

ZERTIFIZIERUNG UND QUALIFIKATION VON (HYBRID-)ELEKTRISCHEN ANTRIEBEN FÜR DIE LUFTFAHRT

F. Settele, IABG mbH, Einsteinstraße 20, 85521 Ottobrunn, Deutschland
H. Schapperer, IABG mbH, Einsteinstraße 20, 85521 Ottobrunn, Deutschland
M. Reimann, IABG mbH, Zum Windkanal 17, 01109 Dresden, Deutschland
D. Helmert, IABG mbH, Zum Windkanal 17, 01109 Dresden, Deutschland

Zusammenfassung

Elektrische Antriebe ebnen den Weg hin zu einer umweltfreundlicheren Luftfahrt. Unabhängig vom Energieträger (Batterie, Wasserstoff, fossiler Brennstoff) sind elektrische Antriebe eine der wichtigsten Komponenten zur Umsetzung von chemisch gebundener in mechanische Energie bzw. Leistung in zukünftigen Luftfahrtantrieben. Deren Zertifizierung und Qualifikation bringen viele neue Testanforderungen für die Entwicklungsbetriebe mit sich, die in Zukunft bei der Entwicklung und Implementierung in Luftfahrzeugen berücksichtigt werden müssen.

Vorgestellt wird zunächst das Vorgehen bei der Erstellung geeigneter Testpläne und Teststrategien auf Basis der vorhandenen Zulassungsvorschriften. Darauf aufbauend werden geeignete Prüfstände vorgestellt, mit denen konventionelle Tests zur Zertifizierung und Qualifikation durchgeführt werden können (z.B. Umwelttests nach RTCA DO160G). Darauf aufbauend werden Konzepte vorgestellt, vorhandene Prüfstände für darüber hinausreichende Anforderungen modular zu erweitern oder gar komplett neue Prüfstände zu entwickeln, die bisher nicht zum „Standard-Repertoire“ von typischen Testbetrieben gehörten. Dabei wird u.a. auf den modellbasierten Entwicklungsansatz eingegangen. Damit wird ein Beitrag geleistet, elektrische Antriebe zukünftig möglichst effizient und kostengünstig für den Einsatz in Luftfahrzeugen qualifizieren zu können.

1. EINLEITUNG

Elektrische Flugantriebe sind ein wichtiger Baustein auf dem Weg zu einer umweltfreundlicheren Luftfahrt. Sie sind effizient, leise, weisen zumeist geringe Emissionen auf, die erreichbare Reichweite ist jedoch noch sehr gering im Vergleich zu konventionellen Antrieben. Die für den Antrieb benötigte Energie können elektrische Antriebe aus Batterien, Wasserstoff mittels Brennstoffzellen oder fossilen Brennstoffen beziehen.

Der Einsatz fossiler Brennstoffe bringt zunächst keinen Vorteil für die Umwelt. Im Rahmen eines hybriden Konzepts kann sie jedoch in Erwägung gezogen werden, wenn die fossilen Brennstoffe nur bei Start und Steigflug eingesetzt werden, also bei den Flugphasen mit den höchsten Leistungsbedarfen.

Der Einsatz von Wasserstoff bringt derzeit noch viele Herausforderungen mit sich und bietet daher kurzfristig keine Lösung. Erste Fluggeräte (Fixed Wing und eVTOL) mit elektrischem Antrieb setzen daher auf die Batterietechnologie. Das bedeutet umgekehrt, dass aufgrund der noch geringen Leistungsdichte heutiger Batterien eine Anwendung ausschließlich für Fluggeräte im Kurzstreckenverkehr sinnvoll ist. Es kommen also Kleinflugzeuge, Commuter (siehe BILD 1 oben) und eVTOL (siehe BILD 1 unten) in Betracht. Damit ist der Rahmen für die gegenwärtigen Einsatzmöglichkeiten des elektrischen Fliegens abgesteckt.

Die Voraussetzung für die Zulassung eines elektrischen Flugantriebs ist eine umfangreiche Nachweisführung anhand von Flugversuchen, Simulationen und Versuchen an

Systemen und Komponenten. Letzterer Aspekt wird in der folgenden Ausführung betrachtet.



