeidung von Schadstoffemissionen und zur Lärmreduktion im Flughafenbereich möglich.

Da bisher keine ausreichende Energiedichte von Batterien vorliegt, werden zur Realisierung praktikabler Reichweiten hybrid-elektrische Systeme betrachtet. Durch die Integration eines Turbogenerators (Kombination eines elektrischen Generators und einer Gasturbine) kann in einer seriell-hybriden Architektur on-board elektrische Energie erzeugt werden.

Auf der Commuter-Klasse aufbauend ist eine Erschließung des Regionalverkehrs mit möglichen Passagierzahlen von bis zu 150 Personen möglich. In diese Klasse kommen sowohl Turboprop- als auch Turbofan-Triebwerke zum Einsatz. Um den Sprung in diese Klasse zu erreichen, ist es unabdingbar, von den Erfahrungen in der Commuter-Klasse zu lernen. Insbesondere fließen die Erfahrungen in Bauvorschriften für große Elektroflugzeuge ein und berühren damit direkt Fragen der Zulassung, Prüfung und Wartung zu unterschiedlichen Konfigurationen.

Darüber befindet sich die Klasse der Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge mit dem Airbus A320 als vielleicht bekanntestem Vertreter. Der Einzug in diese Leistungsklasse würde den größten Durchbruch im elektrischen Fliegen bedeuten. Hierzu muss jedoch weiter an radikalen Technologiesprüngen für das Antriebssystem sowie am Design der Flugzeuge gearbeitet werden.

Mit Blick auf größere Verkehrsflugzeuge ist zu erwarten, dass Langstreckenflugzeuge, wie zum Beispiel ein Airbus A350 oder A380, auch langfristig konventionell betrieben werden. Hier wird eine weitere inkrementelle Verbesserung der Systeme hinsichtlich Verbrauch und Lärm erfolgen.

Aktuell wurden Propellerantriebe mit elektrischen Motoren bis zu 260 kW Wellenleistung erfolgreich im Flug demonstriert. Mit der Firma Extra Aircraft realisierte Siemens (Abbildung 4.3) einen elektrischen Antrieb mit 260 kW Leistung, der in das Aerobatic-Flugzeug Extra 330LE eingebaut wurde und seinen Erstflug bereits im Jahr 2016 erfolgreich absolvierte. Seither wurden im Flugversuch verschiedene Weltrekorde für elektrisch angetriebene Flugzeuge aufgestellt und wertvolle Erkenntnisse gesammelt, die in die technologische Weiterentwicklung überführt werden.

In den USA erprobt das Start-up Magnix aktuell einen 280 kW-Elektromotor und beabsichtigt diesen im Flug zu erproben. Das Ziel ist eine hochskalierte 500 kW-Antriebseinheit in einem Flugzeug mit einer Passagieranzahl von 6-19 Personen (bspw. Cessna Caravan, Beechcraft King Air). Boeing unterstützt das Start-up Zunum Aero, welches die Markteinführung eines 12-sitzigen hybrid-elektrischen Flugzeugs zu Beginn des kommenden Jahrzehnts plant. Als Zwischenschritt planen sie bereits in den kommenden Jahren die ersten Boden- und Flugtests in einer modifizierten Rockwell Turbo Commander.

Die Firma Lilium in München fokussiert sich auf den Markt der eVTOL Anwendungen mit einer Reichweite bis zu 200 NM. Im April 2017 wurde ein erster Flug mit einem Zweisitzer Prototyp nahe München demonstriert (Abbildung 4.4). Das Ziel ist bis 2025 eine kommerzielle Anwendung zu entwickeln.

Technologisch besteht somit in den kommenden Jahren der Bedarf Antriebseinheiten in der Leistungsklasse von ca. 500 kW Wellenleistung bereitzustellen und in Boden- sowie Flugtests zu erproben. Durch die Installation und Erprobung in einem fliegenden Prüfstand werden wichtige Erkenntnisse zur Weiterentwicklung der Komponenten sowie zu notwendigen Modifikationen der (Sub-)Systeme für ein zukünftiges hybrid-elektrisches Flugzeug gesammelt.



Abbildung 4.3: Extra 330 LE Fa. Siemens



Abbildung 4.4: eVTOL Fa. Lilium

Zusammen mit Siemens und Rolls-Royce hat Airbus in 2017 das Forschungsprogramm E-Fan X als Demonstratorplattform gestartet. Das Ziel war das Zusammenwirken und die Integration eines Turbogenerators, bestehend aus einer AE2100 Gasturbine und einem 2,5 MW Generator, mit einem elektrischen 3 kV Power Management und einem elektrisch angetriebenen Fan auf einer existierenden Flugplattform zu testen (Abbildung 4.5). Im Zuge der COVID-19 Krise, die weltweit für alle Fluggesellschaften und Luftfahrtfirmen zu dramatischen Umsatzeinbrüchen führt und damit unvorhersehbare wirtschaftliche Risiken birgt, wurde das ambitionierte, aber auch sehr kostenintensive Vorhaben zunächst ohne Flugversuche beendet. Rolls-Royce wird die geplanten Bodenversuche noch durchführen, um diesen wichtigen Meilenstein noch im Jahr 2021 abzuschließen.



Abbildung 4.5: E-Fan X Technologiedemonstrator

Bezüglich der im vorliegenden Vorhaben geplanten Entwicklung von Systemtechnologien für Kleingasturbinen für den Einsatz als Leistungserzeuger in hybrid-elektrischen Antrieben wird darauf geachtet, keine existierenden Schutzrechte und Schutzrechtsanmeldungen Dritter zu verletzen, die einer späteren Ergebnisverwertung entgegenstehen könnten. Eigene Patente hierzu wurden bisher nicht angemeldet.

5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

In diesem Projekt erfolgte keine Zusammenarbeit mit Partnern. Die Zusammenarbeit mit anderen Stellen erfolgte über Unteraufträge mit Firmen in der Lausitz.

Zur Beschleunigung der Arbeiten wurden wesentliche Teile der Softwareentwicklung an die ALTEN GmbH abgegeben. ALTEN eröffnete im Rahmen dieser Tätigkeit ein Büro in Cottbus, um langfristig für Rolls-Royce Controls bei der Softwareentwicklung mitzuwirken. Die dort geleisteten Arbeiten bezogen sich primär auf das Aufsetzen der für die Arbeiten an der Regelungssoftware erforderlichen, rein modell-basierten Entwicklungsumgebung „ECOSIstem“, sowie die Unterstützung bei der Entwicklung eines Modelbasierten System Engineering Ansatzes (MBSE) zur Darstellung der Triebwerksregelung auf abstrahierter, funktionaler Ebene (siehe Abschnitt 6.3 für weitere Details).

