

Schlussbericht

Technologische Erforschung luftfahrtgerechter Elektrischer Maschinen sowie deren Integration in hybrid-elektrische Antriebssysteme (TELEM)



Förderprogramm LuFo VI-1

Förderkennzeichen **20M1916A**

Die Verantwortung für den Inhalt liegt bei den Autoren.

Berichtersteller (Projektleiter): Pascal Kolem Unterschrift:

R&T Management: Dr. Ralf von der Bank Unterschrift:

Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG

München, Oktober 2024

Unterliegt nicht der Deutschen Exportkontrolle. Diese Informationen werden von Rolls-Royce nach bestem Wissen und Gewissen auf der Grundlage der neuesten verfügbaren Informationen zur Verfügung gestellt; es werden keine Garantien oder Zusicherungen gegeben; es wird keine vertragliche oder sonstige Verpflichtung impliziert.

Inhalt

Akronyme.....	4
1 Aufgabenstellung / Zielsetzung.....	5
2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde	7
3 Planung und Ablauf des Vorhabens	8
.....	9
4 Stand der Wissenschaft und Technik bei Beginn des Vorhabens	10
5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen	12
6 Darstellung der erzielten Ergebnisse	12
6.1 HAP1: Flugzeugsystemarchitektur	12
AP1.1 Definition von Konzeptflugzeugen und Antriebskonzepten.....	12
AP1.2 Optimierung von Flugzeug und Antrieb.....	14
AP1.3 Detaillierte Vorauslegung.....	14
6.2 HAP2: Maschinenkonzepte.....	15
AP2.1 EM für systemoptimierten Antrieb eines Drehflüglers.....	15
Material der Welle:	16
Leitermaterial, Form und Stützmaterial	17
AP2.2 EM für systemoptimierten Antrieb eines Flächenflugzeugs	23
6.3 AP2.3 Zuverlässigkeit und Robustheit von elektrischen Maschinen	26
6.4 HAP3: Technologische Befähiger	30
AP3.1 Leichtbau elektrischer Maschinen	30
AP3.2 Kühlung elektrischer Maschinen	31
AP3.3 Elektrische Leiter und Isolationsmaterialien	33
AP3.4 Elektromagnetische Materialien	39
6.5 HAP4: Integration elektr. Maschinen.....	41
AP4.1 Propulsoren für elektr. Antriebe	41
AP4.2 Integration EM und Gasturbine	42
AP4.3 Integration von Leistungselektronik.....	43
Safety-orientierte Subsystemauslegung:	44
6.6 HAP5: Produktions- und Testverfahren.....	44
AP5.1 Produktionsverfahren.....	44
AP5.2 Testverfahren und Nachweisführung	45
AP6.1 High-Fidelity Digital Twins.....	46
AP6.2 Systemsimulation.....	47
7 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse.....	48

Abbildungen

1: Zeitplan (Stand kurz vor Projektende)	9
Abbildung 2: Extra 330 LE und die erste Generation des RRP260D-Motors	10
Abbildung 3: Stand der Technik und Forschungsbedarf für elektrische Antriebe für Luffahrtanwendungen	11
4 Flugzeugentwurf für das seriell-hybride Antriebssystem.....	13
5 Konzeption des seriell-hybriden Antriebssystems mit einer Generatoreinheit.....	14
6 Entscheidungsbaum der verschiedenen Maschinenkonzepte	16
7 Einfluss des Füllmaterials für runde Leiter.....	18
8 Einfluss des Füllmaterials für rechteckige Leiter.....	18
9: Iterationen der Transversalflossmaschine über die Projektlaufzeit	19
10 Lagerschild der TFM	19
11: Phaseinheit der EM für Drehflügler.....	20
12: Tests der Phaseinheit in abrasiver Umgebung (Sand & dust).....	20
13 Labormuster TFM instrumentiert	21
14: Prüfstand mit Luftkühlungszuführung und Adaptern	22
15: Prüfstand TFM im Schnitt.....	22
16: Ansatz der Entwicklung für schnelle Entwicklungsfortschritte	23
17 Zweiter Entwurf der luftgekühlten Maschine für RAM	24
18 Finaler Entwurf der luftgekühlten Maschine für RAM	24
19 Erster Entwurf der luftgekühlten Maschine für RAM	24
20: Muster der EM für Flächenflugzeuge mit Sensorik	25
21 RAM-Maschine auf dem Prüfstand.....	25
22 Überwachung des Testlaufs.....	25
23:Prüfstand mit Luftkühlungszuführung und Adaptern	26
24 Modifizierte elektrische Maschine mit Leitungsführung für die Fehlerschalter.....	27
25 Leiter für die zu schaltenden Kurzschlüsse	28
26 Aufbau des Prüfstands schematisch	29
27 Einsatzbereiter Prüfstand für Spulenkurzschlüsse.....	29
28: Leiterisolation nach Test in abrasiver Umgebung bei verschiedenen Geschwindigkeiten	30
29 Iterationen des Bauelements zur Drehmomentübertragung	30
30: Simulationsergebnisse und Lastfälle beispielhaft	31
31 Windkanalprüfstand für Segmente der TFM	32
32: Auswahl von Materialien für die Validation der Simulation.....	33
33 Verschiedene evaluierte Spulenaufbauarten (Litzen und Flachleiter)	34
34 Herstellung der Spulen aus Drahtlitze	35
35 Vorrichtung für die Herstellung der Spulen aus Drahtlitze	36
36 Verschiedene Versuche zur Spulenherstellung	37
37 Schliffbild der Spulen aus Drahtlitze	38
38: Fertigung von Verbindungstechnik der einzelnen Spulen mit statistischer Kontrolle der Fertigungsqualität	38
39 Simulation der verschiedenen Werkstoffe des Magnetmaterials.....	40
40 Simulation der verschiedenen Werkstoffe des Magnetmaterials.....	41
41 Anforderungen der elektrischen Maschine in der Generatoreinheit	43
42 Auswahl der anzuwendenden Normen.....	44
43 Darstellung der Werkzeuge der Simulationsumgebung	46
44 Effizienz verschiedener Maschinen über die Masse	47

Akronyme

ALM	Application Lifecycle Management
DE	Drive End (engl. in Flugrichtung vorne)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
EM	Elektrische Maschine
FAPS	Lehrstuhl für Fertigungsautomatisierung und Produktionssystematik – Friedrich Alexander Universität Erlangen-Nürnberg
ITSC	Interturn Short Circuit (eng. Windungskurzschluss)
LE	Leistungselektronik (u.a. Umrichter, Controller)
MTU	MTU Aero Engines AG
NDE	Non Drive End (engl. in Flugrichtung hinten)
PAI	Polyamidimid
PEEK	Polyetheretherketon
RRD	Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG
RAM	Regional Air Mobility
VAC	Vacuumschmelze GmbH & Co KG

1 Aufgabenstellung / Zielsetzung

Die übergeordneten Ziele des Verbundes sind der Verbundvorhabensbeschreibung zu entnehmen. Nachfolgend werden die Ziele von Rolls-Royce Deutschland dargelegt.

Übergeordnetes Ziel des Einzelvorhabens

- Technologische Erforschung luftfahrtgerechter **elektrischer Maschinen** sowie deren Integration in hybrid-elektrische Antriebssysteme

Wissenschaftlich/technische Arbeitsziele des Einzelvorhabens

- Erforschung von **Systemarchitekturen für hybrid-elektrische Flugzeuge** durch die gemeinsame Optimierung von Flugzeug und Antriebssystem
- Erforschung des Lösungsraums elektrischer **Maschinenkonzepte** in Abhängigkeit von Antriebssystemkonfigurationen und in Konformität zu luftfahrttechnischen Anforderungen
- Erforschung der **technologischen Befähiger** zur Entwicklung elektrischer Maschinen mit luftfahrttechnischer Eignung (Leistungsgewicht, Effizienz, Sicherheit) durch die Untersuchung, Umsetzung und Validierung von
 - Leichtbaumaterialien, -konzepten und -designs
 - Kühlungsmedien, -konzepten und -designs
 - Elektrischen Leitern und Isolationssystemen
- Erforschung der **Integration elektrischer Maschinen** in hybrid-elektrische Antriebssysteme durch Untersuchung von:
 - Propulsoren für elektrische Antriebe
 - Subsystemintegration (für parallel oder seriell-hybriden Betrieb)
 - Anforderungen und Integration maschinenspezifischer Leistungselektronik
 - Safety orientierte Subsystemauslegung
- Erforschung von **Produktions- und Testverfahren** für elektrische Antriebe zur Absicherung der Verwertbarkeit entwickelter Technologien
- Entwicklung und Anwendung von Verfahren für **digitale Zwillinge** zur Befähigung einer agilen, modellbasierten Technologieentwicklung und -validierung durch:
 - High-Fidelity Digital Twins von Equipment
 - Systemsimulationen auf Flugzeug- und Antriebsebene

Bezug zu förderpolitischen Zielen „Umweltfreundliche Luftfahrt“:

Um die ambitionierten Ziele der strategischen Leitlinie¹ „Flightpath 2050“ hinsichtlich Lärm und Emissionen zu erreichen, werden neue technologische Lösungsansätze benötigt. Das hybrid-elektrische Fliegen stellt hierbei einen Ansatzpunkt zur Realisierung einer umweltfreundlichen Luftfahrt dar. Eine Schlüsseltechnologie hierfür ist die elektrische Antriebstechnologie. Der Einsatz elektrischer Primärtriebe ermöglicht zum einen die Realisierung neuer, verbrauchsoptimierter Flugzeugkonfigurationen und zum anderen die signifikante Reduzierung von Lärmemissionen.

Folgende förderpolitische Ziele werden durch das Vorhaben zusätzlich positiv angegangen:

Stärkung der internationalen Position der deutschen Luftfahrtindustrie:

Hybrid-elektrisches Fliegen erfährt eine steigende Bedeutung im internationalen Wettbewerb zwischen Herstellern, Lieferanten und Forschungseinrichtungen. Das vorliegende Vorhaben stärkt in besonderem Maße den Standort Deutschland hinsichtlich der Entwicklung technologischer Grundlagen für die Anwendung elektrischer Antriebe auch in höheren Leistungsklassen. Das Vorhaben ist u.a. durch die Auswahl der Partner und die Vergabe von Unteraufträgen darauf ausgelegt, die Zuliefererbasis für neuartige technologische Lösungen zu stärken (z.B. durch die Einbeziehung spezialisierter Firmen für elektrische Leiter und Isolationssysteme).

Schaffung hochwertiger Arbeitsplätze in der deutschen Luftfahrtindustrie:

Die Arbeiten werden mit Schwerpunkt in München und in Erlangen durchgeführt. Des Weiteren fördert die Maßnahme eine längerfristige Sicherung und den Aufbau von neuen Arbeitsplätzen an diesen Standorten.

Steigerung des technisch-wissenschaftlichen Niveaus in nationaler Industrie und Forschung:

Die Arbeitsinhalte des Vorhabens erschließen technologisches Neuland und befassen sich mit entsprechenden Herausforderungen. Die Lösung dieser Herausforderungen wird das technisch-wissenschaftliche Niveau im Bereich elektrischer Antriebssysteme in Industrie und Forschung nachhaltig steigern.

Unterstützung von Forschungsnetzwerken:

Die Zusammenarbeit mit dem DLR, der FAPS sowie mit den industriellen Partnern (MTU, IABG, VAC) stellt die Grundlage für eine längerfristige Vernetzung dar. Das Vorhaben führt

¹ Flightpath 2050 – Europe`s Vision for Aviation, European Union, 2012, ISBN 978-92-79-26229-6

ein bereits bestehendes Netzwerk mit den Einrichtungen des DLR sowie der FAPS fort. In der Zusammenarbeit mit dem DLR fließt dieses Vorhaben direkt in die übergeordnete Strategie zur Elektrifizierung der Luftfahrt mit ein. Gemeinsam mit dem FAPS-Lehrstuhl wird die Produzierbarkeit elektrischer Antriebe nachhaltig vorangetrieben.

2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

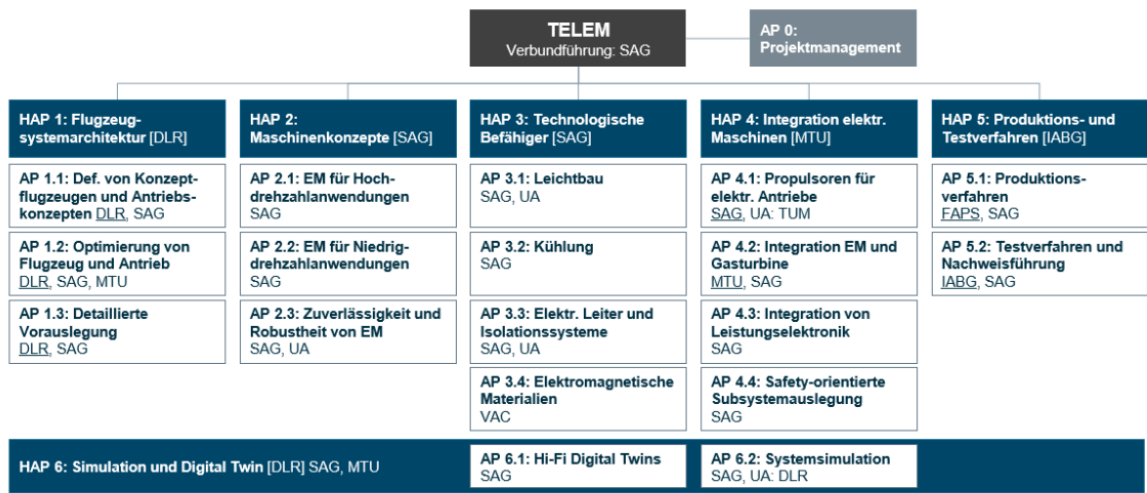
Das Projekt TELEM zielte auf einen umfassenden Ansatz, die Technologien für elektrische Antriebe in der Luftfahrt zu erforschen. Hierfür wurden beispielhaft hybridelektrische Antriebe betrachtet, wobei von der Systemarchitektur auf Flugzeugebene über verschiedene Maschinenkonzepte einschließlich neuartiger Materialien für den Aktivteil derselben bis hin zu Integrationslösungen und Testverfahren alle Gebiete durch die jeweiligen Partner im Konsortium bearbeitet wurden.

Der Austausch zwischen den Partnern auf technischer Ebene erfolgte teils bilateral zu bestimmten Themen mit hoher Häufigkeit, im gesamten Konsortium mindestens jährlich im Rahmen der Projekttreffen mit Präsentation der Ergebnisse und Abstimmung der weiteren Zusammenarbeit.

Zur Zeit der Antragsstellung und Beginn des Projekts hatte Siemens bzw. später RRD bereits, auch in früheren geförderten Projekten, umfangreich Grundlagenforschung auf dem Gebiet der elektrischen Maschinen und Umrichter vorzuweisen, auf welche in TELEM weiter aufgebaut wurde.

3 Planung und Ablauf des Vorhabens

LuFo VI-1 | „TELEM“
Projektstrukturplan



EM: Elektrische Maschine; UA: Unterauftrag



Zunächst unter Verbundführung der Siemens AG geplant ergaben sich diverse Herausforderungen durch den Übergang des Geschäftsbereichs an die Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG im Jahre 2019. In Zusammenarbeit mit dem Fördergeber konnten die entsprechenden Herausforderungen gelöst werden und das Projekt im ursprünglich geplanten Konsortium mit den jeweiligen Partnern und Unterauftragnehmern durchgeführt werden.

Nach Beginn im Jahr 2021 wurde das Projekt TELEM auf Seiten von Rolls Royce Deutschland durch mehrere Projektleiter betreut. Nachdem Dr. Lars Kühn die Firma verlassen hatte, wurde das Projekt im März 2022 von Herr Paul Holzinger übernommen. Gegen Ende 2023 schließlich wurde das Projekt wiederum übergeben an Herr Pascal Kolem.

Während der Projektlaufzeit wurden regelmäßige Statusmeetings durchgeführt. So in 09/2022 wie auch 03/24. Ergänzend diverse projektinterne Treffen des Konsortiums mindestens jährlich.

Zeitplan

Aufbauend auf der Konzepteingrenzung im Jahr 2021 wurden im Jahr 2022 die Konzepte der elektrischen Maschinen weiter ausdetailliert. Kleine Verzögerungen durch den Wechsel von Öl- zu Luftkühlung und bedingt durch die Wahl der Erforschung einer Transversalflossmaschine konnten relativ bald aufgeholt werden. Diese Verzögerungen

4 Stand der Wissenschaft und Technik bei Beginn des Vorhabens

Hinsichtlich der erreichbaren **Leistungsdichte** elektrischer Maschinen ist eine deutliche Steigerung notwendig. Heute verfügbare elektrische Maschinen wurden vorwiegend hinsichtlich Kosten optimiert. Auch in der Automobilindustrie überwiegt diese Optimierungsrichtung gegenüber der Erhöhung der gravimetrischen Leistungsdichte. So liegen beispielsweise die Motoren von Batterie-elektrischen Fahrzeugen bzgl. der Leistungsdichte bei etwa 2 kW/kg. Siemens eAircraft (seit 01.10.2020 Teil von Rolls-Royce Electrical) konnte bereits 2016 mit dem Motor SP260D (**260 kW, Direct Drive**, heute: RRP260) ein Leistungsgewicht von 5,2 kW/kg in der fliegenden Testplattform Extra 330 LE demonstrieren und damit Weltrekorde u.a. für Steigflug und Höchstgeschwindigkeit aufstellen.