BILD 1. Commuter und eVTOL [1]

2. ZULASSUNGSVORSCHRIFTEN

Das Thema Zulassung und Lufttüchtigkeit wird von der EASA (European Union Aviation Safety Agency) in Part 21 der EU-Verordnung Nr. 748/2012 geregelt. Die Anforderungen an Flugantriebe werden von der Zulassungsvorschrift CS-E bestimmt. Jedoch sind dort weder hybride und elektrische Flugantriebe noch Antriebe für eVTOL-Anwendungen konkret berücksichtigt. Damit diesem Umstand Rechnung getragen werden kann, wurde von der Zulassungsbehörde EASA die Special Condition SC E-19 EHPS erstellt, welche Gesichtspunkte auflistet, die aus Sicht der Behörde für die Zulassung relevant sind. Zunächst stellt sich die Frage, ob es ausreichend ist die bisherigen Vorschriften beizubehalten und lediglich die MOCs (Means of Compliance) an die elektrische Fliegerei anzupassen, oder ob es notwendig ist die Zulassungsvorschriften zu ergänzen. Hierzu wird voraussichtlich erst der Abschluss der ersten konkreten Zulassungen abgewartet, während derer entsprechende Erfahrungen gesammelt werden können, die dann in die Zulassungsvorschrift CS-E einfließen, oder in einer neuen Vorschrift abgefasst werden.

Generell kann ein Flugantrieb einzeln zugelassen werden und dann in verschiedenen Fluggeräten eingesetzt werden, oder aber die Zulassung erfolgt zusammen mit dem Fluggerät und ist auf das spezifische Fluggerät beschränkt. Gerade eVTOL-Anwendungen stellen einen Sonderfall dar, weil dort das Antriebssystem nicht nur für Vortrieb sorgt, sondern auch für Auftrieb und für die Steuerung. Hierbei ist nicht nur die CS-E relevant, sondern auch die Zertifizierungsvorschriften des Fluggeräts (CS-23 für kleine Flugzeuge). Damit stellt sich auch die Frage, inwieweit in einem derartigen Fall eine eigene Zulassung des Antriebssystems unabhängig von der Zulassung des Fluggeräts möglich ist.

Ein weiterer Aspekt sind Antriebssysteme, die Wasserstoff als Energieträger nutzen. Diese sind explizit von der Special Condition SC E-19 ausgenommen, weil hier noch zusätzliche Forschung erforderlich ist. Dieser Aspekt sei nur der Vollständigkeit halber erwähnt, denn er geht über den Umfang der vorliegenden Darstellung hinaus.

Eine wichtige Vorschrift ist die RTCA-DO160 (aktuelle Version G) [3]. Die europäische Norm EUROCAE ED-14G hat den gleichen Wortlaut. In diesen Dokumenten finden sich umfangreiche Informationen zur Durchführung von Umweltversuchen. Allerdings gelten diese im engeren Sinne nur für Ausrüstung und nicht für ein komplettes Flugzeug oder einen kompletten Flugmotor. Wenn die RTCA-DO160G gegenwärtig viel Beachtung findet, dann auch deshalb, weil es, wie oben ausgeführt, noch keine anderen konkreten Zulassungsvorschriften gibt. Allerdings muss klar sein, dass die RTCA-DO160G für komplette Antriebe nicht ausreichen wird und dass hierfür mitunter strenge Anforderungen gestellt werden müssen.

Weitere Normen gibt es von der SAE (Society of Automotive Engineers) mit ARP4754A und ARP4761 bzw. von der ASTM (American Society for Testing and Materials) mit F3338-20. Eine Zusammenfassung der genannten Regelwerke zeigt BILD 2.