Die ebenfalls in der Lausitz ansässige Firma AneCom AeroTest GmbH, Freiheitstraße 122, 15745 Wildau hat den Aufbau der Laborumgebung für den Test der neuen kleinen Gasturbine unterstützt. Der Lufteinlass für den Kompressor mit Massenstrom-Messgerät wurde aufgebaut und kalibriert. Weitere Hardware wie Halterungen für die mechanische Integration des Triebwerks in den Prüfstand wurde ebenfalls geliefert und für den Test genutzt.

6 Darstellung der erzielten Ergebnisse

6.1 Erzielte Ergebnisse in HAP1

AP1.1 Systemanforderungen und Konstruktionsentwurf

Die Anforderungen an das TGS wurden erarbeitet und formal dokumentiert.

Die Anforderungen an das Turbo-Generatorsystem orientieren sich in ihrer Zusammenstellung am klassischen Standard von Produktentwicklungen bei Rolls-Royce. Das bedeutet, dass alle Anforderungen hierarchisch in einem Anforderungsmanagementsystem hinterlegt sind und aufeinander Bezug nehmen. Auf diese Weise lassen sich die Anforderungen von ihrer Herkunft, beispielweise aus Regularien, Qualitätsstandards oder Kundenanforderungen bis in ihre übersetzte Form von Komponentenspezifikation nachvollziehen. Als Software für das Anforderungsmanagement des Turbo-Generatorsystems wird – ebenso wie bei allen Rolls-Royce Electrical Anwendungen – Polarion genutzt. Änderungen in den Dokumenten sind jederzeit möglich und werden vollständig erfasst. Dies ist gewünscht, da Anforderungsdokumente über die Dauer des Entwicklungszyklus „lebende“ Dokumente sind, d.h. sie werden je nach Erkenntnisstand ergänzt oder geändert und bleiben damit aktuell. Ein internes Versionsmanagement erhält die Nachvollziehbarkeit aufeinander bezogener Dokumente.

Gemäß der gängigen Rolls-Royce Praxis werden alle Anforderungen mit zusätzlichen Attributen versehen, insbesondere den folgenden:

- Identifikations-Nummer: (zwecks eindeutiger Zuordnung)
- Status: Fortschritt der Anforderung, z.B. „draft“ oder „in Validation“
- Rationale: Begründung bzw. Erklärung der Anforderung
- Assignee: Bearbeiter der Anforderung
- Linked Work Items: Anforderungen und Definitionen, die an diese Anforderung geknüpft sind
- Additional Information: zusätzl. Angaben, z.B. zu Informationsquellen oder Hyperlinks

Die Dokumentenstruktur der TGS-Anforderungsdokumente ist in Abbildung 6.1 dargestellt und lässt die Beziehung der Dokumente aufeinander im sog. „Requirements-Flowdown“ erkennen. In oberster Ebene werden mit Priorität die Sicherheitsanforderungen basierend auf CS-E und SC E-19 betrachtet, sowie die Annahmen zu potentiellen Kundenanforderungen an ein zukünftiges Produkt – beispielsweise die Leistungsklasse. Beides fließt in das Product System Requirements Document (PSRD) des Turbo-Generatorsystems ein und wird im nächsten Schritt in eine Gesamtsystemdefinition übersetzt.

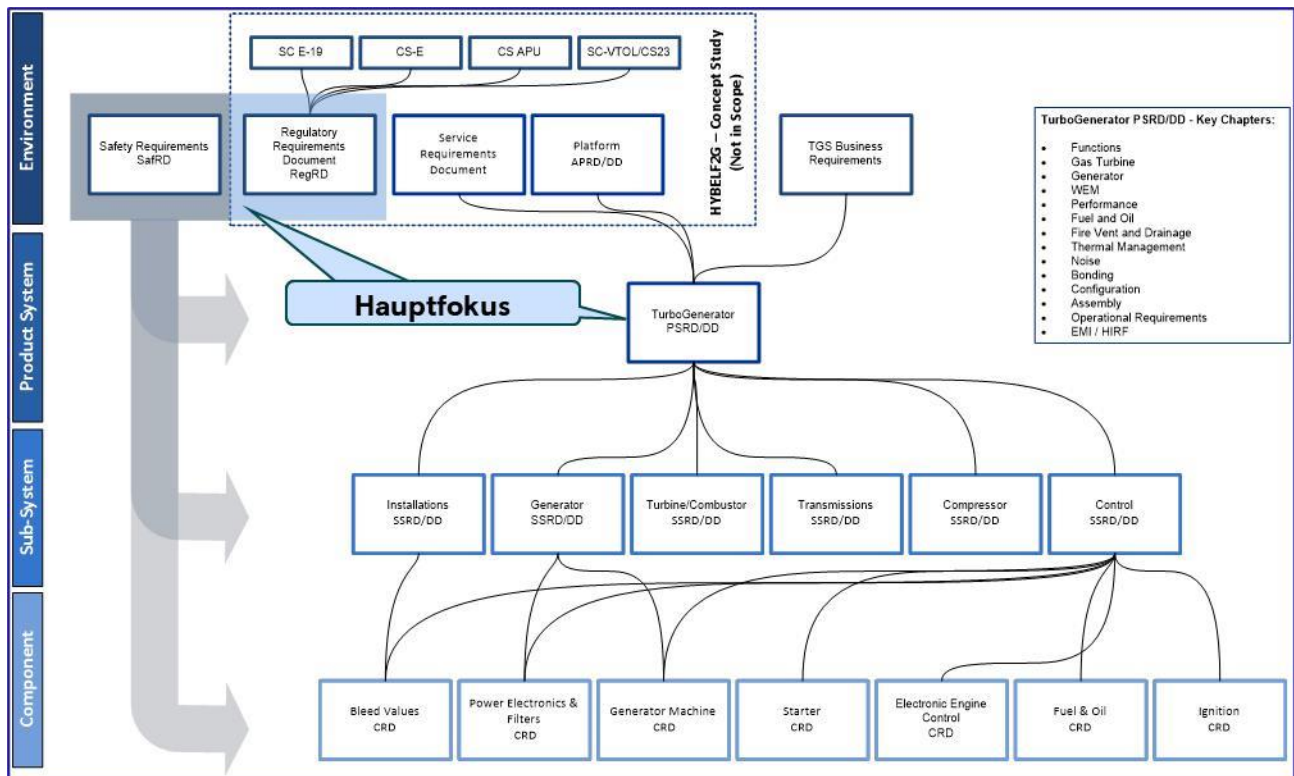


Abbildung 6.1: Dokumentenstruktur für Anforderungen an das Turbo-Generatorsystem

Der Erfolg des Abbruchmeilensteins war neben dem o.g. strukturierten Ansatz an den Fortschritt des PSRDs für das Turbogeneratorsystem geknüpft. Ein Release des Dokuments fand Anfang 2023 statt. Parallel dazu wurde das Product System Definition Document (PSDD) geschrieben, welches die Umsetzung der Anforderungen in einer geeigneten TGS-Architektur enthält. Diese wird von den Subsystem Requirements Dokumenten (SSRDs) aufgegriffen und bis auf Komponentenebene heruntergebrochen. Das so definierte Systemkonzept wurde in einen Konstruktionsentwurf überführt. Dieser durchlief bis zum Ende des Projekts insgesamt fünf Designiterationen.