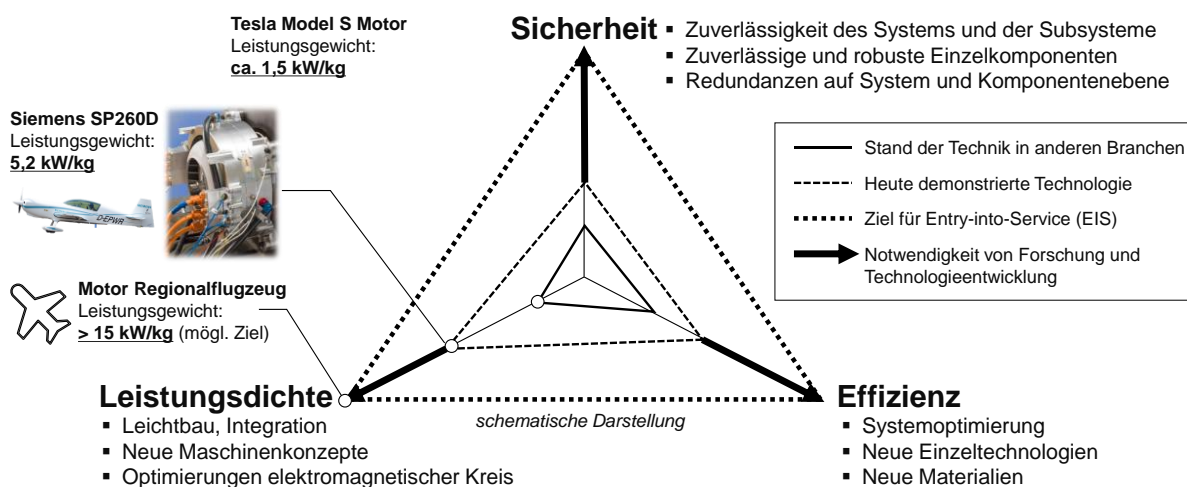
Abbildung 2: Extra 330 LE und die erste Generation des RRP260D-Motors

Für den wirtschaftlichen Einsatz in einem Regionalflugzeug (bis zu 100 Passagieren) wird eine Leistungsdichte von > 15 kW/kg als notwendig erachtet. Somit liegt etwa eine Größenordnung zwischen dem Stand der Technik in anderen Branchen und den zu erzielenden Leistungsdichten für zukünftige elektrische Flugantriebe. Um diese Herausforderung bewältigen zu können, gibt es unterschiedliche technologische Ansatzpunkte, wie Hochdrehzahlkonzepte, konsequenter Leichtbau oder die verbesserte Integration von Antriebskomponenten.

Auch die **Effizienz** spielt für elektrische und hybrid-elektrische Antriebssysteme eine entscheidende Rolle. Jede Verbesserung des Wirkungsgrades im Antriebsstrang reduziert das Gesamtgewicht und erhöht die Reichweite, die unter der Nutzung der vorhandenen Energiespeicher oder -wandler erreicht werden kann. Im Stand der Technik gibt es bereits elektrische Maschinen, welche auf hohe Wirkungsgrade hin optimiert sind. Als besonders leistungsdichter Motor erreicht der RRP260D einen Wirkungsgrad um die 95 %. Für den Einsatz in größeren Luftfahrzeugen wird ein Wirkungsgrad von ca. 98 % als notwendig erachtet. Zur Effizienzsteigerung elektrischer Maschinen müssen u.a. neue Maschinenauslegungen und Weiterentwicklungen für Einzeltechnologien, wie elektrische Leiter, Isolationssysteme oder elektromagnetische Materialien, vorangetrieben werden. Von

entscheidender Bedeutung sind auch die generellen Maschinenkonzepte, die Kühlungskonzepte sowie die Integration in die Flugzeug- und Antriebssystemarchitektur.

Für die Anwendung in Luftfahrzeugen nehmen Aspekte der **Sicherheit und Zuverlässigkeit** eine besondere Rolle ein. Werden elektrische Maschinen als Primärtriebe eingesetzt, so fließt deren Zuverlässigkeit direkt in die Sicherheitsbetrachtung des Flugzeugsystems mit ein. Neben grundlegenden Anforderungen, wie der Vermeidung von Feuer bei Fehlerfällen, gibt es Zuverlässigkeitsanforderungen, welche sich aus der Flugzeugsystemarchitektur ergeben. Insbesondere die vorgesehene Redundanz im Antriebssystem bedingt die erlaubte Ausfallwahrscheinlichkeit der elektrischen Maschinen. Durch verteilte elektrische Antriebe können hier Vorteile gegenüber konventionellen Flugzeugkonfigurationen erzielt werden. Daher sollte bei der Betrachtung der Zuverlässigkeit stets eine übergeordnete System- und Subsystem-Betrachtung erfolgen. Auf der Ebene der elektrischen Maschinen sind die Robustheit und die Toleranz hinsichtlich Fehlern und Ausfällen zu erhöhen. Sollten Fehlerfälle, wie beispielsweise Kurzschlüsse auftreten, so dürfen diese keine schadhafte Auswirkungen haben. Idealerweise wird nach einem Fehlerfall ein weiterer Betrieb mit einem Teil der Leistung ermöglicht.



Stand der Technik und Forschungsbedarf für elektrische Antriebe für Luftfahrtanwendungen

Ausgehend vom Stand der Technik sowie den Leistungsindikatoren (gravimetrische und volumetrische Leistungsdichte, Zuverlässigkeit, u.a.), die für wirtschaftliche Anwendungen in der Luftfahrt zu erreichen sind, konnte der konkrete Forschungsbedarf abgeleitet werden (vgl. Abbildung 2).

5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Wie von Beginn an geplant, wurde das Projekt TELEM im Verbund mehrerer Partner durchgeführt. Die Partner Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, MTU Aero Engines AG, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH, Vacuumschmelze GmbH & Co. KG und Friedrich-Alexander-Universität Erlangen / Nürnberg. Der Konsortialführer, die Siemens AG konnte in Zusammenarbeit mit dem Projektträger von Rolls Royce Deutschland Ltd & Co KG abgelöst werden, welche das Projekt nahtlos weiterführte.

Unteraufträge:

Seitens RRD wurden Teile der Arbeitspakete im Unterauftrag vergeben, um das noch nicht vorhandene interne Wissen zu kompensieren. Hierbei handelte es sich größtenteils um Fertigung mechanischer Bauteile, hoch spezialisierte Materialien und Montagen von Bauteilen bis hin zum gesamten Labormuster einzelner Motoren oder Umrichter.

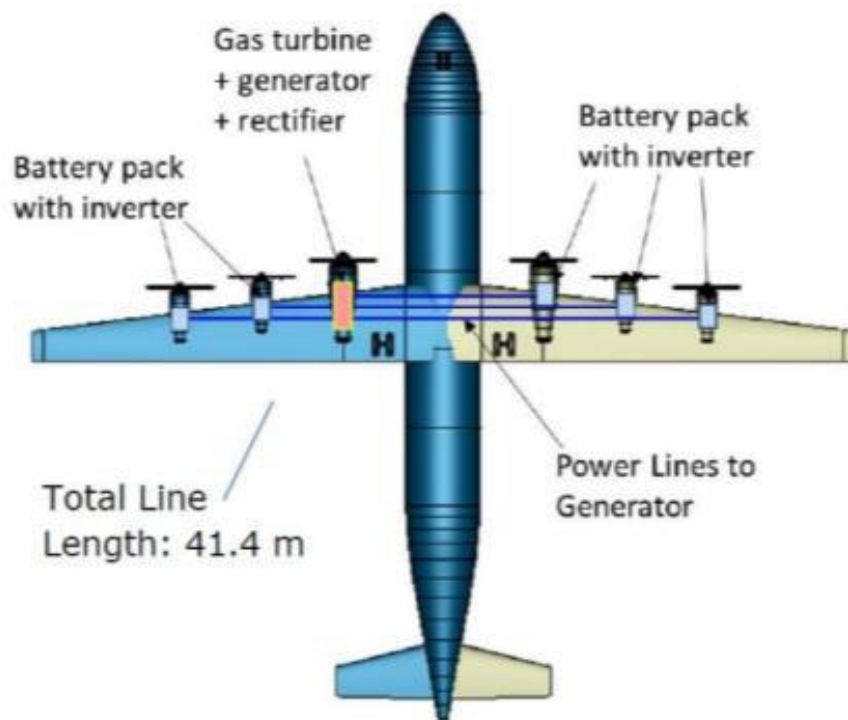
6 Darstellung der erzielten Ergebnisse

6.1 HAP1: Flugzeugsystemarchitektur

AP1.1 Definition von Konzeptflugzeugen und Antriebskonzepten

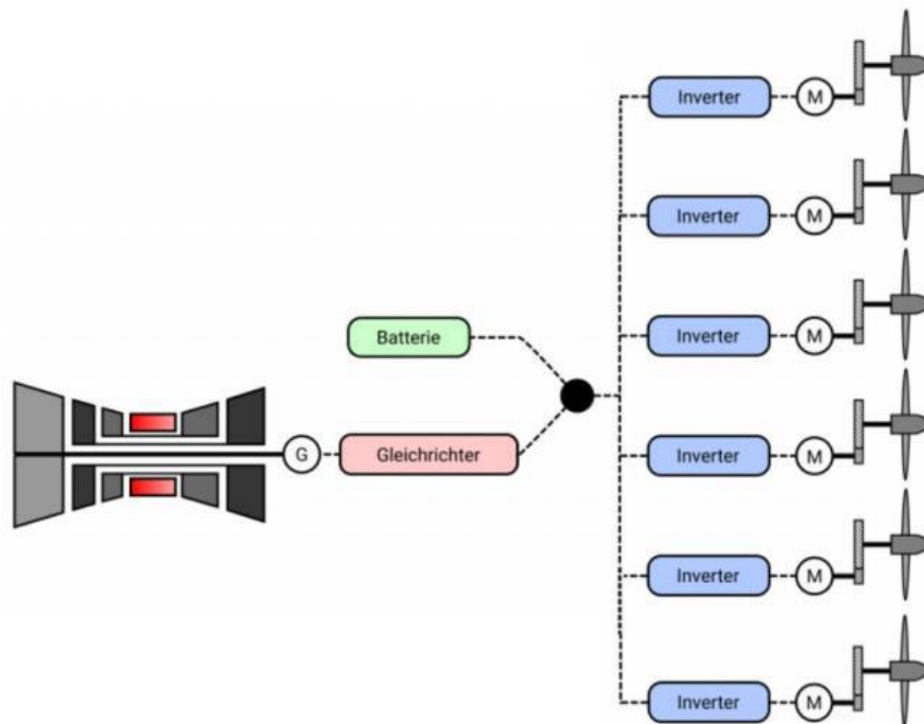
Gemeinsam mit den Projektpartnern DLR und MTU wurde der zu untersuchende Lösungsraum auf die Konzeption eines seriell hybrid-elektrischen Antriebsstrangs für einen 70-Sitzer nach CS25 eingegrenzt. Konfiguration: 6 Antriebseinheiten á 780 kW.

Als Zielfunktionen wurden u.a. der Gesamtenergieverbrauch sowie die Umweltbilanz (durch ganzheitliche Betrachtung des Energiebedarfs für erneuerbare synthetische Kraftstoffe sowie erneuerbare Energien für die Ladung von Batterien) ausdefiniert.



3 Flugzeugentwurf für das seriell-hybride Antriebssystem

Es wurde mit den Projektpartnern Variationsparameter (u.a. Anzahl der Antriebe, Direkt- oder Getriebeantrieb, HV / DC Spannungslevel) und Austauschfaktoren auf Flugzeugebene (u.a. Abhängigkeit Masse vs. Veränderung im Gesamtenergiebedarf, Veränderung des Luftwiderstands vs. Gesamtenergiebedarf) definiert. Die Meilensteine „MS 1.1.1 Parameterraum und Technologieszenarien definiert“ und „MS 1.1.2 Systembeschreibung mit Randbedingungen für Gasturbine erstellt“ wurden erreicht.



4 Konzeption des seriell-hybriden Antriebssystems mit einer Generatoreinheit

AP1.2 Optimierung von Flugzeug und Antrieb

Das Arbeitspaket wurde basierend auf den Ergebnissen aus AP1.2 abgeschlossen. Erwähnenswert ist an dieser Stelle, dass sich durch die Erhöhung der Anzahl der Elektromotoren nicht nur Vorteile in der Auslegung des Konzeptflugzeuges ergeben (u.a. geringere Leitwerksflächen, geringerer Luftwiderstand, höherer Propellerwirkungsgrad), sondern auch Synergien zu dem in TELEM AP.2.2 erforschten systemoptimierten Antrieb für Flächenflugzeuge im Sub-MW Bereich ergeben.

AP1.3 Detaillierte Vorauslegung

Die detaillierte Vorauslegung wurde über die gesamte Projektlaufzeit immer weiter verfeinert. In Abstimmung mit den Partnern, wobei RRD den Anteil der Massen, Dimensionen und Wirkungsgrade der elektrischen Anteile des Antriebs innehatte, wurden die verschiedenen Lösungsansätze besprochen und in diversen Iterationen eine Lösung der Auslegung erarbeitet. Durch die umfangreichen Simulationen zu verschiedenen Entwürfen konnten z.B.

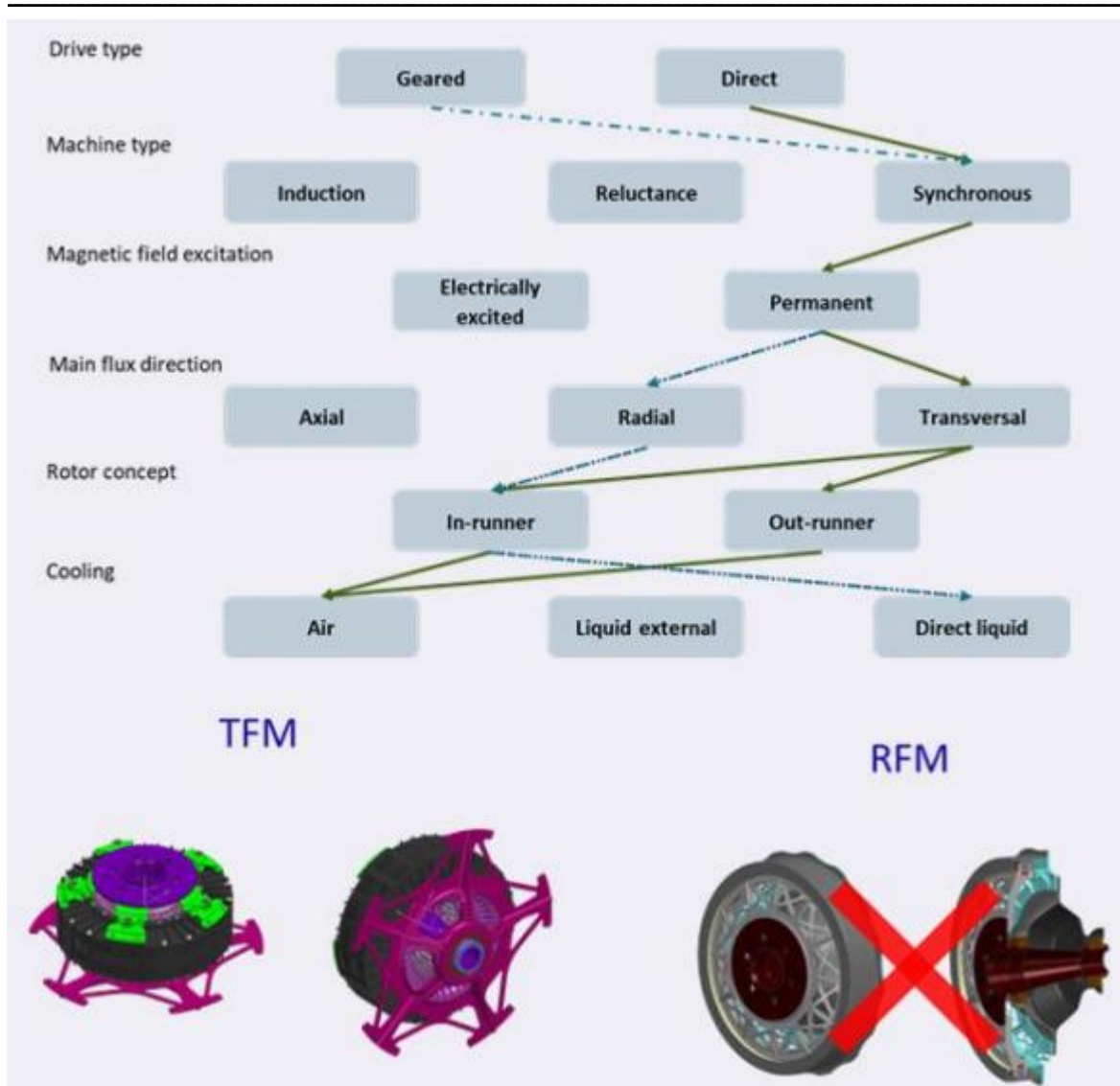
die Massen der Komponenten in verschiedenen Konfigurationen im Detail betrachtet werden und das Antriebssystem sehr genau definiert werden, wobei diese elektrische Maschine weiterhin mit Flüssigkeit gekühlt wird.

6.2 HAP2: Maschinenkonzepte

AP2.1 EM für systemoptimierten Antrieb eines Drehflüglers

Für die Konzepte wurden vorläufige Anforderungen an Leichtbaustrukturen aufgestellt und Annahmen für externe Lasten, Propeller und aerodynamische Lasten eingegrenzt. Es wurden Konzepte für Motorstrukturbaugruppen z.B. Rotor (Welle, Blechpaket, Magnet) erstellt und Materialien vorausgewählt. Das Gewicht der Spulen nimmt einen Großteil der Gesamtmasse der elektrischen Maschinen ein. Der Einsatz von Aluminium statt Kupfer wurde evaluiert; es muss zwischen Gewicht (Aluminium) und Effizienz (Kupfer) abgewogen werden; die einzelnen Szenarien ergaben verschiedene Punkte der optimalen Auslegung, wobei sich die Verwendung von Kupfer im gewählten Aufbau empfiehlt. Es wurde eine Fertigungsvorrichtung mittels 3D Druck erstellt, um eine gewichtsoptimierte Kabelhaltestruktur zu ermöglichen und Leichtbaupotentiale zu untersuchen (siehe Folie12).