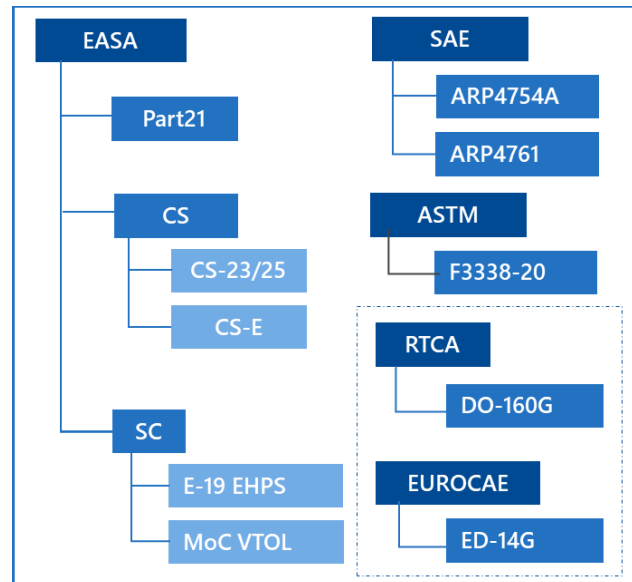


BILD 2. Zusammenfassung von Regelwerken [2]

3. ZULASSUNGSPROZESS

Generell unterscheidet sich der Zulassungsprozess für elektrische/hybride bzw. konventionelle Flugantriebe nicht. Der Verifikations- und Validierungsprozess (V & V) muss nach den geltenden Richtlinien durchgeführt werden und es müssen die gleichen Sicherheitsstandards eingehalten werden.

Unterscheiden können sich wie oben ausgeführt allerdings die Richtlinien bzw. Zulassungsvorschriften sowie die MOCs (Means of Compliance), mit denen die jeweiligen Nachweise zu führen sind.

Der Antrag auf Zulassung und der Kontakt zur Zulassungsbehörde erfolgt über die Musterprüfleitstelle (Airworthiness Office). Voraussetzung für die Beantragung einer Musterzulassung für einen Flugantrieb oder ein Fluggerät ist die Zulassung als Entwicklungsbetrieb (Design Organisation Approval DOA) bzw. Herstellerbetrieb (Production Organisation Approval POA). Zunächst muss die Zulassungsgrundlage (Certification Basis) geklärt werden. Dann ist es Aufgabe der Musterprüfleitstelle die Prüfpläne zu erstellen und die MOCs zu definieren, welche von der Behörde ebenfalls geprüft und genehmigt werden. Nach Erbringung aller Nachweise ist das Ziel die Musterzulassung (Type Certificate).

4. TESTSTRATEGIEN UND HERAUSFORDERUNGEN

Eine große Rolle bei der Qualifikation und Zulassung von Luftfahrtkomponenten spielt die Zuverlässigkeit der jeweiligen Komponente gegenüber Umweltbedingungen. Folgenden Umweltbedingungen finden sich unter anderem in der CS-E [3] und der RTCA-DO160G [4]:

- Mechanische Belastungen
- Vibration und Schockbelastung

- Temperatur und Klima
- Luftdruck und Flughöhe
- Sprühnebel und Feuchtigkeit
- Staub und Sand
- Salznebel
- Vereisung
- EMV (Elektro-magnetische Verträglichkeit)
- Entflammbarkeit
- Blitzschlag

Neben den genannten einzelnen Umwelt-Tests muss auch die Überlagerung von Umwelt-Einflüssen betrachtet werden. So kann es notwendig werden bei Temperaturversuchen auch die Änderung des Luftdrucks durch die Flughöhe zu berücksichtigen, oder mechanische Belastungen und Vibrationsversuche mit Überlagerung einer Temperatur durchzuführen.

Ferner stellt sich die Frage, inwieweit elektrische Flugantriebe im Stillstand oder im Betrieb getestet werden sollen. Bei Versuchen unter Betriebsbedingungen ist sowohl Volllast als auch Teillast möglich bzw. es können Lastzyklen abgebildet werden. Ein Test im Betrieb erfolgt mittels Lastmaschine oder einer anderen Vorrichtung (z. B. Bremse), die das Gegenmoment aufbringt.

Eine weitere Herausforderung ist die Fragestellung, wie eine geeignete Anströmung hergestellt werden kann. Das Thema ist relevant bei Fragestellungen der Kühlung des Motors, aber auch bei Sprühnebel, Salznebel, Staub und Sand. Aus Kostengründen und Gründen der Komplexität bietet sich hier ein Windkanal nicht notwendigerweise an.