Eine der beiden Hauptkomponenten des TGS, die neue kleine Gasturbine, wurde dann im Rahmen einer Testkampagne auf zwei verschiedenen Prototypen auf dem Prüfstand Attitude Rig des Hochleistungsgetriebes in Dahlewitz ersten Testläufen unterzogen. Die Beobachtungen und das Auswerten der Testdaten wurden genutzt, um die Funktion des Konzeptes zu validieren und Verbesserungen am Konstruktionsentwurf auszuarbeiten. Die detaillierten Erkenntnisse aus der Testkampagne werden in den folgenden Abschnitten für die einzelnen Arbeitspakete genauer erläutert.

AP1.2 Kreisprozess und Konzeptoptimierung

Ein Performancemodell wurde parallel zu den Designiterationen des TGS Konstruktionsentwurfs erstellt und kontinuierlich verbessert.

Der thermodynamische Kreisprozess, welcher dem Turbogeneratorsystem zugrunde liegt, wurde damit in verschiedenen Studien für unterschiedliche Turbomaschinenkonfigurationen hinsichtlich der optimalen Leistungsparameter, wie z.B. Wellenleistung, Gewicht, spezifischer Kraftstoffverbrauch, Modularität, etc. ausgelegt. Die Studien berücksichtigten System- und Subsystem Designkriterien.

Nach Abschluss der Testkampagne wurden die gemessenen Leistungsparameter mit den Vorhersagen des Modells verglichen, und das Modell wurde durch ein detailliertes „Engine Matching Review“ wo nötig korrigiert. Die folgenden Erkenntnisse zur Leistung der Turbomaschine konnten gewonnen werden:

- Das Zünd- und Startverhalten der Turbomaschine entsprach den Erwartungen.
- Das Regelungssystem funktioniert gut, einzig der NL-Regelkreis litt aufgrund der hohen Trägheit des Lastsystems unter Signalverzögerungen. Dies wird nicht als repräsentativ für ein Endprodukt angesehen und würde für ein marktreifes System optimiert werden.
- Der Treibstoffverbrauch und die Gastemperatur in der Turbine waren leicht höher als erwartet.
- Die Diskrepanzen zwischen der erwarteten Leistung und den gemessenen Leistungsparametern wurden bis auf wenige Ausnahmen verstanden.
- Aufgrund von Sensorausfällen bei hoher Leistung kam es in mehreren Fällen zum initiierten Herunterfahren der Gasturbine, diese konnten jedoch durch erfolgreiches Wiederezündungen abgefangen werden. Diese Beobachtungen sind wertvolle Erkenntnisse, um das Systemverhalten bei einem Erlöschen der Flamme in der Brennkammer zu optimieren.

AP1.3 Thermofluidsysteme

Sekundärluftsystem

Das Sekundärluftsystem wurde entsprechend der ausgearbeiteten Konzepte aus Leistungsrechnung und Modulauslegung in Netzwerkmodellen abgebildet, berechnet und dimensioniert. Fehlerfälle wurden in der Auslegung mit einbezogen. Ebenso wurde das Luftsystemdesign für einseitig gerichtete Axiallasten optimiert, um einer zyklischen Beanspruchung der Lager durch wechselnde Lastrichtungen vorzubeugen.

CFD Simulationen zu mehreren Sekundärluftkavitäten wurden durchgeführt um die Möglichkeit einer Versorgung innerhalb der Wellen zu analysieren. Dies erwies sich für die Versorgung der vorderen Lagerkammer als machbar, für die Versorgung der RBSS jedoch zeigte sich eine Lösung mit externen Leitungen als robuster.

Eine Monte Carlo Simulation wurde mit der Rolls-Royce-eigenen Luftsystem-Netzwerk Software SPAN durchgeführt, um die Robustheit des Designs hinsichtlich des Sperrluftbedarfs und der benötigten Druckdifferenz über die Labyrinthdichtungen zu bestätigen. Neben der Variation der Leistungsdaten wurden auch maximale (end-of-life) Verschleißparameter angenommen.

CFD Analysen wurden für das Sekundärluftsystem des Radialverdichters durchgeführt, um die Zapfluftentnahme verlustarm zu gestalten und hinreichend hohe Differenzdrücke über die Labyrinthdichtungen und ausbalancierte Druckniveaus an den Lagerkammern zu gewährleisten. Mit einem ähnlichen Ziel wurden CFD Analysen zu Verlusten der rotierenden Spaltpassagen durchgeführt.

Ein Luftsystemkonzept zur Abdichtung des vorderen Generatorlagers mittels Zapfluft aus der Turbomaschine und die Kühlung des Generator-Rotors mit Hilfe eines dedizierten Kühlluftstroms wurde ebenfalls erarbeitet. Dazu wurde ein Netzwerkmodell in SPAN erstellt und die Designparameter entsprechend der Temperaturanforderungen des Generators ausgelegt.

Die Funktionalität und das Verhalten des Sekundärluftsystems der Turbomaschine wurde im Rahmen der Testkampagne auf dem Prüfstand verifiziert, mit den folgenden wesentlichen Beobachtungen:

- Die interne Luftversorgung der vorderen Lagerkammer funktionierte während den Tests des zweiten Prototyps gut; es wurden keine Öllecks festgestellt.
- Die durch das ALM Verfahren hergestellte Lagersupportstruktur mit dedizierten Hot Vent- und Balancing-Kanälen funktionierte gut, und das Dichtungssystem der hinteren Lagerkammer lieferte während des gesamten Tests des zweiten Prototypen ausreichende Dichtungsdrücke.
- Einige parasitäre Undichtigkeiten waren höher als vorhergesagt, es wird jedoch erwartet, dass diese für ein zukünftiges Produkt ausreichend reduziert werden können.
- Das SAS Modell konnte mit den Testergebnissen korreliert und validiert werden.

FOHMS

Grundlegende Kreislaufkonzepte für das Öl,- und Kraftstoffsystem des gesamten Turbogenerators wurden erarbeitet und zur groben Komponentenvorauslegung modelliert.