Bereits im Jahr 2022 wurde anhand der Abwägung der Vor- und Nachteile in Bezug auf die geplante Anwendung eines eVTOL die Entscheidung für eine luftgekühlte Transversalflussmaschine getroffen.



5 Entscheidungsbaum der verschiedenen Maschinenkonzepte

Material der Welle:

Es wurden mehrere Aluminium- und Titanlegierungen miteinander verglichen. Aufgrund der vorherrschenden Biege- und Drehmomenten Anforderungen wurde die Titanlegierung AMS 4928 ausgewählt.

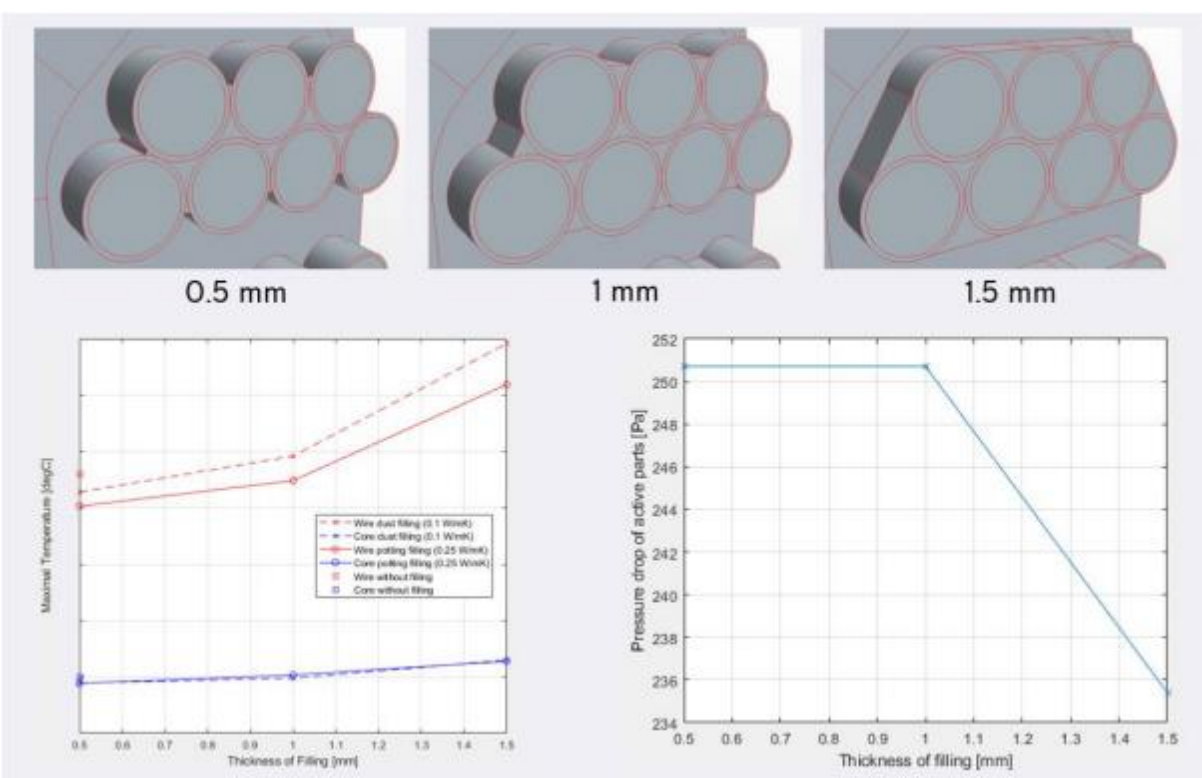
Geometrie und Material der Lagerschildes:

Das Lagerschild des Elektromotors hat die Aufgabe vorwiegend axiale und radiale Lasten von der Lagerung des Rotors an das Gehäuse bzw. Aufnahmepunkte zur Lagerung des Motors zu übertragen. Eine hohe Steifigkeit ist neben einem geringen Gewicht eine der Hauptauslegungskriterien. In TELEM wurden vergleichende Studien durchgeführt, um eine optimale Lösung zu finden zwischen der Materialstärke, des Eigengewichtes, der axialen

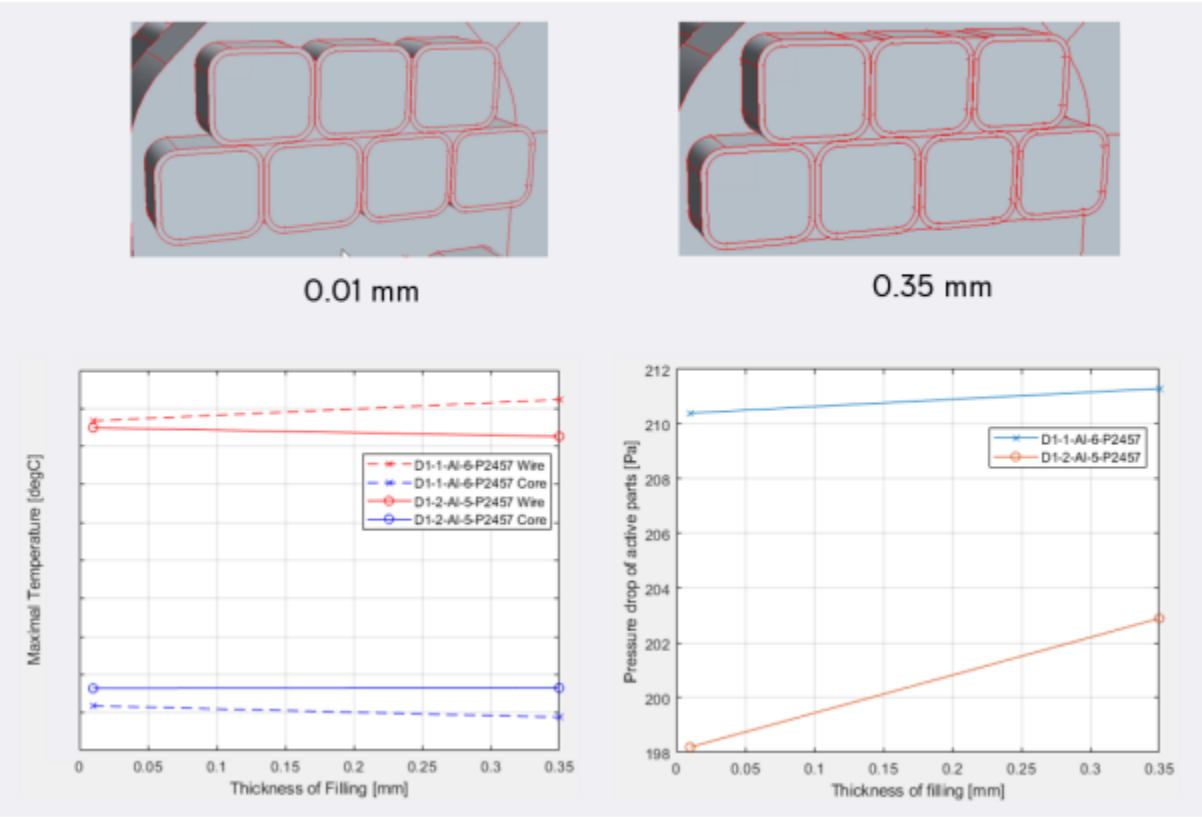
Länge (Steigerung der Steifigkeit durch Anpassung des Designs). Ein Auszug der Vergleiche ist in Abbildung 4 dargestellt. In der Darstellung links (Ausgangsbasis) beträgt die axiale Länge 72mm. Um bei ungefähr gleicher Torsionssteifigkeit die axiale Länge zu verkürzen, ist eine Erhöhung der Materialstärke notwendig, die mit einer Erhöhung der Masse (Vergleich 2,3 kg links vs. 2,7 kg) einhergeht. Durch Optimierungen und tiefergehende Berechnungen wurde jedoch die notwendige Erhöhung der Materialstärke lokal auf die innere Sektion (Speichen) eingegrenzt, wodurch in den übrigen Bereichen Gewichtsoptimierungen vorgenommen werden konnten. Mit der finalen Variante wurde somit bei gleicher Torsionssteifigkeit und gleichem Gewicht ca. 20mm axiale Länge eingespart. Dies hat positive Effekte auf das restliche Motorendesign.

Leitermaterial, Form und Stützmaterial

Im Aktivteil der elektrischen Maschine spielt das Leitermaterial und die Form eine entscheidende Rolle, um das spezifische Leistungsgewicht zu erhöhen. Da es sich um eine luftgekühlte Maschine handelt, hat auch die Füllung zwischen den Leitern einen Einfluss auf die maximale Temperatur und auch den Druckverlust der Kühlluft. Nachfolgend ist der Einfluss des Stütz-/Trägermaterials, welches die Leiter in der Position hält, für runde Leiter dargestellt, im Vergleich dazu auch für rechteckige Leiter. Der Einfluss der Füllung auf die Temperatur der Kerne ist ebenfalls ersichtlich. Es ist klar zu erkennen, dass sich eine Steigerung der Füllung für runde Leiter negativ auf die Maximaltemperatur auswirkt. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Oberfläche für die Konvektion reduziert wird, positiv ist jedoch der geringere Druckabfall durch die geschlossene Oberfläche.

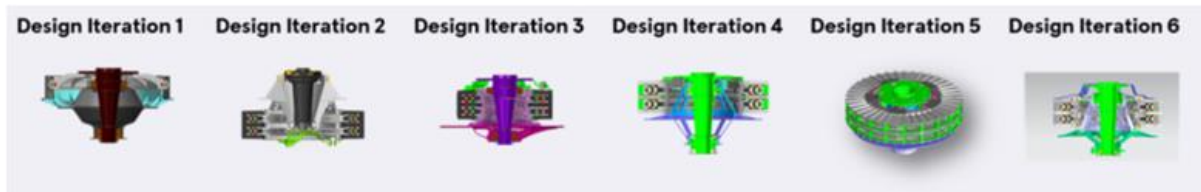


6 Einfluss des Füllmaterials für runde Leiter

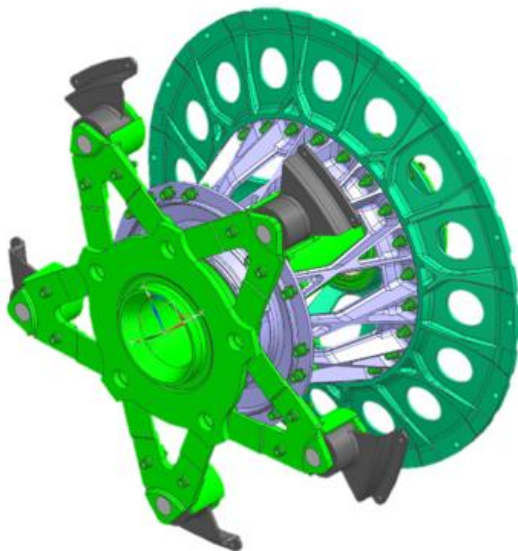


7 Einfluss des Füllmaterials für rechteckige Leiter

Im Falle der rechteckigen Leitergeometrie, die einen höheren Füllfaktor besitzt, ist der Effekt auf die Maximaltemperatur und den Druckverlust deutlich abgeschwächt. Ursache hierfür ist die bereits bessere aerodynamische Form der Leiter mit einer homogeneren Oberfläche. Neben der Geometrie der Leiter wurde auch deren Material untersucht und zwischen Aluminium und Kupfer verglichen. Hierbei fiel die Entscheidung auf Kupfer, da unter anderem die volumetrische Leistungsdichte höher ist als bei Aluminium.



8: Iterationen der Transversalflussmaschine über die Projektlaufzeit

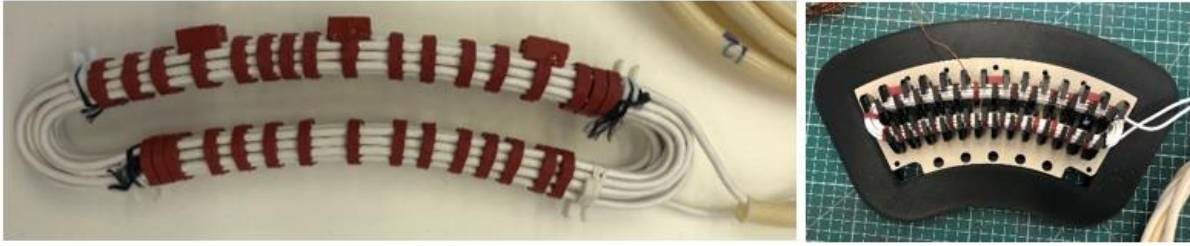


Es wurde diese Transversalflussmaschine in mehreren Iterationen entwickelt und noch im Jahr 2023 als Labormuster gefertigt sowie die Abnahmetests durchgeführt. Ausgewählte Herausforderungen während des Entwurfs sowie der Planung der Tests sind nachfolgend beschrieben.

9 Lagerschild der TFM

Gravierende Unterschiede zu den bisher im Haus erforschten Technologien erforderten auch neue Lösungen in der Herstellung des Motors. Wenn auch bereits im Entwurf eines Labormusters die Herstellbarkeit mit im Fokus liegt, bedurfte es dennoch zahlreicher Ansätze und Versuche, bestimmte Bauteile herzustellen.

So wurden Spulen aus Einzelleitern aufgebaut, welche ihre Form auch unter Last beibehalten müssen. Parallel dazu muss die elektrische Maschine das Konzept verschiedener „Lanes“ umsetzen und eine gleichmäßige Kühlung über den gesamten Umfang liefern. Darüber hinaus muss diese Kühlung auch unter widrigsten Bedingungen gewährleistet bleiben, wofür auszugsweise Tests aus der DO 160 exemplarisch mit geplant und durchgeführt wurden.



10: Phaseneinheit der EM für Drehflügler



11: Tests der Phaseneinheit in abrasiver Umgebung (Sand & dust)

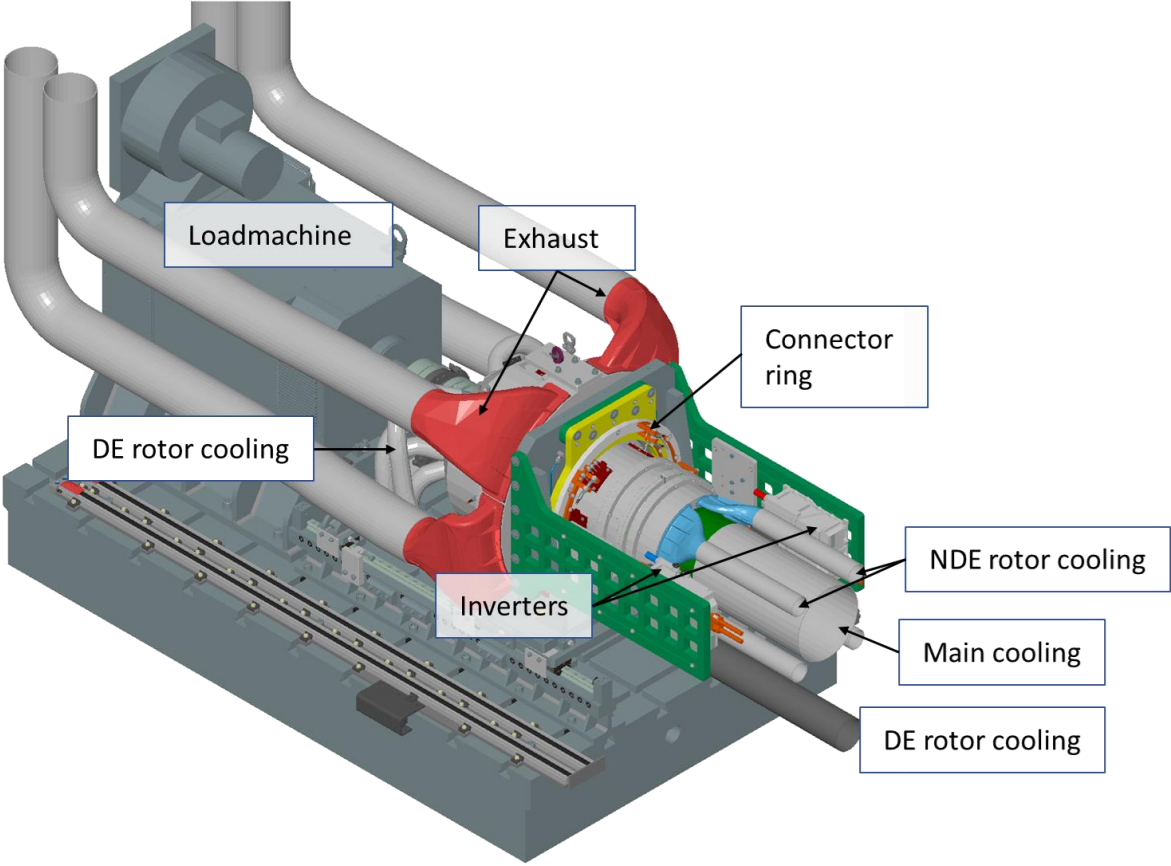
Durch die spezielle Topologie der TFM ergaben sich Herausforderungen bei der Planung und Umsetzung der Instrumentierung für die Testkampagne. Es wurden die Sensoren verbaut, sowie deren Auswertung realisiert.

Darüber hinaus musste der Prüfstand in München an den Entwurf, und hier vor allem an die Luftkühlung, angepasst werden.