Einen deutlich größeren Stellenwert als bei bisherigen Flugantrieben bekommt das Thema EMV (elektromagnetische Verträglichkeit). Hierbei geht es nicht nur um Einflüsse von externen Quellen, sondern auch um die Vermeidung einer wechselseitigen Beeinflussung der Motorkomponenten (z. B. Beeinflussung der Steuergeräte durch die Inverter). Insbesondere der Inverter als Verursacher von Störungen ist problematisch und muss hier im Detail betrachtet werden.

5. KONZEPTSTUDIE UMWELTEINFLÜSSE

Die Umwelteinflüsse beinhalten Themen wie Temperatur, Luftdruck und Flughöhe, Feuchtigkeit und Sprühnebel, Staub und Sand. Es werden Versuche durchgeführt, die sich mit unterschiedlichen Fragestellungen beschäftigen. So muss aufgezeigt werden, wie sich der Flugantrieb bei den maximalen und minimalen auftretenden Temperaturen verhält und wie sich Temperaturwechsel, insbesondere schnelle Temperaturwechsel bei Steig- und Sinkflug auswirken. Neben den Temperaturen ändert sich dabei

die Flughöhe und damit der Luftdruck. Dies ist ein weiterer Einflussfaktor, der bewertet werden muss. Analoges gilt für Sprühnebel (Auswirkung von Feuchtigkeit) und Staub und Sand.

Temperaturversuche werden in Klimakammern durchgeführt. Ein Beispiel zeigt BILD 3. Klimakammern gibt es in verschiedenen Größen und Ausführungen. Auch bei den Kühlaggregaten gibt es Unterschiede, so dass je nach Klimakammer verschiedene Temperaturen und Temperaturgradienten darstellbar sind.



BILD 3. Beispiel für eine Klimakammer mit Simulation Luftfeuchtigkeit [5]

Hinsichtlich der Temperaturuntersuchung spielt auch das Wärmemanagement des Flugmotors eine Rolle. Daher ist eine Untersuchung des Motors im Betrieb sinnvoll. Es stellt sich die Frage, ob die hierzu benötigte Lastmaschine innerhalb oder außerhalb der Klimakammer untergebracht wird. Hierbei ist zu berücksichtigen, dass die verwendete Klimakammer eine ausreichende Kühlleistung aufweisen muss, um die Abwärme des Motors und ggf. der Lastmaschine abzuführen. Durch Platzierung der Lastmaschine außerhalb der Klimakammer reduziert sich die benötigte Kühlleistung.

Auch die Darstellung einer Luftzirkulation kann von Bedeutung sein, wenn z. B. die Kühlung des Flugmotors untersucht wird. Hierbei kann sich allerdings eine Lastmaschine als hinderlich erweisen, die die freie Anströmung des Prüfobjekts blockiert. Für die Luftzirkulation werden Gebläse verwendet, die an die Fluggeschwindigkeiten angepasst werden müssen.

Untersuchungen zur Luftfeuchtigkeit und zur Flughöhe können zusammen mit den Temperaturuntersuchungen in speziell ausgestatteten Temperaturkammern (Kombikammern) durchgeführt werden.

Für Sprühnebelversuche können Sprühgitter mit Düsen verwendet werden. Durch den modularen Aufbau ist eine Anpassung an jegliche Geometrie einfach möglich. Die Wassermenge wird durch die Auswahl von geeigneten Düsen reguliert. Durch ein Gebläse wird die Anströmgeschwindigkeit wie im Flugbetrieb eingestellt. Wenn der

Betrieb mit Lastmaschine erfolgt, sollte das Gitter zwischen Motor und Lastmaschine aufgestellt werden, um die Anströmung nicht negativ zu beeinflussen. Ein Beispiel für einen Aufbau mit Sprühgitter und Gebläse ist in BILD 24 dargestellt.



BILD 4. Beispiel für einen Sprühnebelversuchsaufbau [5]

Im Bereich der Sand- und Staubuntersuchungen kommen Staubkammern zum Einsatz. Es werden generell zwei Typen unterschieden.

Beim ersten Typen rieselt der Staub oder Sand von oben herab und setzt sich unten wieder ab. Diese Vorgehensweise kann für Komponentenversuche verwendet werden. Für einen Flugantrieb, der eine Anströmung benötigt ist, eignet sich der zweite Typ mit Gebläse zur Durchströmung jedoch besser. Im BILD 5 wird eine Staubkammer vom ersten Typen ohne Durchströmung gezeigt.