Aufgrund der Empfindlichkeit der elektrischen Komponenten und des Generators wurde ein Wärmemanagementsystem bestehend aus zwei Ölkreisläufen gewählt. Dies soll einerseits die Kontamination des Generatorkreislaufs, etwa durch metallischen Abrieb, verhindern, andererseits kann der Ölkreislauf der Turbomaschine auf diese Weise heißer und – mit Blick auf das erforderliche Kühlergewicht – effizienter laufen, da die Temperaturlimitierung der elektrischen Komponenten in diesem Kreislauf entfällt. Auf die Nutzung unterschiedlicher Kühlmedien (z.B. Öl und Wasser-Glykol) wurde dennoch verzichtet, um Fehlerfällen aufgrund von Verwechslungen bei der Befüllung vorzubeugen.

Die Testläufe der beiden Testtriebwerke wurden ausgewertet, mit den folgenden relevanten Punkten für das FOHMS:

- Die aufgetretenen Öllecks während den Tests des ersten Prototypen brachten wichtige Erkenntnisse für die Auslegung der Trockensumpf- und Entlüftungskreisläufe, und führten zur Identifikation von Designverbesserungen für eine Optimierung des Ölflusses. Spezifisch wurde unter anderem erkannt, dass das Entlüftungssystem für die Tests des ersten Prototypen unterdimensioniert war, und für den Test des zweiten Prototypen aufgerüstet werden musste. Rohre mit größeren Querschnitten, die Beseitigung von Engpässen in den Leitungen und der Einbau eines Tankentlüftungsgebläses mit höherer Leistung führten während der Tests des zweiten Prototypen zu einer sehr robusten Entlüftung und Abdichtung der Lagerhohlräume, und damit zur Abschaltung der vorher aufgetretenen Öllecks.
- Der Wärmetransfer zum Öl war höher als erwartet, mit entsprechenden Auswirkungen auf die Performance der neuen kleinen Gasturbine. Diese Beobachtung ist noch nicht vollends verstanden und muss dementsprechend für die weitere Entwicklungsarbeit eingehender untersucht werden.
- In der hinteren Lagerkammer wurden Temperaturschwankungen gemessen, einschließlich eines unerwarteten Abfalls der Temperatur bei zunehmender Wellendrehzahl. Obwohl dieses Phänomen noch nicht vollständig verstanden ist, könnte es auf ein komplexes Strömungsregime und/oder interne Leckagepfade hinweisen.
- Das FOHMS Modell konnte mit den Testergebnissen korreliert und validiert werden

AP1.4 Gesamttriebwerksmechanik

Die Entscheidung zugunsten einer Konstruktion mit einem dem Verdichter vorgelagerten Generators mit einer durch das Kerntriebwerk verlaufenden, entsprechend langen Generatorwelle birgt Herausforderungen in der Lagerung derselben. So machte dies zum Beispiel eine doppelt ausgeführte Lagerung auf der Turbinenseite erforderlich. In einem alternativen Konzept wurde auch die Einführung eines zweiten Lagers in der vorderen Lagerkammer untersucht.

Ein ganzheitliches Finite Elemente Modell in Simsolid zur Festigkeitsberechnung der Gesamtstruktur des Turbo-Generators wurde aus Teilmodellen der verschiedenen Subsysteme erstellt. Für Vibrationsanalysen und Steifigkeitsuntersuchungen (Deflections) wurden dedizierte Nastran-Modelle für den Stator und ein eigenes rotordynamisches Modell entwickelt. Anhand dieser Modelle konnten z.B. für den gesamten Drehzahlbereich kritische Geschwindigkeiten identifiziert werden die unakzeptable Moden anregen, deren Vermeidung gezielt im weiteren Designprozess adressiert wurde. Beispielsweise wurden Änderungen im Lagerungs- und Dämpfungskonzept vorgenommen, um diese Effekte zu mindern. Neben den industriell üblichen Quetschöldämpfern wurde auch die Anwendung von Folienlagern als Dämpfungsmaßnahme intensiv untersucht.

Parallel zu den Studien für ein robusteres rotordynamisches Design wurden im Rahmen der Fertigung des Hochdruckrotors für den ersten Demonstrator der Turbomaschine Versuchsläufe für eine effektive und robuste Balancing-Prozedur mittels Materialentnahme gemacht. Diese fanden später Einzug in die Balancing Strategie für die beiden Testtriebwerke.

Die Auswertung der Testläufe der beiden Prototypen ergab die folgenden relevanten Punkte für die Gesamttriebwerksmechanik:

- Rotordynamik der freien Leistungsturbine: Das Hauptproblem bei der Konstruktion aus gesamtriebwerksmechanischer Sicht ist die geringe Steifigkeit der freien Leistungsturbine mit mehreren gering gedämpften Resonanzen innerhalb des Laufbereichs. Trotz des hohen Aufwands zum Auswuchten der Teile war das Testen bei hohen Drehzahlen problematisch, auch weil die Anbindung der Turbinenwelle an die SPTE-Elemente (konkret das Wasserbremsensystem) die Vibrationseigenschaften des Gesamtsystems negativ beeinflusste und das Balancing erschwerte. Um die zur Erreichung der Testziele angestrebten hohen Drehzahlen zu erreichen, mussten die erlaubten Vibrationslimits erhöht werden.
- Die aufgetretenen Schwierigkeiten bei den Tests gaben Anstoß zum Optimieren der Instrumentierung für das Auswuchten und zur Ausarbeitung von Möglichkeiten den Testaufbau rotordynamisch robuster zu machen. Entsprechende Verbesserungen wurden identifiziert und implementiert. Zum Beispiel wurde die beim Test des ersten Prototypen beschädigte Lagerkonstruktion des Wasserbremsensystems durch ein modifiziertes Design verstärkt.
- Das Rotordynamikmodell wurde mittels der generierten Testdaten korreliert und validiert.

Zusammenfassend bestätigten die Tests der Turbomaschine die bereits analytisch identifizierten Probleme in Bezug auf die Rotordynamik. Dies verdeutlicht, dass dieser Bereich ein Schwerpunkt für weiterführende Studien bei einer Wiederaufnahme der TGS-Entwicklung sein muss. Ein konkret aus den Analysen und den Tests abgeleitetes Fazit für ein zukünftiges Produkt ist eine Reduzierung der Länge der rotierenden Elemente.