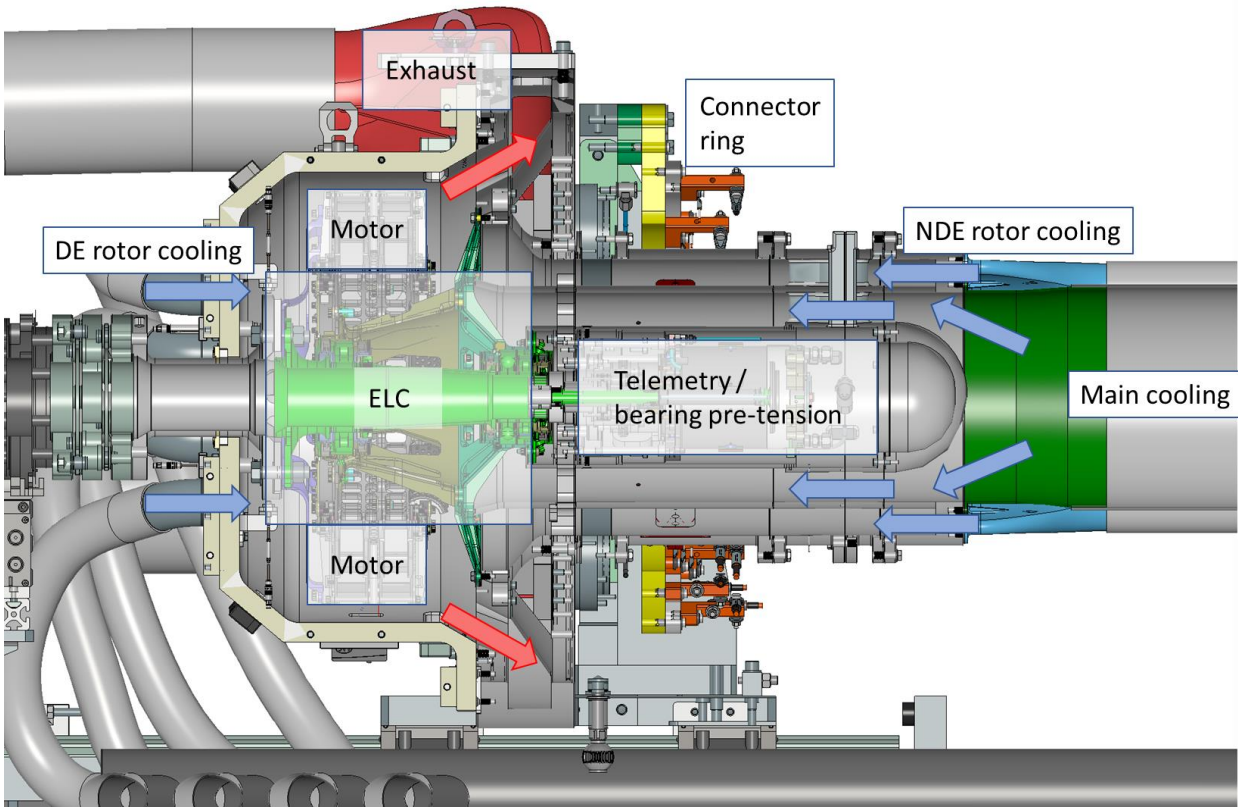


12 Labormuster TFM instrumentiert

Für die Tests der Maschine mit der Luftkühlung mussten Lösungen gefunden werden, die begrenzten Prüfstandskapazitäten räumlicher Art so zu nutzen, dass auch die Maschine des Flächenflugzeugs ohne unverhältnismäßig hohen Aufwand bzw. Umrüstung getestet werden konnte. Für den Umbau wurden umfangreiche Arbeiten vorgenommen, um die in TELEM entwickelten Maschinen entsprechend testen zu können; so wurden Prüfstände verschoben, Leitungen großer Querschnitte neu verlegt, Wände durchbrochen und zahlreiche, gesondert angepasste, Teile hergestellt bzw. beschafft.



13: Prüfstand mit Luftkühlungszuführung und Adaptern



14: Prüfstand TFM im Schnitt

AP2.2 EM für systemoptimierten Antrieb eines Flächenflugzeugs

Nach der Entscheidung für die luftgekühlte Variante der elektrischen Maschine wurden verschiedene Entwürfe diskutiert, genauer betrachtet und gegebenenfalls mittels in der in HAP 6 beschriebenen Werkzeuge simuliert. Es wurde somit zum Ende ein Entwurf fertiggestellt, dessen Eigenschaften die Anforderungen am besten zu erfüllen vermögen.

Why do we build & test a first motor early?

- ✓ To validate our **multi-lane concept with short-circuit tolerance** - also for system level (incl. failure behaviour and degradation)
- ✓ To align or TRL approach against the **technology feature list** and all committed design decisions by March 2022 (use the right materials for key elements!)
- ✓ To have early possibility for **environmental & endurance performance** characterization of key items (e.g. bearings, rotor sleeve, insulation)
- ✓ To validate **thermal characteristics** (for one cooling concept only) and validate simulation models
- ✓ To **integrate learnings** from manufacturing and test early, and to prove readiness of our V&V approach on sub-system level
- ✓ Opportunity: To have a verified prototype motor for early EPU testing with MIP prototype

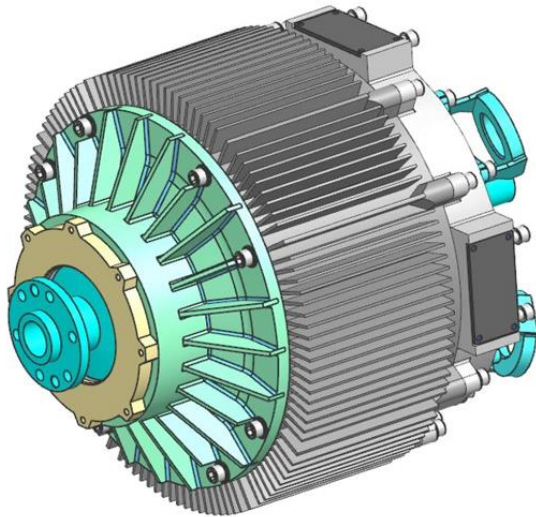
First motor is to derisk low-TRL technologies and learn fast for product design

What this first motor is not intended for:

- × For flight or external use!
- × Covering all design & manuf. aspects of the TRL6-ready concept
- × Achieving target cost-weight ratio and design/manuf. Processes
- × Exclusively using aerospace-qualified suppliers and materials only

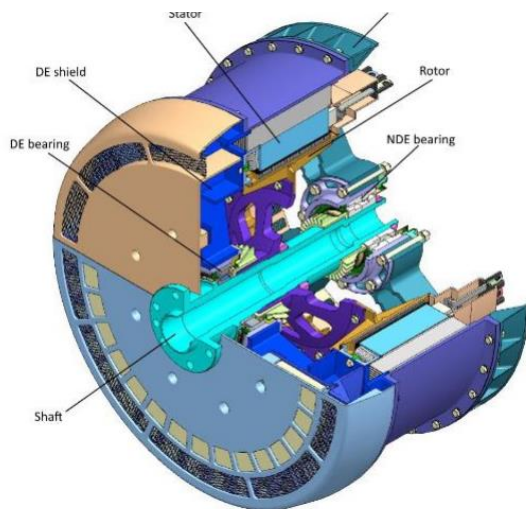
This is followed on the nominal product development path, at a slower pace during 2023

15: Ansatz der Entwicklung für schnelle Entwicklungsfortschritte

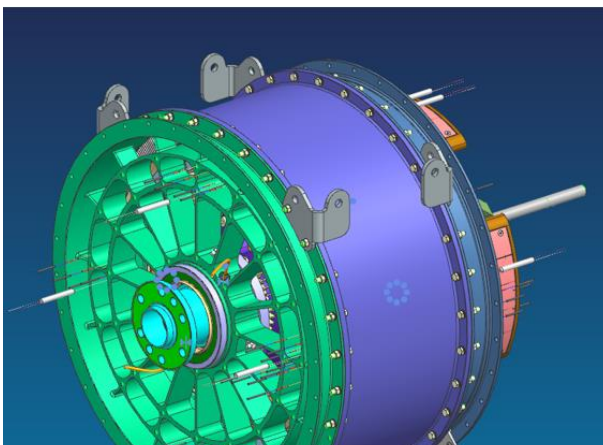


Die vollständig gestalteten Elemente Maschine wurde für die Validierung der Annahmen und Simulationen für den Test gefertigt und für den Zusammenbau nach Norwegen verschafft. Hier wurde neben dem Zusammenbau der Maschine auch die Instrumentierung vorgenommen. Allein innerhalb der Maschine sind über 150 Sensoren integriert (größtenteils Temperatursensoren), welche durch weitere externe Sensoren für z.B. Vibration ergänzt werden.

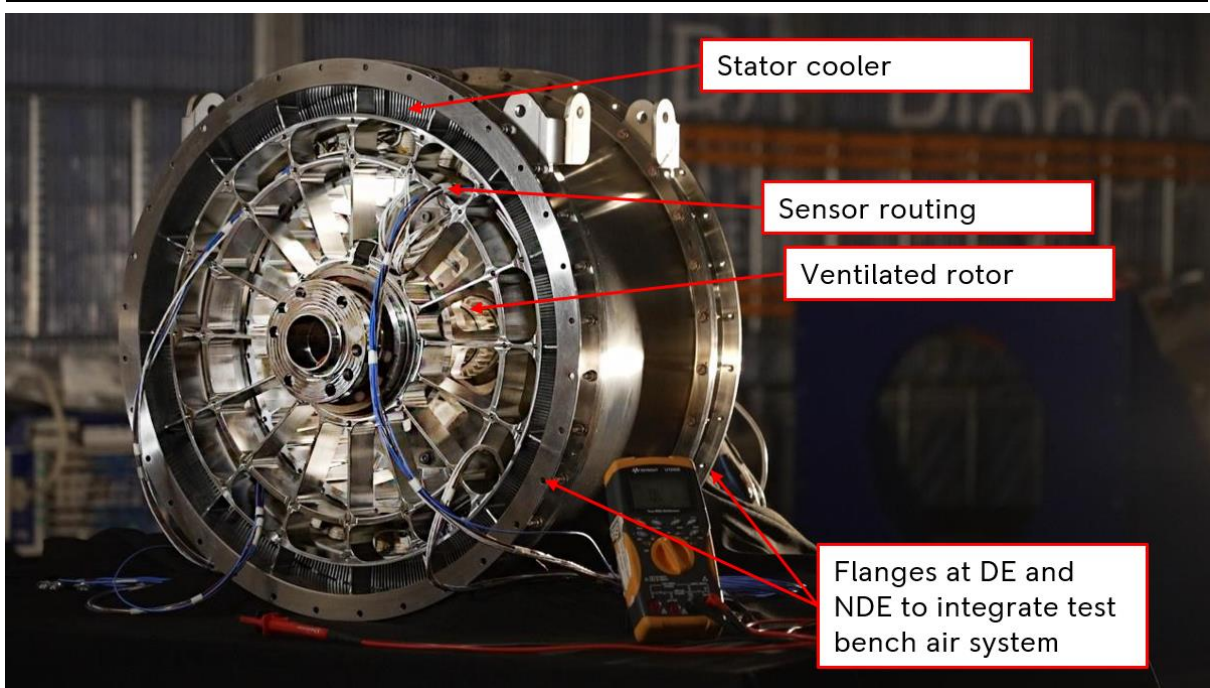
18 Erster Entwurf der luftgekühlten Maschine für RAM



16 Zweiter Entwurf der luftgekühlten Maschine für RAM



17 Finaler Entwurf der luftgekühlten Maschine für RAM



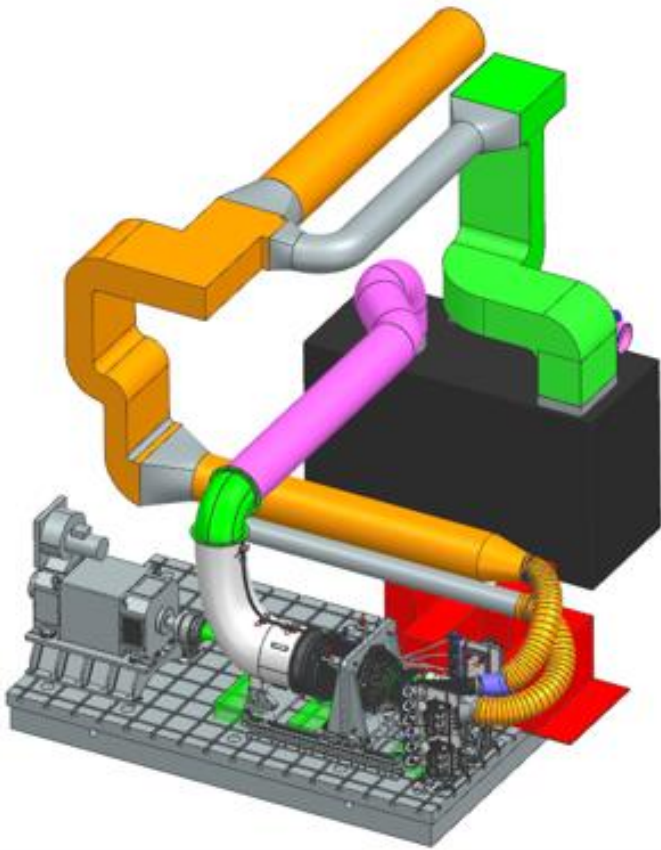
19: Muster der EM für Flächenflugzeuge mit Sensorik



20 RAM-Maschine auf dem Prüfstand



21 Überwachung des Testlaufs

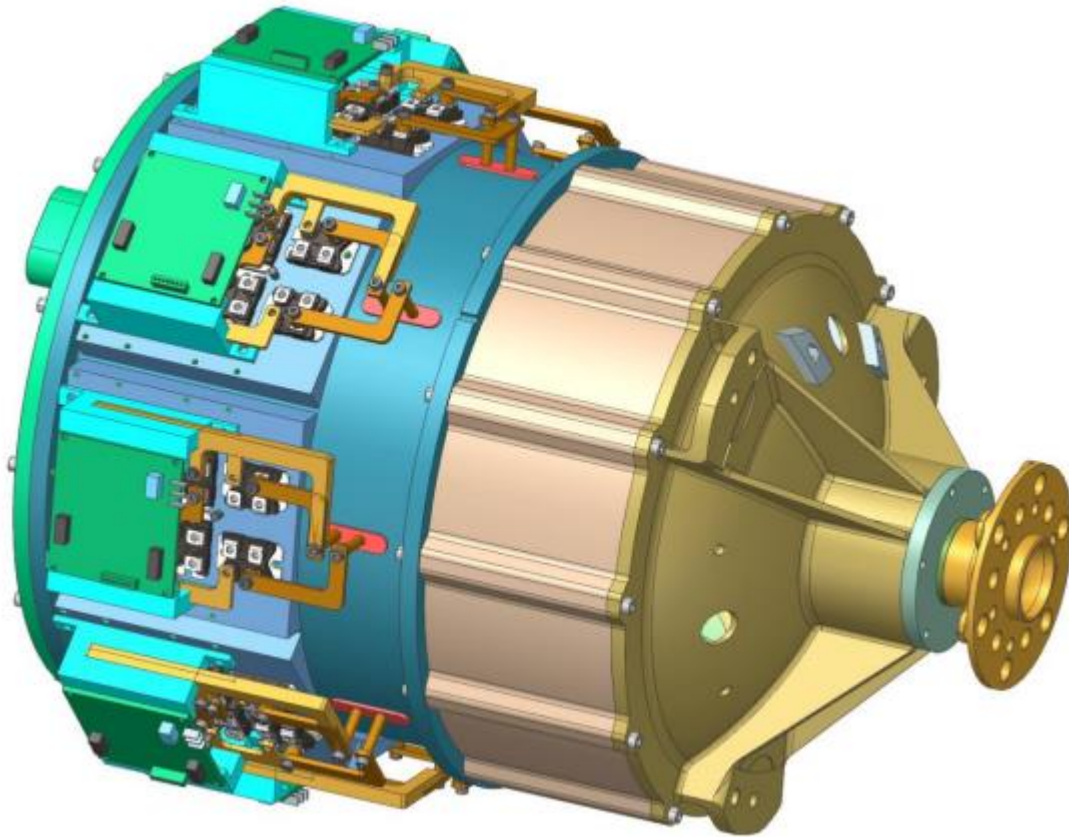


Analog zu den Vorplanungen im Bereich des Systems für Drehflügler musste auch hier die Einrüstung in den Prüfstand neu geplant und umgesetzt werden. Hierbei wurde das Gesamtsystem des Prüfstands wie schon beschrieben so ausgelegt, dass die jeweiligen Programmlinien mit einem möglichst geringen Aufwand die jeweiligen Maschinen an die prüfstandseigenen Systeme adaptiert werden.