BILD 5. Beispiel für eine Staubkammer ohne Durchströmung [5]

6. KONZEPTSTUDIE VIBRATION

Für Vibrationsversuche gibt es zwei unterschiedliche Prüfstände. Bei hydraulischen Prüfständen wird der Prüftisch mittels hydraulischen Zylindern bewegt. Dadurch sind große Wegamplituden möglich, allerdings ist die Frequenz durch die maximale Verfahrgeschwindigkeit der Zylinder begrenzt. Es sind typischerweise Frequenzen bis 200 Hz möglich. Damit lässt sich nur ein Teil der Anforderungen aus der Norm RTCA-DO160G abdecken.

Höhere Frequenzen bis zu 2000 Hz lassen sich mit elektrodynamischen Schwingungserregern darstellen. Allerdings sind hierbei die Amplituden geringer.

Ein weiterer Vorteil der hydraulischen Prüfstände ist die verhältnismäßig große Nutzlast, die auch den Testbetrieb mit kompletten Motoren erlaubt. Ferner handelt es sich in der Regel um 6-Achs-Prüfstände, die Schwingungen in drei translatorische und in drei rotatorische Raumrichtungen ausführen können.

Im Bereich der elektrodynamischen Prüfstände ist die Nutzlast stärker eingeschränkt. Es kommen vorwiegend 1-Achs-Systeme zum Einsatz. Damit lassen sich die drei translatorischen Raumrichtungen nur sequenziell und damit mit höherem Zeitaufwand testen. Es gibt zwar auch 3-Achs-Systeme, jedoch ist die Nutzlast so gering, dass nur Komponententests, aber keine Versuche mit größeren Systemen möglich sind.

Tests mit Temperaturüberlagerung sind teils notwendig. Hierfür kann eine Klimakammer um den Prüftisch installiert werden. BILD 6 zeigt einen hydraulischen Vibrationsprüfstand mit festinstallierter Klimakammer und BILD 7 zeigt einen elektrodynamischen Prüfstand, der für einen Versuch in horizontale Raumrichtung konfiguriert ist. Durch Schwenken des Schwingungserregers um 90° ist eine vertikale Prüfrichtung möglich.



BILD 6. Beispiel für einen hydraulischen Vibrationsprüfstand mit Klimakammer [5]

Auch hier stellt sich die Frage, wie eine Lastmaschine eingebunden werden kann. Beim hydraulischen Prüfstand ist das einfacher möglich als im elektrodynamischen Fall. Der hydraulische Prüfstand hat eine höhere Nutzlast, somit ist es einfacher möglich die Lastmaschine auf dem Prüftisch unterzubringen. Ferner können alle Freiheitsgrade gleichzeitig getestet werden. Daher gibt es nur eine

Position für die Lastmaschine. Beim elektrodynamischen Prüfstand ist die Nutzlast hingegen geringer, daher muss die Lastmaschine in den meisten Fällen neben den Vibrationstisch gestellt werden. In dem Fall stellt eine Anbindung über eine kardanische Welle mit Längenausgleich sicher, dass bei Bewegung des Vibrationstisches keine Zwangskräfte auftreten.

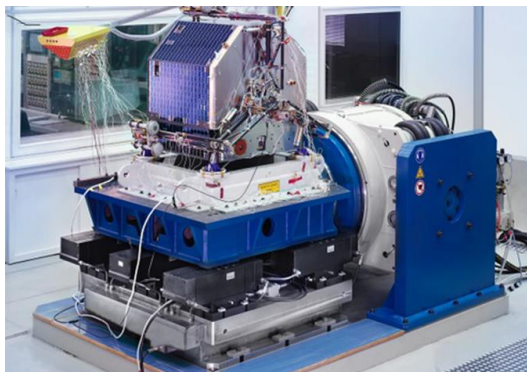


BILD 7. Beispiel für einen elektrodynamischen Vibrationsprüfstand [5]

Da es sich beim elektrodynamischen Vibrationsprüfstand, wie erläutert, um einen 1-Achsprüfstand handelt, sind für die drei Raumrichtungen drei Versuche nötig, wobei der Prüfstand jeweils umkonfiguriert werden muss. Dadurch ändert sich jeweils die Position der Lastmaschine. Es muss daher ein entsprechendes konfigurierbares Gerüst vorgesehen werden, an dem die Lastmaschine montiert wird, entweder neben dem Prüftisch oder auch über dem Prüftisch. Das Gerüst muss zudem möglichst steif ausgelegt sein.