6.2 Erzielte Ergebnisse in HAP2

AP2.1 Kompakte Triebwerksinstallation

Arrangements der Triebwerksträger und Anbindungspunkte:

Das Konzept für die Triebwerksaufhängung des Turbo-Generatorsystems wurde erarbeitet. Es basiert auf dem Design für die Prüfstandsversuche der Turbomaschine, wurde aber entsprechend den getroffenen Annahmen hinsichtlich der Installation erweitert und angepasst. Es sieht multiple Lastpfade zur Schadenstoleranz und einem sichereren Rissausbreitungsverhalten vor. Initiale Studien zeigten, dass ein gewicht- und kostensparendes Aluminium-Getriebegehäuse für das vorgesehene Aufhängungskonzept möglich ist. Die Umsetzung auf Ebene eines potenziellen Fluggeräts ist dennoch stark von der Anwendung und der Triebwerksinstallation abhängig.

Akustische Aspekte

Bei der Entwicklung des Turbo-Generatorsystems wurden die Schallemissionen von Anfang an berücksichtigt. Hierzu wurden 2022 zunächst Anforderungen (Lärmgrenzwerte und mögliche Kundenanforderungen) für ein konventionelles Flugzeug mit hybrid-elektrischem Antrieb in diesem Segment abgeleitet.

Das herausforderndste Lärmziel ergibt sich jedoch aus der öffentlichen Akzeptanz für neue Märkte mit VTOL-Anwendungen im Bereich Urban Air Mobility (UAM). Der Zielwert liegt hier bei 62dB(A), gemessen beim Überflug in einer Höhe von 500ft und entspricht in etwa den „ramp-noise“ Anforderung für Hilfstriebwerke (APUs) von 85 dB(A), gemessen in 20m Entfernung am Boden (einschl. Reflexionen).

Eine vorläufige Lärmmodellierung für das für das Turbo-Generatorsystem auf Grundlage von sehr beschränkter Lärmmessungen der Rolls-Royce M250 Gasturbine führten zu Lärmprognosen der neuen kleinen Gasturbine. Während mit dem TGS voraussichtlich die Anforderungen für ein hybridisiertes, konventionelles Propellerflugzeug erfüllt werden könnten, besteht wie erwartet, eine Differenz gegenüber den Anforderungen für UAM. Zum Erreichen des Lärmziels in diesem Bereich sind Anstrengungen zur weiteren Lärminderung erforderlich, beispielsweise durch lange Zu- und Abströmkanäle mit akustischen Absorbern. Darin könnten auch neuartige vorteilhaftere Absorberkonzepte und Fertigungsverfahren zum Einsatz kommen.

Auf Grundlage der großen Erfahrung im Bereich der Lärmvorhersage von axialen Turbomaschinen wurde eine Strategie zur Methodenentwicklung und -validierung erarbeitet, die Rolls-Royce in die Lage zu versetzen soll, für den Triebwerkslärm einer Kleingasturbine Vorhersagen durchzuführen und Garantien abzugeben, die den Anforderungen in diesem Marktsegment gerecht werden.

Für den Radialverdichterlärm wurden Messdaten aus einem AG Turbo Projekt mit dem DLR herangezogen und die Implementierung der resultierenden Methode in das Rolls-Royce Lärmvorhersagewerkzeug (Noise Key System) für den Gesamt-Flugzeuglärm vorangetrieben.

Die vorläufige Modellierung wurde bereits herangezogen, um für den Prüfstand der Turbomaschine maximale Schalldruckpegel und Anforderungen an Maßnahmen zur Lärminderung im Schornstein zu ermitteln.

Wärmemanagement:

Im Zuge der anfänglichen Designstudien zu einer rückwärts gerichteten Anordnung des Turbo-Generators (zugunsten der besten Modularität und Skalierbarkeit) traten Bedenken bezüglich der temperatur-exponierten elektrischen Komponenten, einschließlich des Generators auf, da diese sich in unmittelbarer Nähe zum Heißgastrakt befänden.

Aus diesem Grund wurde 2022 eine Ventilations- und Isolationsstudie durchgeführt, um die erforderliche Wärmeabfuhr zu beziffern und wirksame Designkonzepte für Hitzeschilder zu erarbeiten, um die Betriebstemperatur der elektrischen Komponenten in einem akzeptablen Bereich zu halten.

Anknüpfend an die initialen Arbeiten zum Wärmemanagement wurde 2023 eine Studie gestartet zur Untersuchung, ob die Integration von Wärmetauschern für die Kühlflüssigkeiten der Gasturbine und/oder der elektrischen Maschine in den Verdichtereinlauf, plausibel wäre. Die betrachteten Aspekte waren hier das Integrationsdesign, die abführbare Wärme sowie die assoziierten Leistungseinbußen durch Druckverlust und Temperaturanstieg des Luftstroms.

Betrachtet wurden sowohl Konzepte zur Integration von Kühlpassagen in die Streben des Einlaufs selbst, als auch Ansätze, in denen Wärmetauschelemente auf den Einlauf „aufgesetzt“ werden. Die Studie wurde bis zum Projektstop von SysTuGen noch nicht abgeschlossen, aber die folgenden initialen Erkenntnisse konnten gewonnen werden:

- Aufgrund der geringen, zur Verfügung stehenden Fläche ist die mögliche Wärmeabführung gering.
- Eine Erhöhung der Fläche durch dicht gepackte, aufgesetzte Wärmetauschelemente würde die Wärmetauschleistung zwar erhöhen, und evtl. sogar als Schutz gegen FOD wirken können, jedoch sind für diesen Lösungsansatz Leistungseinbußen der neuen kleinen Gasturbine durch den Druckverlust und die Erwärmung des angesaugten Luftstroms zu erwarten, die evtl. über dem akzeptablen Limit liegen.

AP2.2 Funktionale Installationsversuche & AP2.3 Aerodynamische Installationsversuche

Elementarer Teil der Entwicklungsstrategie war es, Subsystemtests der kleinen Gasturbine und des Generators vor der Integration in das Turbogeneratorsystem durchzuführen. Dadurch werden Entwicklungsrisiken reduziert und die gewonnen Erkenntnisse tragen wesentlich zur Optimierung des Gesamtsystems bei.

Test von zwei Kerntriebwerks-Prototypen auf niedrigem TRL-Niveau in einer simulierten Triebwerksumgebung wurden durchgeführt. Der Aufbau dieser Prototypen und die Testdurchführung wurden über das LuFo VI/Klima Projekt OptTuGen (20M2264A) gefördert. Die Auswertung der Testergebnisse für die geplante Integration in das Turbogeneratorsystem erfolgte in TurbTuGen (20L2104) für Turbinenmodul und Elemente zur Leistungsübertragung und SysTuGen (20L2107) für Performance, Öl-System, Luftsysteem, Systemdynamik und weitere Aspekte. Dafür werden der Testaufbau, die Rolle der beiden Prototypen und die Testkampagne beschrieben. Details der Auswertung im Rahmen dieses LuFo Projektes sind bei der Beschreibung der Arbeitspakete enthalten, um die erfolgte Verwertung der Förderprojekte aus Sicht der Fachdisziplinen zu zeigen.