22:Prüfstand mit Luftkühlungszuführung und Adaptern

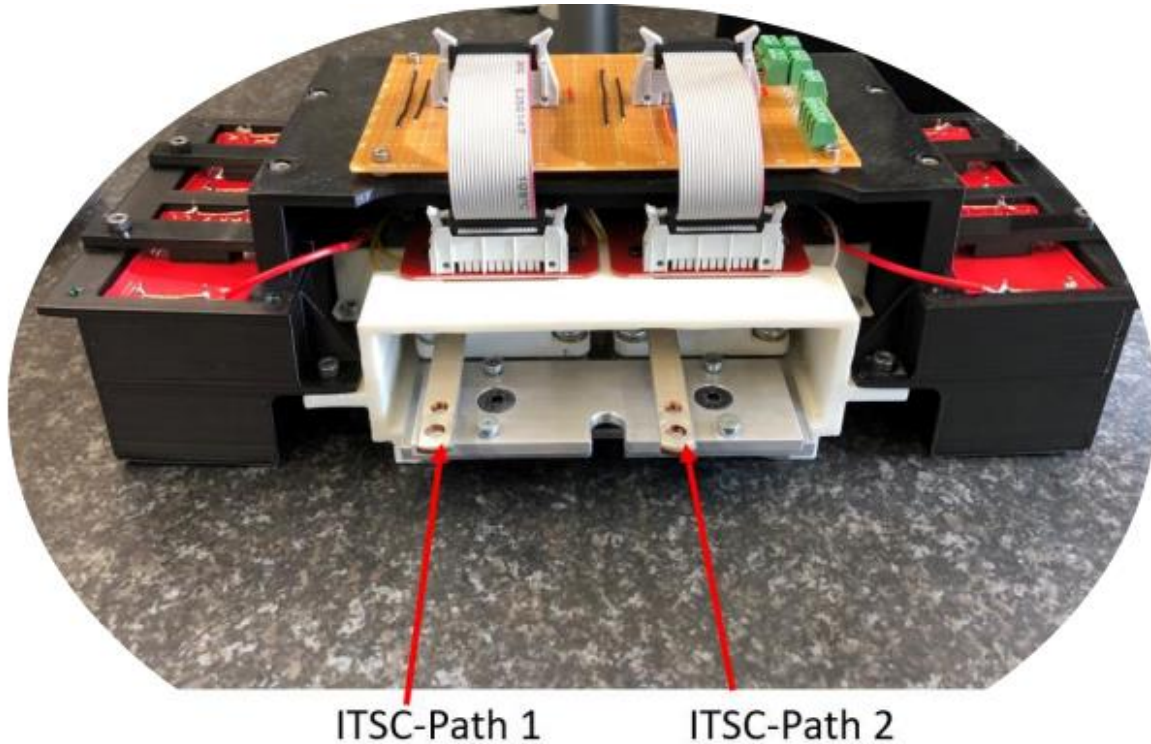
6.3 AP2.3 Zuverlässigkeit und Robustheit von elektrischen Maschinen

Um die Zuverlässigkeit und Robustheit elektrischer Maschinen grundlegend zu untersuchen, wurde im Rahmen des Projektes TELEM ein bereits vorhandener Elektromotor mit einer Leistungsklasse von 45kW modifiziert. Gründe für die Wahl der vergleichsweise geringen Leistungsklasse sind zum einen das geringere Risiko im Fehlerfall, sowie die Notwendigkeit der Untersuchung grundlegender Fehlerfälle, für die eine höhere Leistungsklasse keine nennenswerten Vorteile mit sich bringen.



23 Modifizierte elektrische Maschine mit Leitungsführung für die Fehlerschalter

Der abgebildete Motor wurde ab dem hinteren Lagerschild umfangreich modifiziert. Die Spulen des modifizierten Motors sind über einen offenliegenden Verschalttring kontaktiert, der Veränderungen in der Verschaltung (unter anderem unterschiedliche viele Lanes (Phasen)) auf dem Prüfstand ermöglicht. Außen am Gehäuse sind Kurzschlusschalter angebracht, mit denen für wenige Millisekunden Kurzschlüsse in präparierte Wicklungen geschaltet werden können. Da ein entsprechender Kurzschlusschalter nicht zu erwerben war, wurde er im Rahmen des TELEM Projektes entwickelt, siehe Abbildung 10. Um ein sicheres Schaltverhalten sicherzustellen und um sowohl die Gefahr für die elektrische Maschine als auch für das Testpersonal zu gewährleisten, wurden die Schalter (in Summe 3 Stück) durch das Fraunhofer IISB entsprechend eines Rolls-Royce Testplanes überprüft und charakterisiert



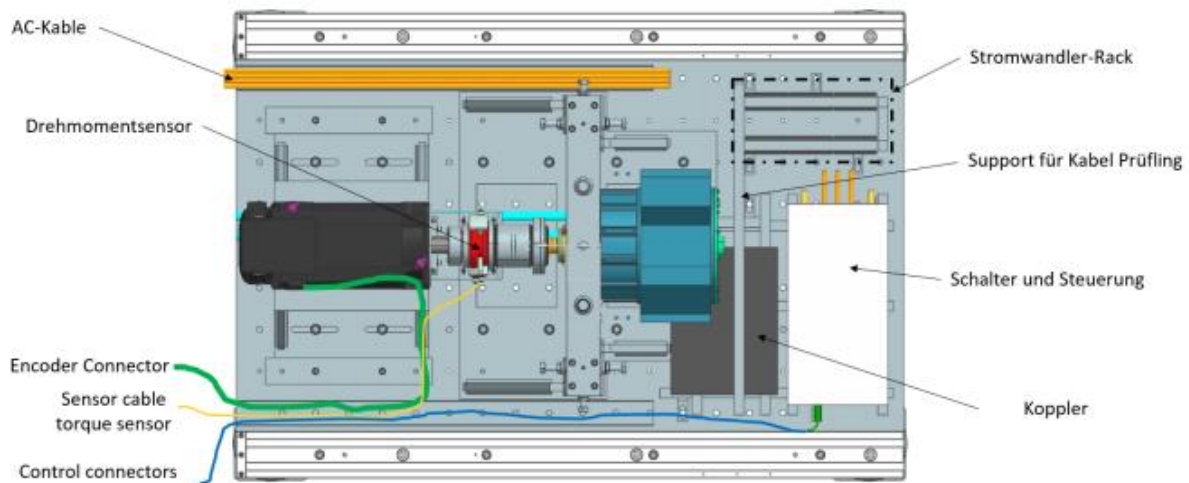
24 Leiter für die zu schaltenden Kurzschlüsse

Bedeutsame Erkenntnisse betrafen die Zuverlässigkeit und Robustheit der luftgekühlten Maschine. Die Direktkühlung der Leiterspulen birgt Risiken und Möglichkeiten, welche gegeneinander abzuwägen waren und deren Abschätzungen im Versuch zu testen waren. Der entscheidende Punkt ist hierbei die Degradation der Isolation der einzelnen Leiter. Hier ergab sich ein Zusammenspiel mit AP 3.3, Elektrische Leiter und Isolationssysteme.

Das Maschinenverhalten bei Auftreten von Windungskurzschlüssen, insbesondere auftretende mechanische Stoßmomente sollen auf einem neuen Forschungsprüfstand mit dem Namen „PICCOLO“ untersucht werden, dieser ist nachfolgend schematisch dargestellt.

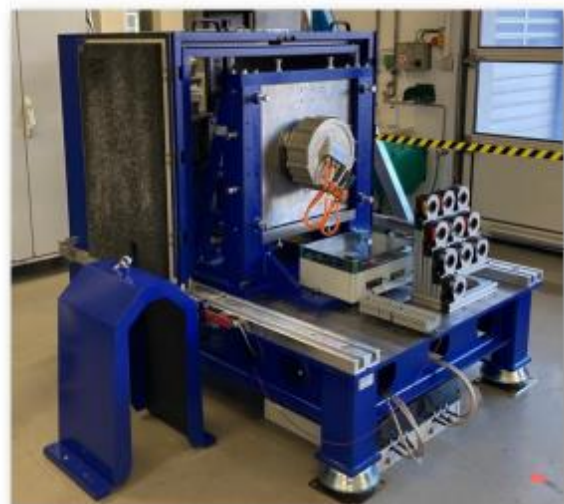
Entsprechend den Anforderungen für die Tests der DO160, mussten die Leiter, welche direkt im kühlenden Luftstrom liegen, dies auch in verschiedenen Umgebungsbedingungen erfüllen. Dies schließt auch abrasive Umgebung ein, wie sie z.B. durch sand- oder salzhaltige Luft erzeugt werden. Die Isolation muss diesen Bedingungen reproduzierbar für eine bestimmte Zeit standhalten, ohne Isulationsfehler bzw. Teilentladungen zu erlauben.

Sensorik und Leitungsverlegung - Übersicht

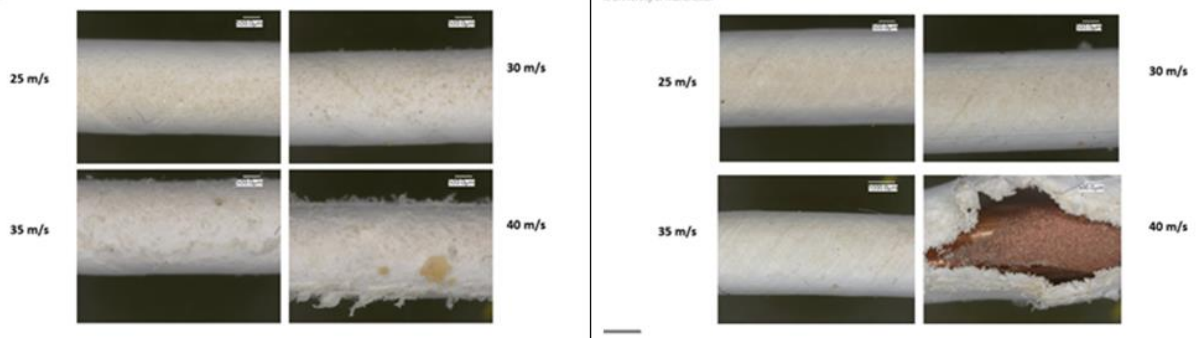


25 Aufbau des Prüfstands schematisch

Da die Untersuchung von Fehlerfällen Gefahren mit sich bringt, wurden umfangreiche strukturmechanische und ballistische Berechnungen durchgeführt und eine entsprechende doppelte Schutzeinhausung aufgebaut, siehe Abbildung 12. Der Prüfstand befindet sich in der Inbetriebnahme, die mit einem nicht modifizierten Motor (Abbildung 12 rechts) durchgeführt wird. Der Abschluss der Inbetriebnahme ist im ersten Quartal 2023 geplant.



26 Einsatzbereiter Prüfstand für Spulenkurzschlüsse

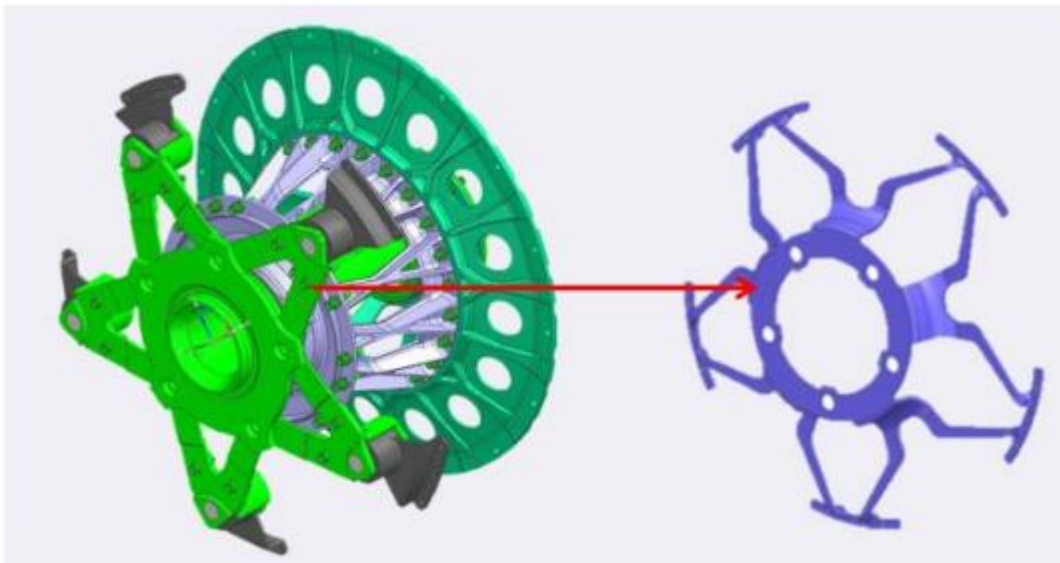


27: Leiterisolation nach Test in abrasiver Umgebung bei verschiedenen Geschwindigkeiten

6.4 HAP3: Technologische Befähiger

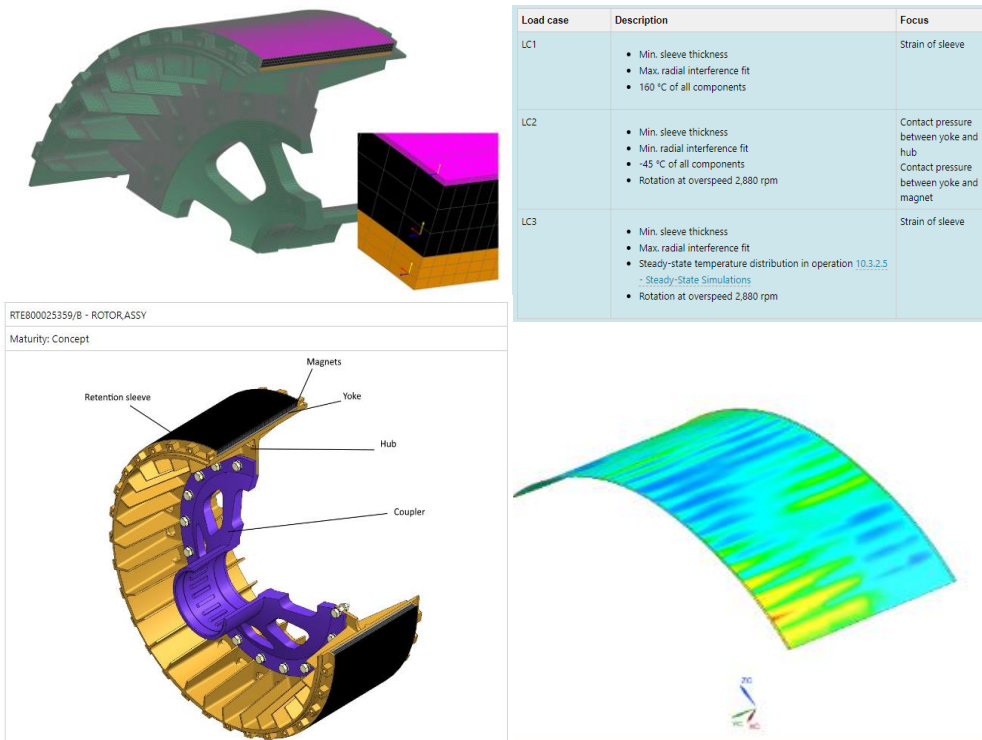
AP3.1 Leichtbau elektrischer Maschinen

Der anforderungsgerechte Materialeinsatz für das Lagerschild wurde in AP 2.1 beschrieben, ein Vergleich der optimierten Variante des Lagerschildes mit der Referenz ist hier dargestellt.



28 Iterationen des Bauelements zur Drehmomentübertragung

Im Bereich der Bandage, welche die Permanentmagnete bis zu einer maximalen Drehzahl halten muss, wurden für die verschiedenen Lastfälle die jeweiligen Auslegungen simuliert. Diese Bandage muss den unterschiedlichen Materialien des Rotors und deren unterschiedlichen Temperatúrausdehnungskoeffizienten gerecht werden. Gleichzeitig muss sie auch bis zur berechneten maximalen Drehzahl plus Sicherheitsfaktor die Magnete sicher gehen die Fliehkraft halten muss, während die Spannungen innerhalb der Bandage in einem bestimmten Fenster bleiben müssen, um Beschädigungen oder Verschiebungen auszuschließen. Ebenso muss diese Bandage möglichst dünn sein, um den physikalischen Luftspalt so gering wie möglich zu halten.



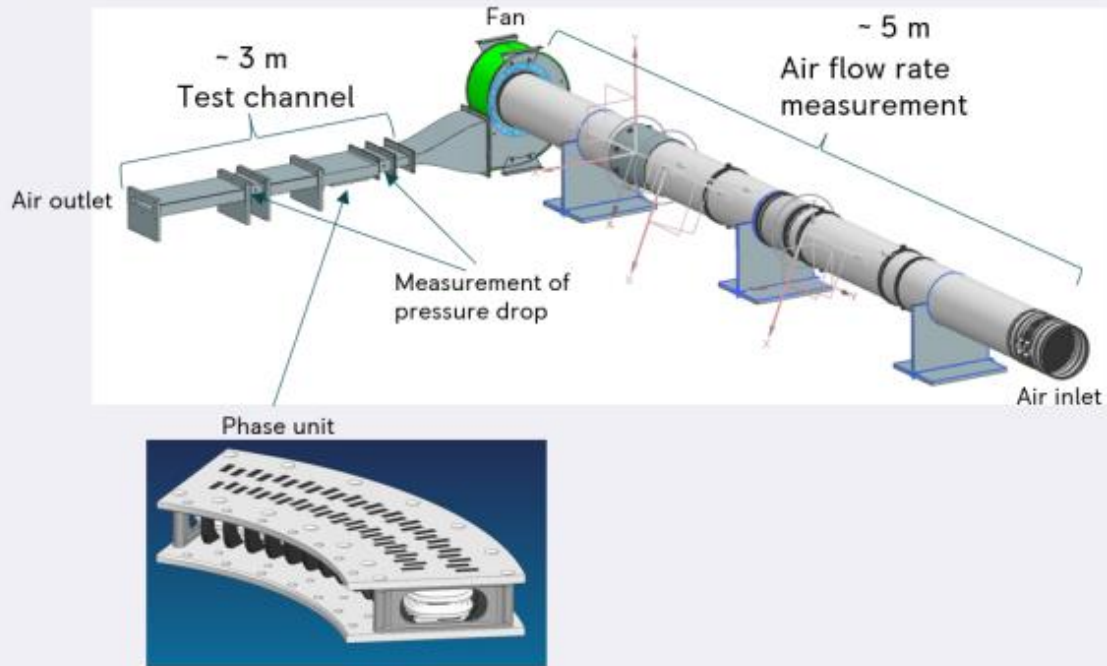
29: Simulationsergebnisse und Lastfälle beispielhaft

AP3.2 Kühlung elektrischer Maschinen

Die in AP 2.1 durchgeführten Druckverlustberechnungen sollen im nächsten Schritt in einem Laborversuch validiert werden, um die Einflussgrößen auf die Kühlung der elektrischen Maschine besser zu verstehen. Der hierfür vorgesehene Testaufbau ist in Abbildung 14 dargestellt. Analog hierzu fanden für den Motor für Flächenflugzeuge bereits Messungen zur Druckverlustbestimmung und Kühlfinnengeometrie statt.