Eine besondere Herausforderung stellt in diesem Zusammenhang das Zusammenspiel der Schwingungen dar. Der Vibrationstisch bringt Schwingungen auf den zu prüfenden Flugmotor auf, die sich über die Kardanwelle auf die Lastmaschine übertragen. Während die Lastmaschine ebenfalls Schwingungen verursachen kann.

Eine erste Untersuchung zu dem Thema mittels Finiten Elementen ist in BILD 9 dargestellt. Das oberste Bild zeigt die Vernetzung und die beiden unteren Bilder die Anregung in Längsrichtung bzw. in Querrichtung. An der Stelle sind noch weitere Untersuchungen notwendig.

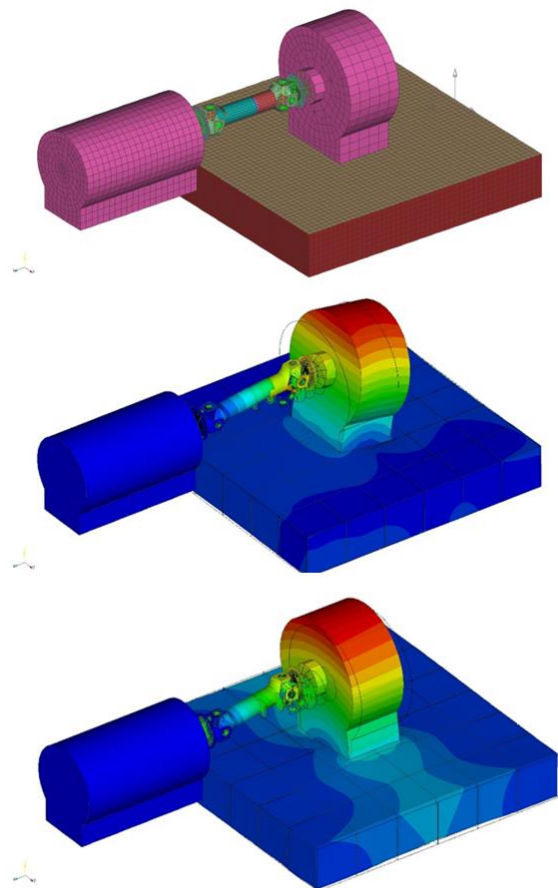


BILD 9. Beispiel für die Anordnung eines Prüflings samt Lastmaschine auf einem elektrodynamischen Vibrationsprüfstand [5]