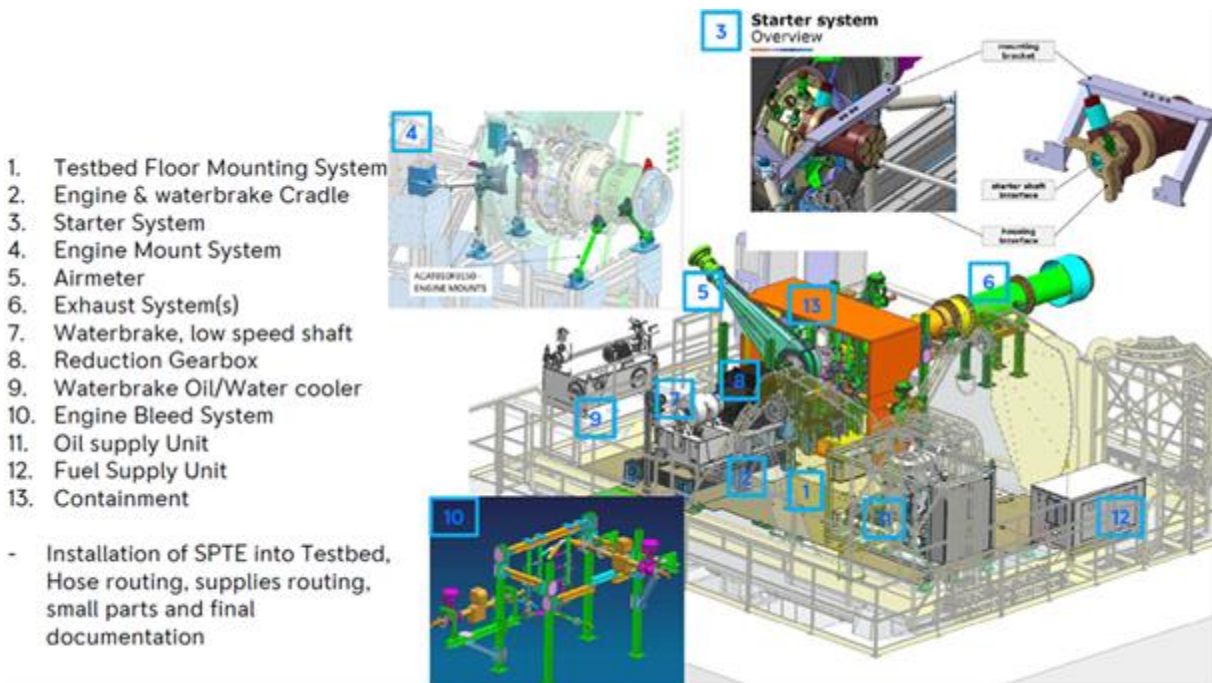


Abbildung 6.2: Prüfstands-Umgebung für die neue kleine Gasturbine

Um die Daten möglichst schnell und in einem angemessenen Detailgrad auf der nötigen Subsystemebene generieren zu können, wurde der Kern der neuen kleinen Gasturbine in einer simulierten Triebwerksumgebung getestet. Der gesamte Laboraufbau wird in Abbildung 6.2

gezeigt. Dabei wird die neue kleine Gasturbine im Kern ohne Nebenaggregate aufgebaut. Kraftstoff-, Luft-, Regelungs- und Öl-Systeme sowie der Luftenlass werden durch industrielle Laborsysteme simuliert. Dieser Aufbau ist nicht flugfähig und bedarf weiterer Entwicklungsarbeiten. Für eine flugfähige Anwendung müssen diese genannten Systeme zukünftig ausgereift, integriert und miniaturisiert werden.

Ziel des ersten Prototypen war die Inbetriebnahme der Testanlage und der Testausrüstung durchzuführen, sowie die geplanten Testverfahren zu überprüfen. Daher wurde dieses erste Testvehikel mit einem Mindestmaß an Instrumentierung montiert (d.h. nur grundlegende Leistungsparameter und Triebwerkszustands- und sicherheitsrelevante Instrumentierung). Dies reduzierte einerseits das Risiko von Montageproblemen aufgrund umfangreicher oder komplexer Instrumentierung und ermöglichte andererseits die Entwicklung und Reifung der Zusammenbausequenz mit minimalen Störungen. Während der Montage des ersten Prototypen wurden alle Werkzeuge überprüft und, wo erforderlich, Änderungen vorgenommen.