Test Case: Verification of simulation model

Configuration of Test Bench

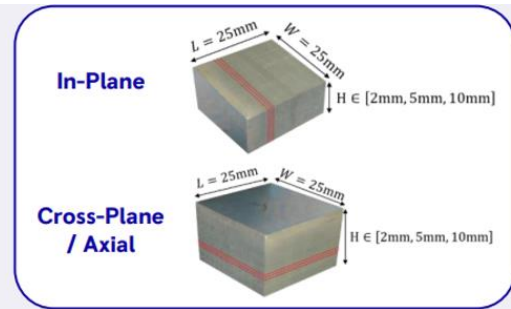


30 Windkanalprüfstand für Segmente der TFM

Der in dargestellte Testaufbau wurde im Berichtszeitraum bereits für die Untersuchung der Kühlfinnengeometrie der elektrischen Maschine für Flächenflugzeuge eingesetzt. Die aus den Versuchen entstandenen Erkenntnisse haben dazu beigetragen, die Kühlfinnen in ein Gehäuse mit Filter zu integrieren (vgl. AP2.2)

Anhand von Simulationen wurden erwartete Temperaturen einiger Materialien festgelegt und anschließend mittels entsprechender Versuche validiert. Generell konnte so gezeigt werden, dass der Wärmeübergang der einzelnen Materialien hinreichend genau simuliert werden kann und die jeweiligen Tools für die weitere Forschung mit nur geringen Anpassungen weiterverwendet werden können.

- Stator iron Vacodur 49 samples
 - 25mm x 25mm
 - three thicknesses (2mm, 5mm, 10mm)
- Magnet samples
 - 10mm x 10mm
 - three thicknesses (3mm, 9mm, 15mm)
 - stacked
- Epoxy resin
 - 25mm x 25mm
 - five sample thicknesses



31: Auswahl von Materialien für die Validation der Simulation

Auf Subkomponentenebene wurden die einzelnen Phasen- oder Spuleneinheiten der jeweiligen Maschinen im Rahmen der Direktleiterkühlung untersucht, wie bereits in HAP 2 beschrieben.

AP3.3 Elektrische Leiter und Isolationsmaterialien

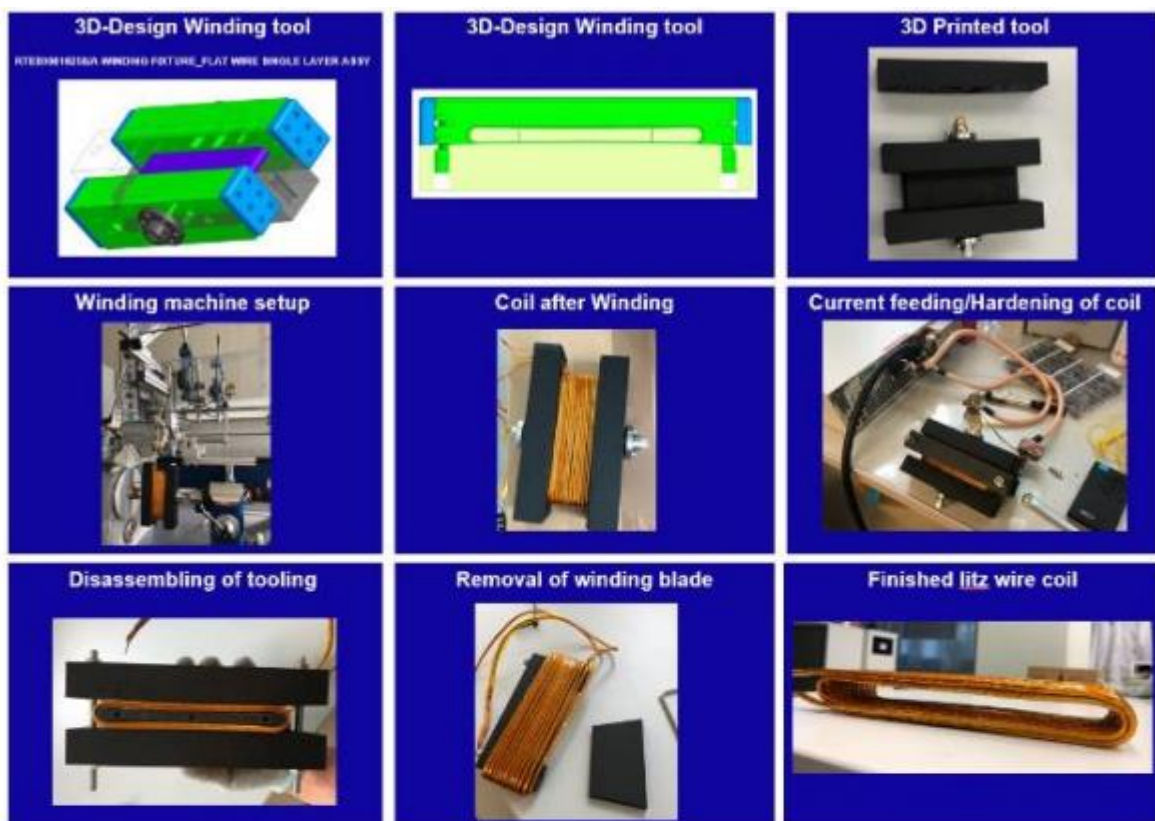
Der Vergleich der Leiterbauformen des Drehflüglers ist in AP2.1 dargestellt. Im Laufe der Projektlaufzeit haben sich für die unterschiedlichen Anwendungsfälle und Maschinentopologien durch vergleichende Untersuchungen verschiedene Leiter- und Isolationsmaterialkombination ergeben, relevante Ergebnisse sind nachfolgend entsprechend dem Anwendungsfall dargestellt.

Flächenflugzeug Es wurden sowohl Litzenleiter als auch Flachleitern miteinander verglichen, begonnen wurde mit dem Vergleich der Isolation von Flachleitern.



32 Verschiedene evaluierte Spulenaufbauarten (Litzen und Flachleiter)

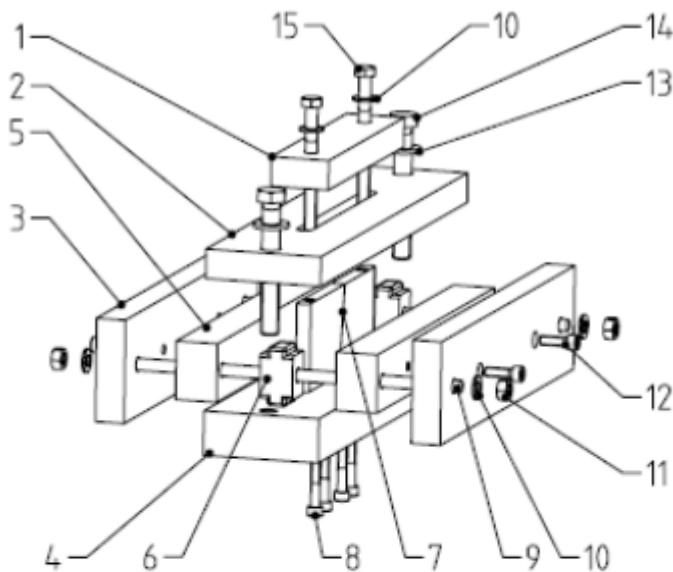
Als Alternative zu Flachleitern wurden Litzenleiter untersucht, das Vorgehen ist hier dargestellt. Im Resultat der ersten Versuche zeigte sich, dass ein zusätzliches Verpressen der Spulen notwendig ist, um notwendige Formtoleranzen für ein späteres Einsetzen der Spulen in den Stator des Motors zu erreichen.



33 Herstellung der Spulen aus Drahtlitz

Die Herstellung der Spulen, wie bereits für 2022 beschrieben, hat sich bewährt und wurde für die Fertigung der finalen Muster beibehalten. Darüber hinaus wurden weitere Untersuchungen für die Isolation und Herstellung der Verbindungselemente der einzelnen Phasen bzw. Spulen durchgeführt und die daraus folgenden Fertigungsrichtlinien für die Herstellung der jeweiligen Maschinen eingesetzt.

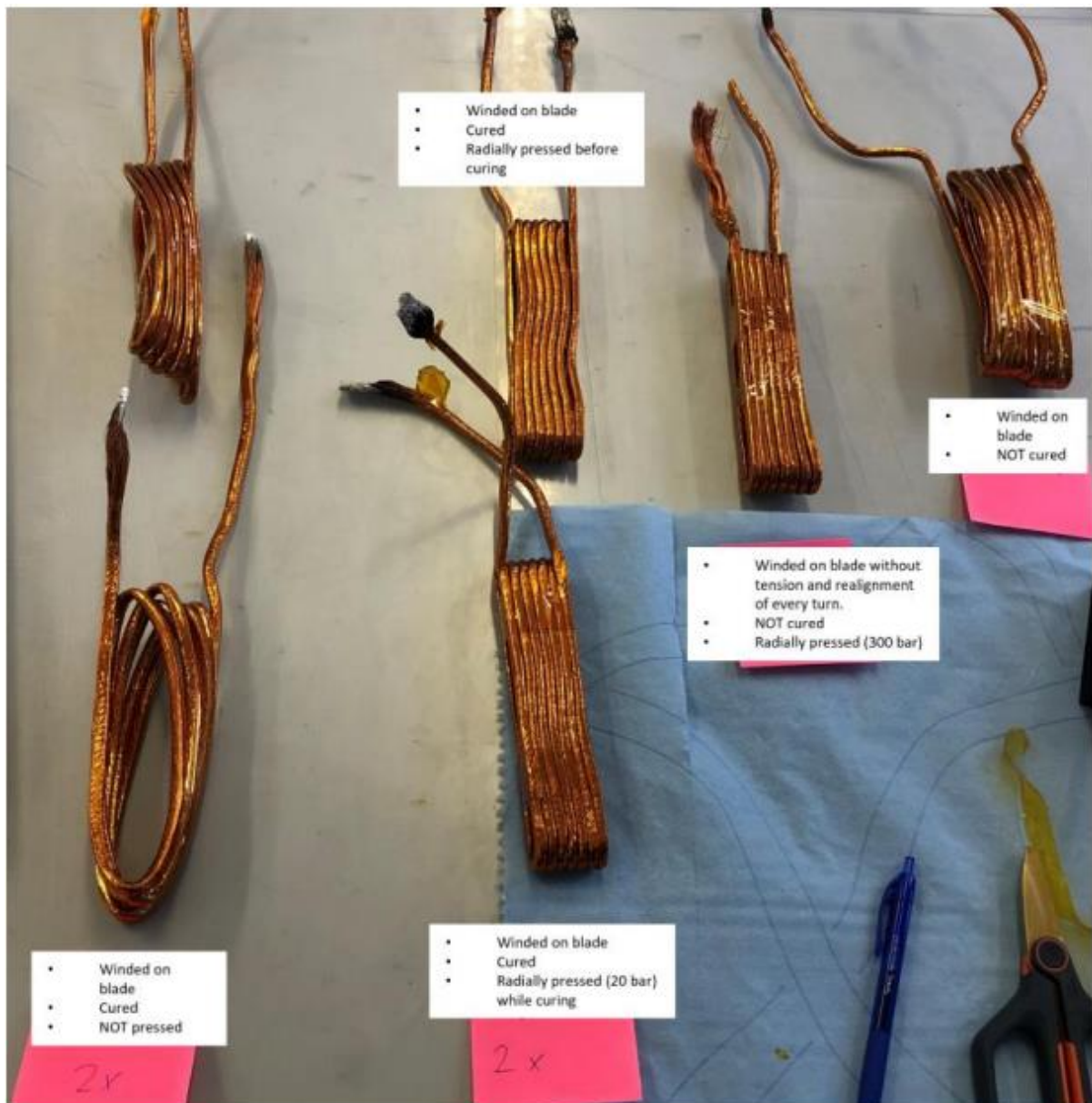
Für das Verpressen der Litzendrähte wurde eine Pressform erstellt, die ein axial- und Querpressen ermöglicht.



15	Sechskantschraube	2		ISO 4017-M8x110-12.9
14	Sechskantschraube	2		ISO 4017-M12x90-12.9
13	Scheibe	2		ISO 7089-12
12	Innensechskantschraube	4		ISO 4762-M6x20
11	Mutter	4		ISO 4032-M12-12
10	Scheibe	6		ISO 7089-8
9	Gewindestange	2		M8x1 - 250mm lang
8	Innensechskantschraube	4		ISO 4762-M6x40
7	Dorn	1		2-teilig
6	Pressbacken Quer	2		
5	Pressbacken Innen	2		
4	Bodenplatte	1		
3	Pressbacken Aussen	2		
2	Deckplatte	1		
1	Verstärkungsplatte	1		
Pos.Nr.	Bezeichnung	Stck.	Zeichnung	Bemerkung

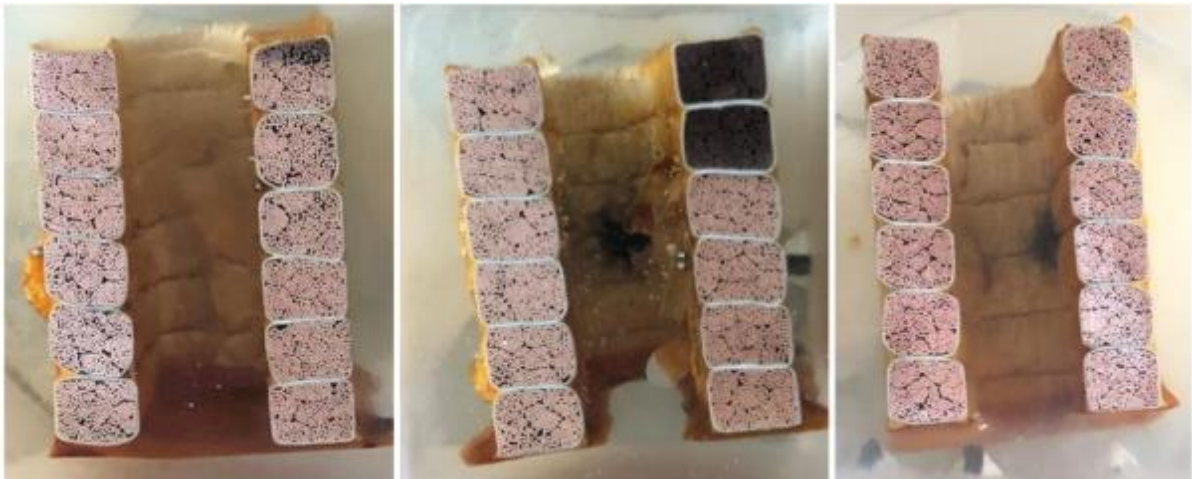
34 Vorrichtung für die Herstellung der Spulen aus Drahtlitze

Mit der Pressform wurden umfangreiche Versuche durchgeführt, um verschiedene Einflussfaktoren (Druck, Temperatur, Prozessfolge) zu untersuchen. In den ersten Versuchen zeigten sich deutliche Auswirkungen.