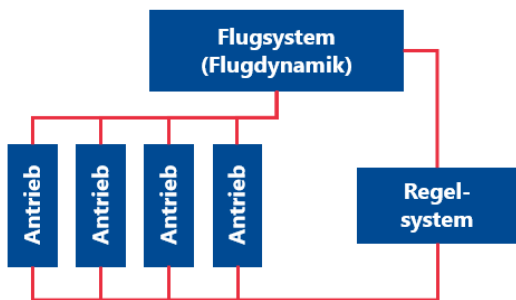


BILD 8. Vereinfachte Systemarchitektur eines eVTOLs

7. KONZEPTSTUDIE HIL (HARDWARE IN THE LOOP)

Neue Antriebskonzepte bringen mit ihren angepassten Antriebsarchitekturen neue Anforderungen im Hinblick auf Verlässlichkeit, Robustheit und Redundanz des Gesamtsystems mit sich. Ein eVTOL (Electric Vertical Take-Off and Landing) weist beispielsweise mehrere Antriebseinheiten zur Realisierung der Senkrechtstartfähigkeit auf (z.B. Multikopter). Im Betrieb muss jederzeit sichergestellt sein, dass das Gesamtsystem bei Ausfall einer oder mehrerer Antriebseinheiten im stationären Flugzustand stabil bleibt. Zudem muss das Gesamtsystem im transienten Zeitabschnitt (beim Eintritt des Fehlers) ausreichend schnell und innerhalb zulässiger Grenzen auf den Fehler reagiert. Da Ausfälle oftmals in sehr kurzer Zeit geschehen, muss ein geeignetes „Gegensteuern“ automatisiert sein. Das betroffene Regelsystem muss dafür ausreichend dimensioniert und abgetestet sein. Ein Test zur Validierung der Robustheit kann – vor allem auch während der Entwicklung – aus Kosten- und Effizienzgründen nicht in der Realität durchgeführt werden. Ein teil-simulatorischer Ansatz wird daher vorgeschlagen.

Die Architektur des Gesamtsystems (vgl. BILD 8) besteht stark vereinfachend aus den Antrieben, dem Flugsystem selbst samt seiner Dynamik sowie dem Regelsystem, das

beispielsweise Lage und Position des Gesamtsystems im Flug regelt. Eine geeignete Architektur in einem Prüfstand ist in BILD 10 abgebildet.

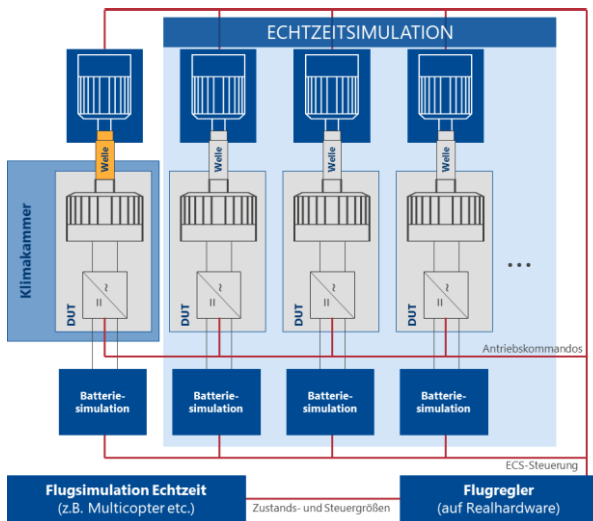


BILD 10. Architektur eines Prüfstands

Die Architektur beinhaltet neben dem physikalisch auf der Zielhardware vorhandenen Flugregler auch einen kompletten Antriebsstrang des Fluggerätes. Der Rest der Realarchitektur wird simulativ in den Prüfstand eingebunden. Darunter zählt in erster Linie die Simulation der Flugdynamik. Die Integration eines Antriebsstranges ist für die Nachbildung realistischer Vorgänge (v.a. die transienten Vorgänge) von großer Bedeutung, da die vertikalen Antriebe bei eVTOLs zur Lage-Steuerung und -Regelung benutzt werden und entsprechend schnell reaktiv ausgelegt sind. Es müssen aber nicht zwangsläufig alle Antriebsstränge in real vorhanden sein, solange die Simulationsmodelle das Verhalten ausreichend genau und gut wiedergeben können. Entsprechende Daten helfen bei der Modellverifikation durch einen (evtl. sogar online zu gestaltenden) automatisierten Modellparametrierungsvorgang. Die Flugdynamik ist im Vergleich zur Antriebsdynamik träge, kann also simulativ abgebildet werden. Außer dem Flugreglersystem, das in real in den Prüfstand integriert ist, und (mindestens) einem Antriebsstrang werden alle sonstigen Systeme simulativ abgebildet.

Gerade in der Entwicklung neuer Flugsysteme sind die Verfügbarkeiten von Antrieben zum Testen oft begrenzt. Der vorgeschlagene Ansatz der teil-simulativen Integration der Teilsysteme in den Prüfstand kommt dieser Tatsache zugute. Die eingesetzten Modelle sind bei Ansätzen der modellbasierten Entwicklung typischerweise schon vorhanden und müssen nur noch für die Simulation auf den Echtzeitsystemen angepasst und implementiert werden.

Dank modularer Konzeption des Prüfstands ist es möglich, auch nur einzelne Komponenten des Antriebs (z.B. nur den Controller des Inverters) als Realkomponenten in den Test miteinzubeziehen. So kann beispielsweise nur der Inverter oder nur dessen Controller getestet werden. Durch Überlagerung mit Umwelttests (in BILD 10 als Klimakammer angedeutet) ist es möglich, das Verhalten der Komponenten unter Umweltbedingungen (nach DO 160 [4] zu untersuchen).