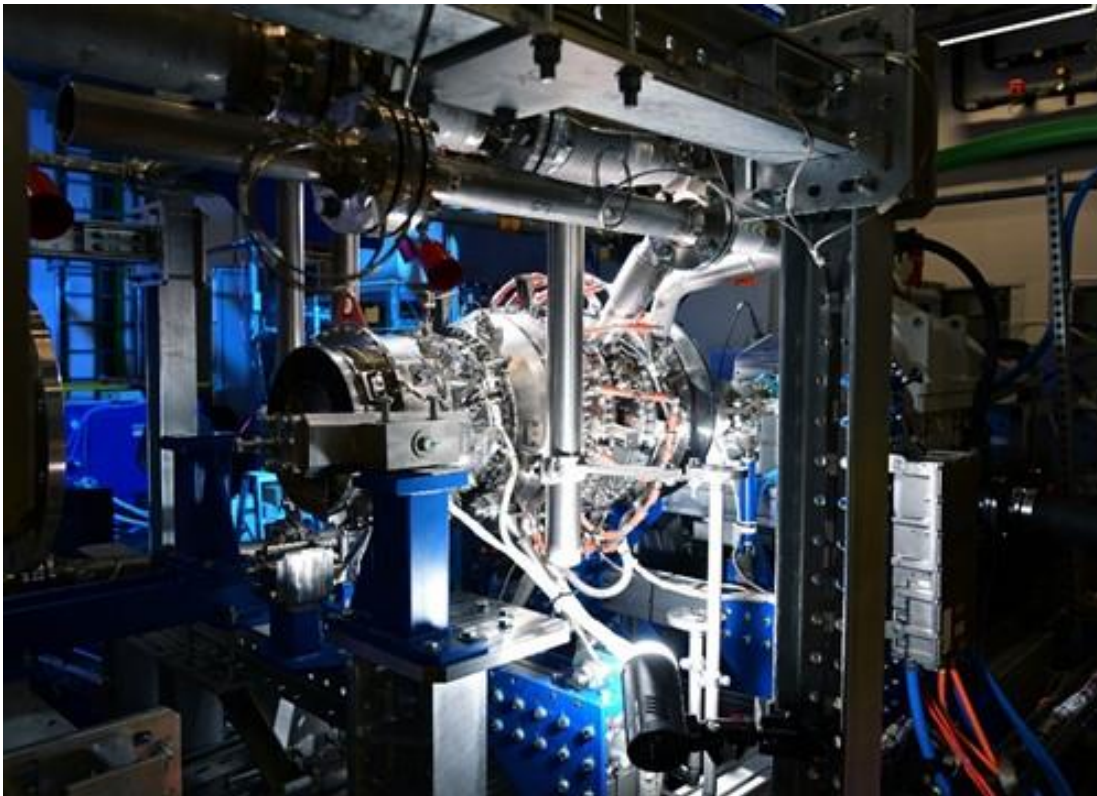


Abbildung 6.3: Gasturbine des TGS während der Inbetriebnahme

Im Gegensatz zum ersten Aufbau, wurde der zweite Prototyp (siehe Abbildung 6.3) im hohen Maße mit Instrumentierung bestückt, um die Leistung und Funktionsfähigkeit der neuen kleinen Gasturbine zu verifizieren, sowie Testdaten zur Verifizierung von Systemmodellen zu generieren. Das vergleichsweise hohe Niveau der Instrumentierung in Verbindung mit den kleinen Abmaßen

der Gasturbine führten zu einigen Problemen während dieses zweiten Aufbaus. Dennoch gelang es den üblicherweise auftretenden Verlust an Instrumentierung minimal zu halten (weniger als 1 % der Parameter gingen verloren). Darüber hinaus wurden während der Montage Messungen durchgeführt, um wichtige dimensionale Eigenschaften des Prototypen zu bestätigen, wie z.B. den Laufradspitzenabstand zum Gehäuse und den engsten Strömungsquerschnitt der ersten Leitschaufelreihe. Nach der Montage wurden die Gasturbinen zur Testvorbereitung an die Testanlage übergeben und im Anschluss erprobt.

Aufgrund der Komplexität der integrierten Testsysteme war es erforderlich, vor der Durchführung der Erprobung einen Inbetriebnahmeplan zu entwickeln und auszuführen. Dieser Plan berücksichtigte alle Aktivitäten, die erforderlich sind, um die Funktion(en) der einzelnen und integrierten Systeme zu bestätigen, Betriebsanweisungen zu validieren und alle Nachweisanforderungen für die Zulassungen zu erfüllen (z.B. RR-Prozessanforderungen, ATEX-Konformität, EU-Maschinenrichtlinie usw.).

Mit Abschluss des zweiten Triebwerksbaus erfolgte unmittelbar dessen Aufbau auf dem Prüfstand, sowie der Anschluss der zugehörigen Instrumentierung. Ebenso wurden notwendige Änderungen an der Softwarekonfiguration (hard trims) vorgenommen, sowie Instrumentierungsprüfläufe und Systemprüfungen (z.B. statische Dichtigkeitstests) durchgeführt.

Die Tests der beider Prototypen konnten erfolgreich durchgeführt und abgeschlossen werden. Mitte 2023 wurde die Inbetriebnahme des Prüfstandes und des ersten Prototypen mit Erreichen des stabilen Leerlaufes abgeschlossen. Im März 2024 wurde die Testkampagne des zweiten Prototypen mit Erreichend er maximalen Leistung abgeschlossen werden. Dies markierte das Ende der ersten Phase in der Entwicklung des Turbogenerator-Programms.

6.3 Erzielte Ergebnisse in HAP3

AP3.1 Miniaturisierte Aggregate und Regelungskomponenten

Im Rahmen der Entwicklung des Konstruktionsentwurfs des Turbogeneratorsystems wurden im Anschluss an die Definition der Systemanforderungen davon die Anforderungen an die externen Komponenten, insbesondere Ölpumpe (OPU), Kraftstoffpumpe (FPU), Kraftstoffbemessungseinheit (FMU), Ölabscheider, Starter und potenzielle Kühler abgeleitet.

Daran anknüpfend wurde die Nutzung elektrisch angetriebener Aggregate im Rahmen einer Studie geprüft aber aufgrund des zusätzlichen Gewichts gegenüber konventionellem Antrieb verworfen.

Auch wurde der Geräteabtrieb über ein Getriebe an der Hochdruckwelle einschließlich Getriebegehäuse funktional und konstruktiv entworfen (Abbildung 6.4).

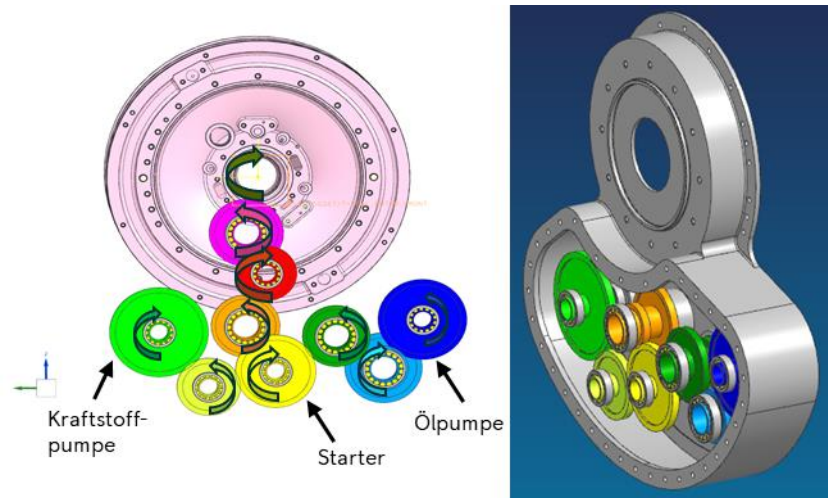


Abbildung 6.4: Geräteabtrieb und Getriebegehäuse für das Turbo-Generatorsystem

Im weiteren Verlauf des Projekts wurden weitere Studien zur Optimierung von miniaturisierten Regelungskomponenten durchgeführt, wie z.B. eine Analyse der gängigen Architekturen und Funktionsweisen von Ölabscheidern, die untersuchte, welche Parameter und Eigenschaften die unterschiedlichen Konzepte besonders geeignet für den Betrieb in kleinen Triebwerken machen.