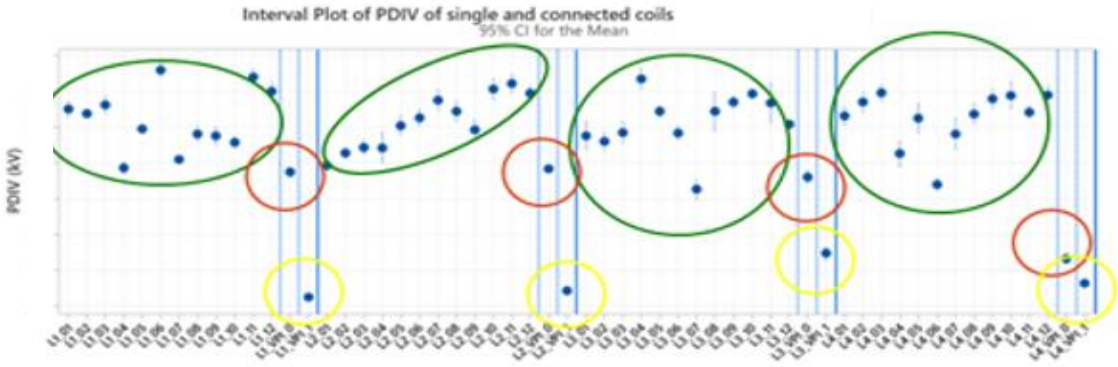
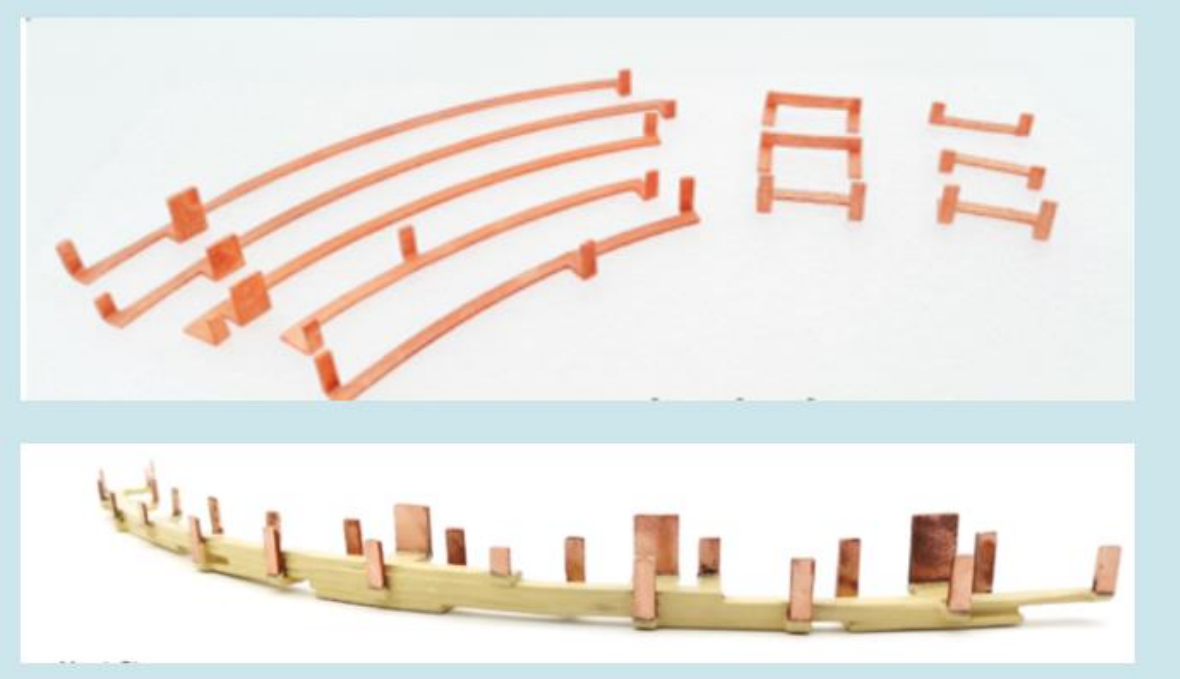


35 Verschiedene Versuche zur Spulenherstellung

Nachdem die äußerliche Geometrie durch ein verbessertes Wickel- und Pressverfahren den geometrischen Anforderungen entsprach, wurden die Versuche durch elektrische Charakterisierungsversuche und Schliffbilder ergänzt, siehe Abbildung 19. Ziel der Untersuchungen war eine Optimierung des Kupferfüllfaktors. Dies setzt einen weitgehend homogenen Aufbau voraus. Die Spezifikation der Vorzugsvariante und weitere in Betracht gezogenen Litzenvarianten wurden mit dem Projektpartner FAPS für weiterführende Versuche (siehe AP 5.1) geteilt.



36 Schliffbild der Spulen aus Drahtlitze

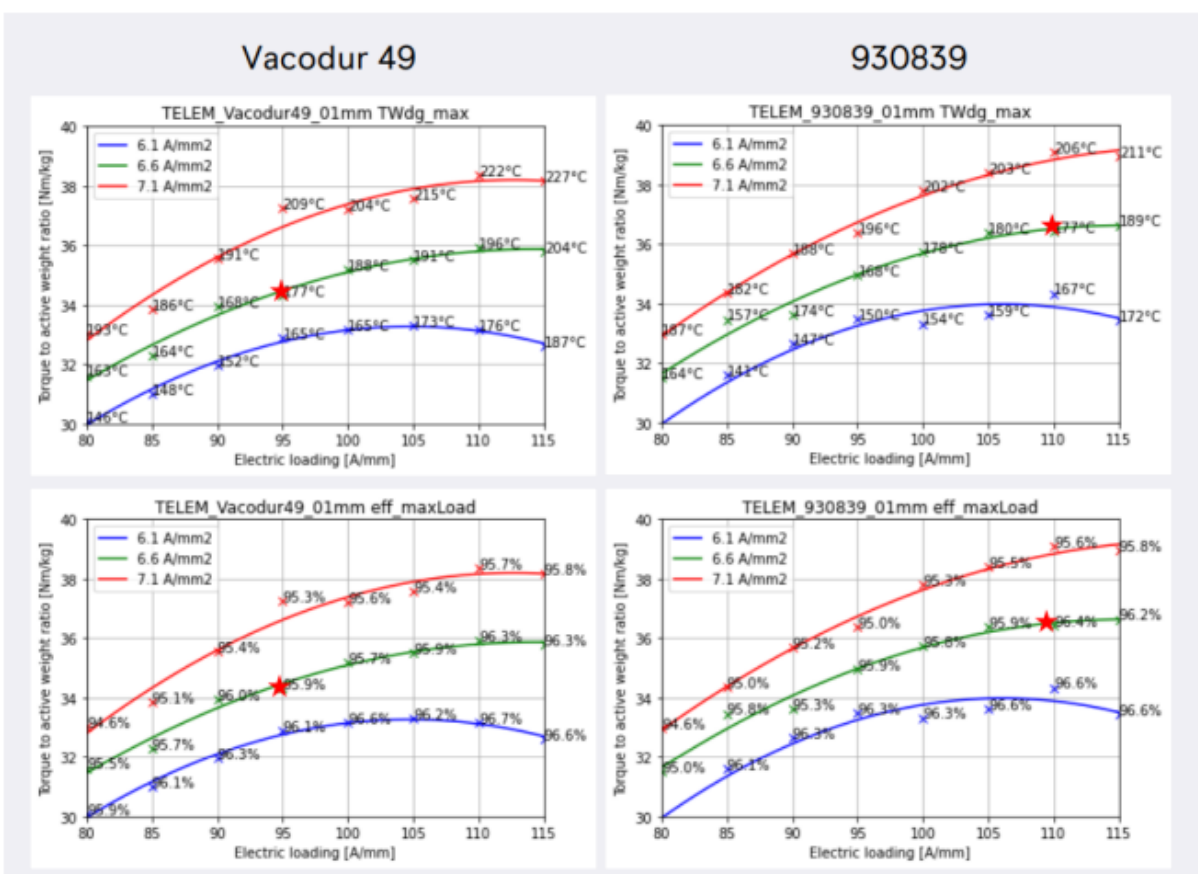


37: Fertigung von Verbindungstechnik der einzelnen Spulen mit statistischer Kontrolle der Fertigungsqualität

AP3.4 Elektromagnetische Materialien

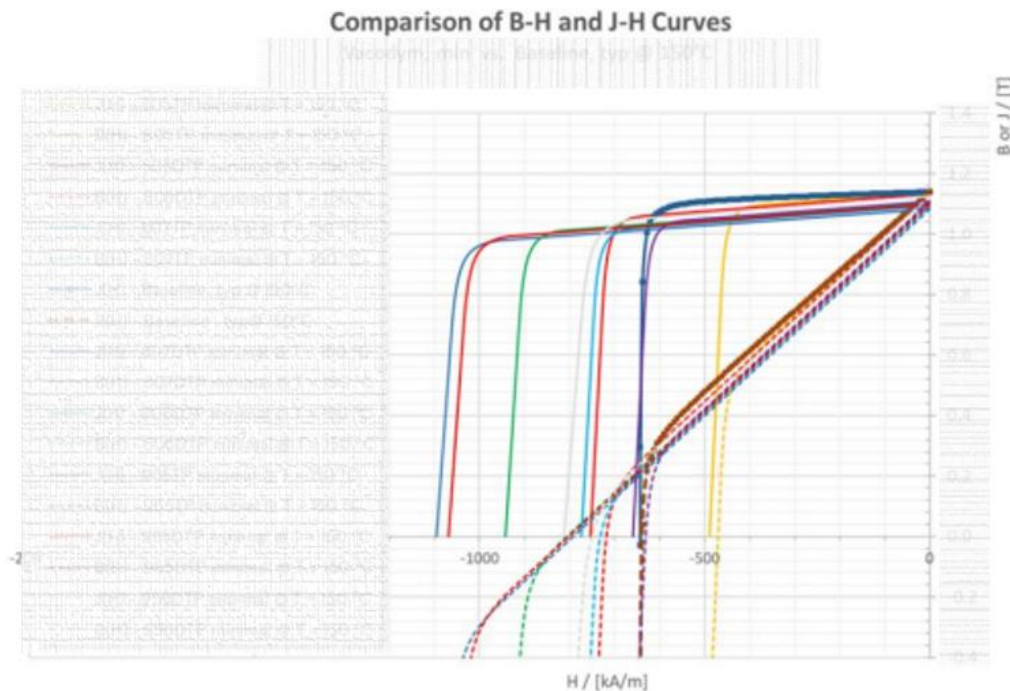
Gemeinsam mit dem Projektpartner Vacuumschmelze (VAC) wurde der Einfluss weichmagnetischer Materialien auf die Maschineneigenschaften untersucht. Ein Wechsel vom Standardmaterial (z.B. Vacodur49) zur neuen Legierung von VAC würde sich nach unseren ersten bisherigen Rechnungen bei Anwendung für den Technologieträger für Flächenflugzeuge bei ähnlichen Eisenverlusten positiv auf die Drehmomentdichte auswirken. Die Vorteile sind maßgeblich von dem Anwendungsbereich und der Auslegungsstrategie (Drehmomentdichte, Drehzahl, Effizienz) abhängig und können nicht für beide Luftfahrzeugantriebssysteme pauschalisiert werden.

Mit den Materialkennwerten der vom Projektpartner Vacuumschmelze entwickelten „TELEM Legierung“ wurden elektromagnetische Berechnungen durchgeführt. Als Randbedingung für die Untersuchung wurde eine indirekt gekühlte Permanentmagnetmaschine mit ZahnspulenLitzendraht-Wicklungen, einer Leistungsklasse von 300kW, einer Nenndrehzahl von 2000 Umdrehungen pro Minute und einer elektrischen Frequenz von 1000Hz angenommen. Es zeigte sich bei gleicher Temperatur ein Verbesserungspotential der Leistungsdichte bei Einsatz der neuen Legierung im Vergleich zur Referenz VACODUR 49, siehe Abbildung 20. Für den Einsatz im Motor für Flächenflugzeuge wird im Rahmen des TELEM Projektes die Legierung VACODUR 49 eingesetzt. Da die TELEM Legierung vielversprechend ist, wird der Projektpartner Vacuumschmelze die neue Legierung tiefergehend untersuchen, um zunächst weitere Erkenntnisse über die Verarbeitbarkeit (u.a. Laserschweißen, Paketierbarkeit) zu gewinnen.



38 Simulation der verschiedenen Werkstoffe des Magnetmaterials

Neben den weichmagnetischen Materialien für den Stator wurden verschiedene hartmagnetische Materialien für den Rotor miteinander verglichen. Die hierfür benötigten Materialkennwerte wurden durch den Projektpartner Vakuumschmelze zur Verfügung gestellt. Aufgrund vorhandener Temperaturreerven wird für den Motor für Flächenflugzeuge die Magnetlegierung **VD807DTP** favorisiert.



39 Simulation der verschiedenen Werkstoffe des Magnetmaterials

Gemeinsam mit Vakuumschmelze wurden die „TELEM-Legierung“ weiter untersucht. Aufgrund zeitlicher Überschneidungen und Fertigungszeiten konnte diese in den aufzubauenden Maschinen nicht mehr eingesetzt werden, wird jedoch weiterhin zwischen RRD und Vakuumschmelze diskutiert.

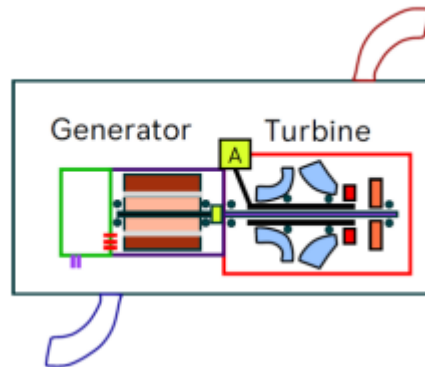
6.5 HAP4: Integration elektr. Maschinen

AP4.1 Propulsoren für elektr. Antriebe

Für die Konzepte wurden jeweils die Propellerschnittstellen definiert und Untersuchungen zur Abhängigkeit zur Druck- und Geschwindigkeitsverteilung durchgeführt. Die Ergebnisse fließen in die Kühlungsuntersuchungen ein und sind für die Integration der E-Maschinen und der Leistungselektronik relevant. Der Meilenstein „MS 4.1.1 Propulsor je Flugzeugkonzept untersucht“ wurde erreicht.

AP4.2 Integration EM und Gasturbine

Der Lösungsraum wurde aufbauend auf den Austauschfaktoren zwischen Rolls-Royce und den Projektpartnern MTU und DLR eingegrenzt. Aufgrund der hohen benötigten Leistungsdichte kommt für die elektrische Maschine bei einer Integration an die Gasturbine von MTU nur eine Flüssigkeitskühlung in Frage.



Parameter	Value/Range	Rationale
Environmental Temp.	-40 °C to +55 °C	
Coolant flow rate	TBD	Minimize cooling system weight, coolant temperature increase < 10 K
Coolant temperature	100 °C	Approx. Inverter Outlet Temperature
Cooling Air flow rate	TBD	Air temperature increase < TBD K
Cooling Air Temperature	60 °C	
Max Magnet Temperatures	120 °C	Temp. limit of the magnets used
Max. Continuous Copper Temperature	180 °C	Higher efficiency, safety margin
Ambient Temperature	100 °C/TBD	Turbogenerator
Cooling medium	Mobile Jet Oil 387	Shared oil system; maintenance
Independent cooling lanes	1	No safety requirements
Bearing temperature	100°C	Oil cooled bearings

40 Anforderungen der elektrischen Maschine in der Generatoreinheit

Diverse Variationen einer Integration wurden mit den Projektpartnern evaluiert. Die Rolle von RRD war hier in erster Linie die Bereitstellung der Daten und Abschätzung der Machbarkeit der Integration im gegebenen Umfeld mit den entsprechenden Temperaturen und Abschätzung der Massen und Dimensionen.

AP4.3 Integration von Leistungselektronik

Voruntersuchungen zur LE-Integration wurden für die Konzepte durchgeführt. Abhängigkeiten bestehen sowohl in der Anzahl der zu steuernden Phasen sowie hinsichtlich der Kühlung. Die

Nutzung von Synergien hinsichtlich eines gemeinsamen Kühlmittelstroms (z.B. Luftkühlung) wird nach diversen Untersuchungen als sinnvoll erachtet.

Safety-orientierte Subsystemauslegung:

Für die Konzepte wurden die Anforderungen analysiert und für die vorläufigen Systemarchitekturen mit den funktionalen FMEAs begonnen, bereits gewonnene Erkenntnisse konnten bereits in die Subsystemauslegung einfließen. Der Meilenstein „MS 4.4.1 Voruntersuchung zu Subsystemauslegung abgeschlossen“ wurde mit dem Aufstellen der vorläufigen Systemarchitekturen und dem Ableiten der FMEAs erreicht.

6.6 HAP5: Produktions- und Testverfahren

AP5.1 Produktionsverfahren

Richtlinien und Normen



Die Bewertung der Fertigungsprozesse für die elektrische Maschine erfolgt im Forschungsprojekt TELEM mithilfe standardisierter Normen.

TELEM: Normenübersicht					
Luftfahrtspezifische Normen: <ul style="list-style-type: none"> ■ EASA CS E: Engines ■ EASA CS 23: Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes ■ EASA CS 25: Large Aeroplanes ■ EASA CS E-19: Electric / Hybrid Propulsion System ■ RTCA DO-160: Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equip. ■ ASTM F2840-14: Stand. Pract. for Design and Manufac. of EPU for Light Sport Aircraft 	Spezifische Normen für die elektrische Maschine: <ul style="list-style-type: none"> ■ VDE 60034-1: Drehende elektrische Maschinen ■ DIN EN 60068-ff. Umgebungseinflüsse 			Normen Normen: <ul style="list-style-type: none"> ■ Angepasster Accelerated Overhaul Test auf Komponentenebene ■ Prüftemperaturen: -40°C - +160°C ■ Nutzung eines Manufacturing Plans 	
+ SC-VTOL					
ASTM F3338-18					
Wickeltechnologie <ul style="list-style-type: none"> ■ DIN EN 60317: Technische Lieferbedingungen für bestimmte Typen von Wickeldrähten ■ DIN EN 60851: Wickel-drahte – Prüfverfahren ■ DIN EN 60034-1 (VDE 0530-1): Drehende elektrische Maschinen 	Isolationstechnologie <ul style="list-style-type: none"> ■ DIN EN 60243-1: Elektrische Durchschlagfestigkeit von isolierenden Werkstoffen ■ IEC 60270: Partial discharge measurements ■ IEC TS 61934: Electrical insulating materials and systems ■ DIN EN 3475-X: Elektrische Leitungen für Luftfahrzeuge ■ DIN 65092: Prüfung des Isolationswiderstandes und der Spannungsfestigkeit 	Kontaktierungstechnologie <ul style="list-style-type: none"> ■ DIN ISO 16750-4: Elektrische und elektronische Kraftfahrzeugausstattung ■ DIN EN 60512: Steckverbinder für elektronische Einrichtungen ■ DIN EN 60352-2: Lötfreie Verbindungen ■ VW75174-LV214: Motor Vehicle Connectors ■ IEC 61236-1-1: Compression and mechanical connectors for power cables 	Statorblechpaket <ul style="list-style-type: none"> ■ DIN 60404-1: Magnetische Werkstoffe ■ DIN 7190-1: Pressverbände ■ DIN EN 2243: Luft- und Raumfahrt – Nichtmetallische Werkstoffe – Strukturelle Klebstoffsysteme ■ DIN ISO 24394: Schweißen im Luft- und Raumfahrzeugbau ■ ISO 16338: Torsionsfestigkeit 	Rotormontage <ul style="list-style-type: none"> ■ DIN EN 60404-8-1:2016-02 Magnetische Werkstoffe - Teil 8-1 ■ DIN EN 60404-5:2016-02 Verfahren zur Messung der magnetischen Eigenschaften ■ DIN EN 2243: Luft- und Raumfahrt – Nichtmetallische Werkstoffe – Strukturelle Klebstoffsysteme ■ DIN 2334 und DIN EN 2497 (Oberflächen) ■ Zugfestigkeit (ISO 527-1, ASTM D638) 	

ASTM F3338-18 - Standard Specification for Design of Electric Propulsion Units for General Aviation Aircraft

41 Auswahl der anzuwendenden Normen

Vorher ausgewählte Fertigungsverfahren wurden mit den neuen Leitern (Litze statt Flachdraht) experimentell beim Partner FAPS untersucht. Zahlreiche Versuche und entsprechende Schliiffbilder wurden ausgewertet, um die Qualität der Fügetechnik zu beurteilen. Die jeweiligen Berichte und Auswertungen werden beim Partner FAPS vorgenommen bzw. zum Berichtszeitpunkt noch weiter diskutiert.