Die eingesetzten Simulationsmodelle der Subsysteme müssen die Realität ausreichend genau und in Echtzeit wiedergeben können. Zudem müssen die Simulationsmodelle vor allem das Verhalten auf kurzfristige Änderungen der Eingangsgrößen widerspiegeln, um reales Gesamtsystemverhalten simulieren zu können. Wie oben beschrieben ist es aber möglich, Daten zur Verifikation der Modelle im Prüfstand zu generieren. Dies gilt nicht für die Verifikation des Flugmechanik-Modells (samt Aerodynamik). Dieses muss schon vorab ausreichend verifiziert worden sein. Beispielhaft wird hier das Propellermodell genannt. Hier müssen Daten für die Propellerkräfte für unterschiedliche Anströmungen vorhanden sein. Das Modell muss die entsprechenden Kräfte in der Simulation wiedergeben können. Für eVTOLs spielt dieses Modell eine große Rolle, da durch den speziellen Flugzustand der Transition (Übergang vom Schwebeflug zum Horizontalflug) je nach Detailgrad der Simulationsaufwand groß sein kann.

Um Zeit und Aufwand zu sparen, wird ein ML-basierter Modellbildungsansatz vorgeschlagen, bei dem die physikalischen Effekte nicht mehr mathematisch erfasst werden müssen, sondern über Regression abgebildet werden können. Die Gültigkeit trainierter neuronaler Netze muss für den Einsatzbereich in der Simulation validiert sein.

8. ZUSAMMENFASSUNG

In einem Umfeld, das von technischen Innovationen geprägt ist, müssen die Vorschriften für Qualifikation und Zulassung von (hybrid-)elektrischen Flugantrieben von den Musterprüfleitstellen der Entwicklungsbetriebe in Zusammenarbeit mit den Zulassungsbehörden teilweise neu entwickelt werden und auf die „neuen“ Eigenschaften der zuzulassenden Komponenten erweitert und angepasst werden.

Aus den Vorschriften CS-E nebst Special Condition SC E-19 und der RTCA-DO160G lassen sich Anhaltspunkte für die Testerfordernisse ableiten, die auf die spezifischen Erfordernisse des elektrischen Fliegens angepasst werden müssen.

Nachweise für Komponenten und komplette Systeme zu Themen wie Umwelteinflüsse, Vibration, Hardware in the Loop (HIL) und EMV müssen einer neuen Bewertung unterzogen werden. In die bisherigen Prüfanlagen müssen neue Anforderungen implementiert werden bzw. neue Testanlagen aufgebaut werden. Die Herausforderungen, die sich ergeben, die notwendigen Vorüberlegungen und die zu betrachtenden Gesichtspunkte wurden in den obigen Abschnitten erläutert.

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Literaturverzeichnis

[1] Rolls-Royce Electrical:
<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/electrical.aspx>,
aufgerufen am 27.3.2024

[2] Helmert, D. (2022). Analyse aktueller Zulassungsanforderungen und Skizzierung der Nachweisführung für elektrische Luftfahrtantriebe. Dresden.

[3] European Union Aviation Safety Agency. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines (CS-E). 24.06.2020. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/116287/en> (besucht am 21.12.2022).

[4] RTCA Inc. Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment - DO-160G. 6. Auflage. Washington, DC: RTCA, Incorporated, 2010.

[5] Homepage der IABG mbH:
<https://www.iabg.de/geschaeftsfelder/luftfahrt>,
aufgerufen am 27.3.2024

Abkürzungsverzeichnis

CS	Certification Specification
DOA	Design Organization Approval
EASA	European Aviation Safety Agency
EMV	Elektromagnetische Verträglichkeit
EUROCAE	European Organisation for Civil Aviation Equipment
eVTOL	Electrical Vertical Takeoff and Landing Capabilities
HIL	Hardware In the Loop
MoC	Means of Compliance
POA	Production Organisation Approval
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
SC	Special Condition
V&V	Verification & Validation