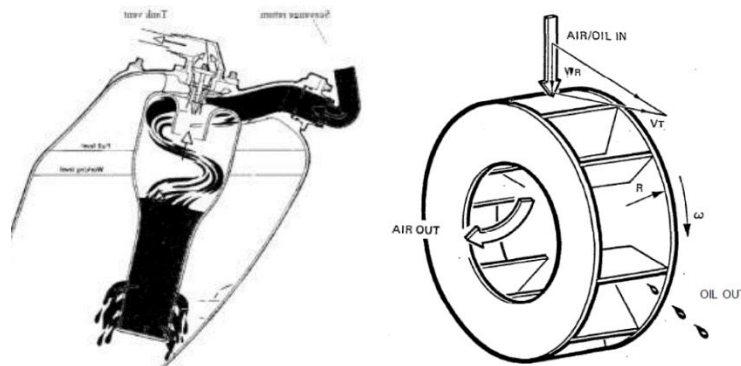


Abbildung 6.5: Ölabscheider Designs

Darauf basierend wurde ein Tool zur Vorhersage von Charakteristiken von Ölabscheidern entwickelt. Mit diesem können Parameter wie z.B. Separationseffizienz oder Druckverlust berechnet werden.

AP3.2 Regelungssoftware

Im Bereich Regelungssoftware wurde zunächst die für die Arbeiten an der Regelungssoftware erforderliche, rein modell-basierte Entwicklungsumgebung „ECOSIstem“ für die Anwendung für das Turbo-Generatorsystem aufgesetzt.

Die weiteren Arbeiten umfassten dann die Entwicklung eines modelbasierten System Engineering Ansatzes (MBSE) zur Darstellung der Triebwerksregelung auf abstrahierter, funktionaler Ebene. Dafür wurde das MBSE Modell in Capella, dem von Rolls-Royce für TGS und zukünftige Anwendungen ausgewählte Tool für MBSE Systemmodellierung, erstellt.

Ingesamt wurde eine Vielzahl von Anwendungsfällen des TGS in Capella modelliert, um die Annahmen zum operativen Kontext zu identifizieren und validieren. Top-Level Funktionen und die daraus entstehenden TGS- Hauptsystemfähigkeiten wurden im Rahmen der Systemanalyse identifiziert und modelliert. Abbildung 6.6 zeigt (aufgrund der Komplexität) kleinere Ausschnitte der MBSE Modelle.

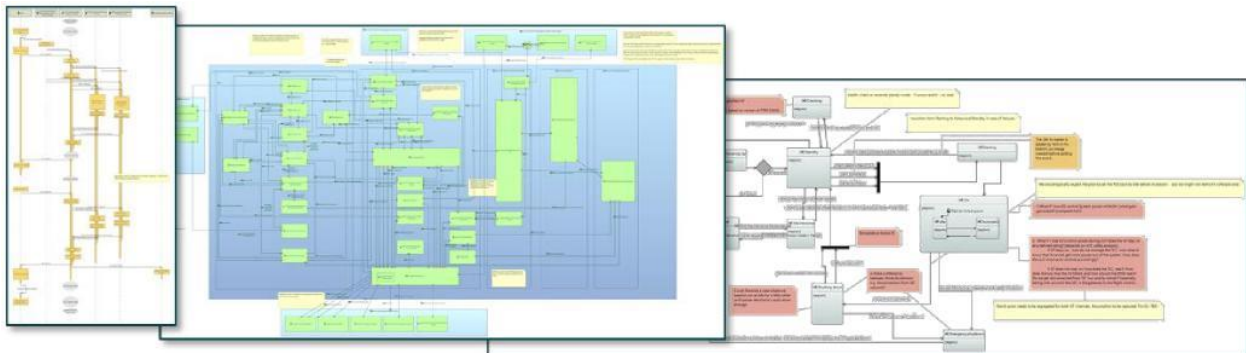


Abbildung 6.6: MBSE Modell-Struktur für Teile der Steuerung des Turbo-Generatorsystems

Im nächsten Schritt folgte die Logische Analyse, und damit verbunden die Definition und Modellierung der Logischen Architektur des Turbo-Generatorsystems auf mehreren Detailebenen, so dass die Funktionen und Interaktionen der entsprechenden Subsysteme des TGS und ihre Operationsmodi einschl. Start und Abschaltmechanismen entwickelt und abgebildet werden konnten. Spezieller Fokus wurde auf die Trennung wichtiger Funktionsketten gelegt, um eine Trennung von sicherheitsrelevanten Funktionen und deren Fehlertoleranz zu realisieren. Zusätzlich wurde ein vorläufiges Modell der Operationsmodi (einschl. Transitionen) für das TGS erstellt.

AP3.3 Regelungssystemtest

Der im Rahmen von AP3.3 geplante Aufbau eines Systemprüfstandes für Regelungssystemtests konnte im Rahmen von SysTuGen nicht durchgeführt werden. Gründe hierfür sind die zum Zeitpunkt der Antragsstellung signifikante Unterschätzung des benötigten Aufwandes und der sehr rudimentäre Stand des DLR Instituts für elektrifizierte Luftfahrtantriebe in Cottbus in der derzeitigen Gründungsphase. Alternativ wurden im Rahmen von SysTuGen Vorarbeiten wie Anforderungsmanagement und Abstimmungen mit dem DLR in Cottbus durchgeführt. Der Aufbau des Systemprüfstandes beim DLR in Cottbus war im nachfolgenden Projekt RegTuGen geplant.

7 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse

Rolls-Royce hat im März 2024 das Testprogramm der neuen kleinen Gasturbine durch Erreichen der geplanten Ziele abgeschlossen. Dies markierte das erfolgreiche Ende der Phase 1 in der Entwicklung der neuen kleinen Gasturbine für das Turbogeneratorsystem (TGS).

Beim Aufbau der Prototypen kamen 3D-Druckverfahren für neue Teile zur Anwendung. So wurden beispielsweise die Brennkammer und die hintere Lagerkammer gedruckt. Die Flexibilität der 3D-Druckverfahren war für den Prototypenbau das wichtigste Kriterium. Dabei wurden viele praktische Erfahrungswerte gesammelt. Perspektivisch sollen die 3D-Druckverfahren in weiteren Bereichen der Business Aviation Projekte stärker eingesetzt werden. Dies ermöglicht auch neue Möglichkeiten bei der Integration von Systemtechnologien. Beispiele sind integrierte Funktionsflächen oder besser integrierte Kanäle für das Öl- und Luftsystem.

Zusammenfassend kann man sagen, dass durch SysTuGen wertvolle Erkenntnisse zur Systemfähigkeit und den einzelnen Systemtechnologien zur Entwicklung von Turbogeneratoren gewonnen werden konnten, die für die Wiederaufnahme der TGS Entwicklung oder andere verwandte zukünftige Entwicklungen verwendbar sind.

8 Referenzen

n/a

9 Anlagen / Veröffentlichungen

n/a