AP5.2 Testverfahren und Nachweisführung

Der Lösungsraum für die Herstellung der Technologieträger wurde eingegrenzt. Für die Statoreisen wurde eine vorläufige Zahngeometrie definiert und unterschiedliche Blechdicken untersucht. Das Leitermaterial der Spulen wurde auf Litze und Flachleiter aus Kupfer eingegrenzt und Wickeluntersuchungen (zunächst mit Eisenkern, später mit Blechen) durchgeführt. Der Projektpartner FAPS hat zu den Technologien bereits Richtlinien und Normen zusammengetragen und hinsichtlich Anwendbarkeit bewertet (siehe Folie 21). Der Meilenstein „MS 5.1.1 Materialien/ Technologien untersucht und ausgewählt“ wurde erreicht.

Im Berichtszeitraum wurden die Materialien und Fertigungstechnologien untersucht und ausgewählt. Durch den Wechsel von Flachleitern zu Litzenleitern ist eine umfangreiche Untersuchung der Kontaktierung des Litzenleiters notwendig. Versuche hierzu werden gemeinsam mit dem Projektpartner FAPS durchgeführt. Schwerpunkte bestehen in der Entfernung der Primärisolation der Litzenleiter vor der Kontaktierung, der Wahl der geeignetsten Kontaktierungsmethode (Heißcrimpen aktuell favorisiert), der elektrischen Charakterisierung der Fügestelle und der nachträglichen Isolation nach dem Fügen. Die Arbeiten sollen sich im ersten Halbjahr 2023 konzentrieren.

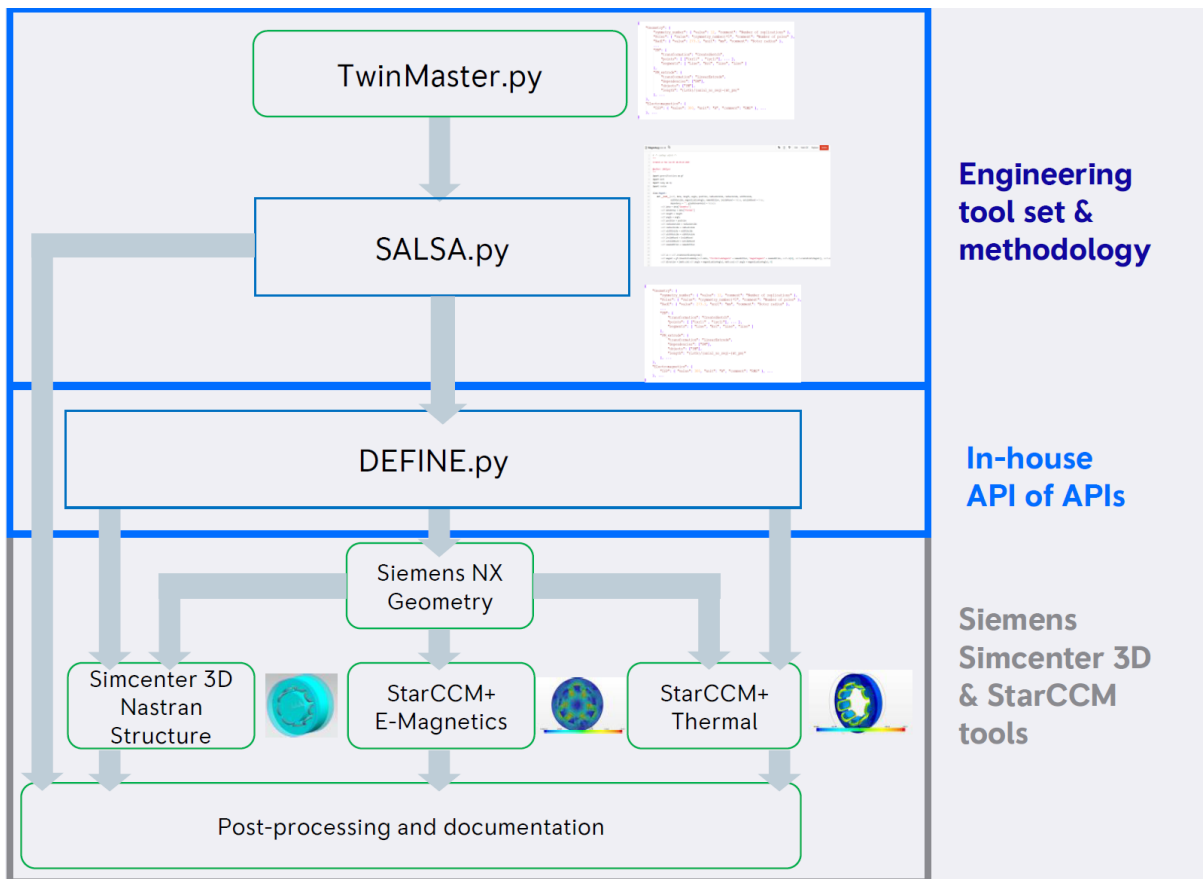
Die Rolls-Royce Fachabteilungen aus Airworthiness und Test sind im regelmäßigen Austausch mit dem Projektpartner iABG, um ein gemeinsames Verständnis über die Anforderungen zu entwickeln. Die Schwierigkeit besteht darin, dass für die vorliegenden Anwendungsfälle noch keine Means of Compliance herausgegeben wurden. Gemeinsam mit dem Projektpartner wurden deshalb vorwiegend die Standards Do160 und SC-E19 durchgearbeitet und Interpretationsvorschläge ausgearbeitet. Da die Nachweisführung der sicherheitsrelevanten Bauteile, z. B. Wickeln der Spulen, bereits auf Bauteilebene beginnen soll, wurde der Projektpartner FAPS in die regelmäßige Abstimmung zwischen Rolls-Royce und iABG mit eingebunden.

Die durch den Partner iABG festgelegten Nachweise bzw. Testplanungen wurden wo nötig weiter durch RRD mit den angeforderten Daten unterstützt, die entsprechenden Meilensteine wurden durch iABG erreicht.

6.7 HAP6: Simulation und Digital Twin

AP6.1 High-Fidelity Digital Twins

Die Simulationsumgebung in Python und Salsa wurde aufgebaut, die Schnittstellen und der Workflow definiert. Die in TELEM entstehenden Modelle der elektrischen Maschinen werden bereits mit den für die High-Fidelity Digital Twins notwendigen Parametern definiert. Die Anzahl an Parametern nimmt hierbei noch zu, da immer wieder neue Einflussfaktoren erkannt werden, beispielsweise der Einfluss der Füllstärke.

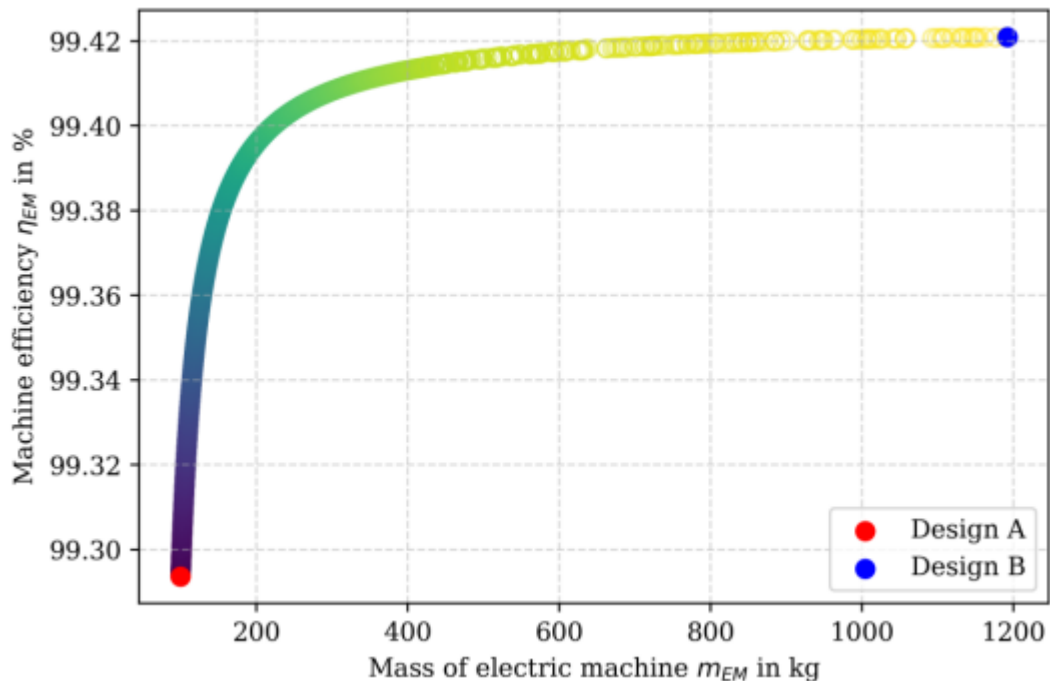


42 Darstellung der Werkzeuge der Simulationsumgebung

Anschließend an die Einrichtung der Simulationsumgebungen wurden diese genutzt, um die Modelle weiter zu verfeinern bzw. Art und Anzahl der Parameter anzupassen. Die entstandenen Modelle werden weiterhin für die Entwurfsiterationen der elektrischen Maschinen verwendet.

AP6.2 Systemsimulation

Für den in TELEM untersuchten 70-Sitzer wurde ausgehend von den im Projektverbund definierten gemeinsamen Austauschfaktoren mit der Systemsimulation begonnen. Im Berichtszeitraum wurden hierfür die bereits bekannten Einflussfaktoren in ein Auslegungstool implementiert. Da das Gewicht und die Effizienz wesentliche Auswahlkriterien darstellen, wurden mehrere Auslegungspunkte berechnet. Die Effizienz der elektrischen Maschine muss in Relation zu den in der Gesamtarchitektur vorherrschenden Bedingungen ausgewählt werden. Eine maximale Effizienz würde eine gesteigerte Masse mit sich bringen, der Mehrwert, der sich aus dem dadurch einzusparenden Gewicht der Batterien ergibt, steht dem jedoch gegenüber. Als vorläufiger Auslegungspunkt wurde für den 3MW Generator ein Zielgewicht von 180kg bei einer Effizienz von $> 98,5\%$ angestrebt.



43 Effizienz verschiedener Maschinen über die Masse

Der untersuchte Flugzeugentwurf wurde, wie im letzten Berichtszeitraum, weiter ausdetailliert. Die entsprechenden Daten wurden mit den Partnern ausgetauscht, um die Simulationen auf allen Seiten fortführen zu können.

7 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse

Insgesamt kann das Projekt TELEM als großer Erfolg verbucht werden. Auf dem Weg zur zukünftigen ökologischen Luftfahrt wurden große Schritte unternommen und das Netzwerk der beteiligten Partner weiter ausgebaut. Die Bündelung der Kompetenzen führte zu erfolgreichen Simulationen und Berechnungen, welche auf allen Seiten die Entwicklung zukünftiger Technologien für das hybrid-elektrische Fliegen merklich beschleunigen werden, da das nötige Grundverständnis bereits vorhanden ist.

Die Kombination aus erfahrenen Mitarbeitern, welche auf langjährige Erfahrung in Luftfahrtentwicklungen zurückblicken können, sowie neuen, teils disruptiven Ansätzen in der Entwicklung elektrischer Antriebe erfüllte die Erwartungen vollkommen und brachte darüber hinaus den erwarteten, wertvollen Wissensaustausch mit sich, welcher das Verständnis für die jeweiligen Spezialgebiete der einzelnen Partner vertiefte. Die jeweils gefertigten Labormuster konnten mittlerweile erfolgreich getestet werden und belegen die Machbarkeit und Herstellbarkeit der einzelnen Komponenten, wie auch deren Effizienz, welche entscheidend ist für den Erfolg einer Markteinführung leiserer Antriebe. Die Betrachtungen, welche in TELEM anhand der gesammelten Daten durchgeführt wurden, zeigen, dass hybrid-elektrisches Fliegen einen wesentlichen Beitrag auf dem Weg zur klimafreundlichen Luftfahrt leisten kann. Die Beiträge der einzelnen Partner zeigen deren Kompetenz und haben wiederum dazu beigetragen, die Zusammenarbeit auch in Zukunft erfolgreich zu gestalten und das Niveau der technischen Entwicklungen in Deutschland weiterhin an der Weltspitze zu halten.

Der Arbeitsablauf im Konsortium war durchgehend zielführend. Die Zusammenarbeit der Partner war stets ergebnisorientiert und erfolgreich.

Zusammen mit dem DLR und MTU wurden Flugzeugsystemarchitekturen in mehreren Iterationen erarbeitet, wobei die jeweiligen Entwicklungsparameter aufgrund der gegenseitigen Abhängigkeit im steten Austausch abgestimmt wurden.

Intern wurden diverse Konzepte elektrischer Maschinen evaluiert, wobei auch hier Massen, Schwerpunkte, Effizienz, Sicherheit, Luftfahrtanforderungen, Verwendung neuer Magnetmaterialien, Herstellbarkeit einzelner Spulen der Maschine, Nachweisführung der Testergebnisse etc. ausgiebig mit den Partnern erörtert wurden. So konnten verschiedene dieser Konzepte auch im Hinblick auf die Integration und Effizienz des Gesamtsystems detailliert betrachtet werden. Zwei dieser Konzepte, repräsentativ für jeweils Regionalluftfahrt mit klassischen Flugzeugentwürfen bzw. neuartige eVTOL, wurden schließlich als Labordemonstrator entwickelt, gefertigt und getestet. Durch die Abstimmung und den Datenaustausch der Partner konnte hier innerhalb der Projektlaufzeit eine wegweisende

Entscheidung getroffen werden, welche in der Verwendung von Luftkühlung statt Flüssigkeitskühlung bestand. In Anbetracht der Zuverlässigkeit, Effizienz und Masse des Gesamtsystems wurde so das Optimum erreicht.

Für die Integration elektrischer Maschinen in einer Generatoreinheit konnten diese Berechnungen wiederum genutzt werden, um einen Entwurf einer solchen in der Simulation umzusetzen. Die entsprechenden Daten konnten wiederum verwendet werden, um die Modelle aufzubauen, welche schließlich die Entwicklung eines digitalen Zwillings der jeweiligen Komponente ermöglicht haben.

Für die folgende Verwertung werden innerhalb der Rolls-Royce Gruppe zur Zeit der Erstellung dieses Berichts die jeweiligen Ergebnisse der Forschung der letzten Jahre betrachtet und deren Anwendbarkeit für das fortzuführende Geschäft evaluiert. Aufgrund der allgemeinen Entwicklung hin zum „more electric aircraft“ sind die bisherigen Forschungsergebnisse als wertvoll zu betrachten und werden an den einzelnen Standorten weiterverwendet. Entsprechende Technologietransfers sind vorgesehen für Abteilungen, welche den jeweiligen Fachgebieten befasst sind. Beispielhaft zu erwähnen sind hier die umfangreichen Kenntnisse vom Entwurf elektrischer Maschinen bzw. Grundlagen für hocheffiziente (Leistungs-) Elektronik, welche luftfahrtspezifischen Anforderungen gerecht werden können und somit zukünftige Entwicklungen wesentlich beschleunigen können.

Im Rahmen des Projektabschlusses wurden mit den Konsortialpartnern Datenaustausche vorgenommen, so dass diese für ihre jeweiligen Forschungs- bzw. Geschäftsgebiete auf umfangreiche Daten zugreifen können und zielgerichtet weiterentwickeln können.

Generell zeigt sich bei der Entwicklung elektrischer oder hybridelektrischer Luftfahrt derzeit ein Trend der Verschiebung in die Zukunft. So sind Wettbewerber sowohl in Europa als auch außerhalb eher bestrebt, Markteintritte in die Zukunft zu schieben. Ebenso hat die Anzahl der Unternehmen, welche an entsprechenden Themen arbeiten in letzter Zeit eine Konsolidierung erfahren und konzentriert sich auf weniger Unternehmen, welche aufgrund des verringerten Wettbewerbs mit deutlich gestreckten Zeitplänen ihre Entwicklungen vorantreiben.

Auch angesichts des vorläufigen Ausstiegs von RR aus dem AAM-Geschäft ist die Nutzung der erzielten Ergebnisse sowohl innerhalb der Gruppe als auch bei den Partnern im Projekt TELEM auf verschiedene Weisen sichergestellt. So haben die Projektpartner tiefgehende Kenntnisse über die RR-spezifischen Thematiken erlangt. Intern wird bei RRD und innerhalb der RR-Gruppe sämtliches Know-How weitergegeben, um dies an entsprechender Stelle nutzen zu können. So werden z.B. die Ergebnisse aus der Entwicklung der Elektronik bei den jeweiligen Abteilungen der Steuerung von Triebwerken weitergenutzt. Die generischen Ansätze zur Entwicklung elektrischer Maschinen werden ebenso für elektrische Maschinen

weitergenutzt, welche teils nicht in der Luftfahrt beheimatet sind, teils aber auch für zukünftige Entwicklungen, welche den Trend zum „more electric aircraft“ bedienen werden.