

UNTERSUCHUNG EINER REGIONALFLUGZEUGKONFIGURATION MIT VERTEILTEN ANTRIEBEN UND FLÜGEL-INTEGRIERTEN BATTERIEN

T. Hecken, T. Klimmek und M. Schulze

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Aeroelastik (AE) – Göttingen, Germany

Zusammenfassung

Flugzeuge mit elektrischer Antriebsarchitektur werden als vielversprechende Kandidaten erachtet, um das Ziel eines emissionsfreien Flugzeugs voranzutreiben. Das Konzept der verteilten Antriebe erfährt dabei eine zunehmende Aufmerksamkeit. Das DLR hatte die Effekte von über der Spannweite verteilte elektrische Propellerantriebe auf die Disziplinen Aerodynamik, Strukturmechanik, Lasten und Flugmechanik im LuFo-Projekt SynergIE (Synergetic integration of distributed hybrid-electric propulsions) für ein Regionalflugzeug mit etwa 70 Passagiere untersucht. Das vorliegende Konzept basiert auf der Nutzung von Kerosin als Energieträger. Die Umwandlung der Energie in elektrische Energie für die verteilten elektrischen Antriebe erfolgt durch zwei auf dem Rumpf montierten Turbinen. Im Rahmen dieser Arbeit wird auf Basis der bestehenden Konfiguration eine fiktive vollelektrische SynergIE-Konfiguration erstellt. Die Realisierung der fiktiven vollelektrischen SynergIE-Konfiguration bedingt eine Neuverteilung der Massen. Dabei werden die Massen des Treibstoffs und der beiden am Rumpf montierten Triebwerke für die Integration der Batteriemasse freigegeben, während die Nutzlast zur Erreichung der notwendigen Batteriemasse reduziert wird. Im Rahmen dieser Arbeit erfolgt eine Analyse des Einflusses der in den Flügel integrierten Batterien auf die Lasten, die Dimensionierung des Flügels sowie das aeroelastische Verhalten. Letzteres ist insbesondere von Bedeutung, da die Kombination von verteilten Antriebseinheiten und Batterien neue strukturdynamische Eigenschaften im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen erwarten lässt. Unter aeroelastischen Eigenschaften werden die Belastungen der flexiblen Struktur, die Steuerflächeneffizienz und das Flatterverhalten verstanden. Es werden mehrere Integrationskonzepte der Batterien untersucht. Um die Abschätzung des Strukturgewichts zu verbessern, wird das physikalisch basierte aeroelastische Entwurfsverfahren cpacs-MONA angewendet. Die gleichmäßige Verteilung von Antrieben und Batterien entlang der Spannweite ermöglicht eine optimierte Ausnutzung der Trägheitsentlastung hinsichtlich der Lasten. Allerdings führt die Verteilung der Massen zu einer Verkomplizierung der strukturdynamischen Eigenschaften, was wiederum unkonventionelle Modenkopplungen für die Flatteranalyse zur Folge haben kann. Dies zu untersuchen ist Teil der Arbeit.

Schlagwörter

Aeroelastik, cpacs-MONA, elektrisches Fliegen, Lasten, parametrische Modellierung

1 EINLEITUNG

Mit dem European Green Deal stellte die Europäische Kommission eine Wachstumsstrategie vor mit dem übergeordneten Ziel der Klimaneutralität der Europäischen Union ab 2050 [1]. Für den Transportsektor bedeutet dies eine Reduktion der Emissionen bis 2050 um 90% im Vergleich zum Jahr 1990. Da die Luftfahrtbranche etwa alle 15 Jahre eine Verdoppelung des Luftverkehrsaufkommens verzeichnet [2], muss die Luftfahrt ihren Beitrag für dieses Ziel leisten. Hierbei gilt es sowohl die CO₂- als auch die Nicht-CO₂-Effekte auf das Klima zu reduzieren.

Flugzeuge mit elektrischer Antriebsarchitektur sind vielversprechende Kandidaten, um das Ziel eines emissionsfreien Flugzeugs deutlich voranzubringen. Hierbei gewinnt das Konzept der verteilten Antriebe zunehmend an Aufmerksamkeit. Die Bewertung und Dimensionierung verteilter Antriebe und gegebenenfalls weiterer zu verteilenden Massen von Batterien in rein elektrisch angetriebenen Flugzeugen stellt eine neue

Herausforderung dar. Daher ist eine Analyse des Einflusses der in den Flügeln oder Gondeln integrierten Batterien auf die Lasten und die Dimensionierung des Flügels sowie auf das aeroelastische Verhalten erforderlich. Als Ausgangspunkt kann die Konfiguration aus dem LuFo-Projekt SynergIE (Synergetic integration of distributed hybrid-electric propulsions) herangezogen werden, da bereits erste Untersuchungen hinsichtlich der Anzahl der verteilten Antriebe durchgeführt wurden und somit weitere Erkenntnisse durch die Batterieverteilung zu erwarten sind.

2 SYNERGIE KONFIGURATION

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) hatte in der Vergangenheit zusammen mit Airbus, Rolls-Royce und Bauhaus Luftfahrt e.V. gemeinsam im Projekt SynergIE aus dem Luftfahrtforschungsprogramm des damaligen Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi) das Gesamtsystem eines hybrid-elektrischen Kurzstreckenflugzeugs für bis zu 70 Passagiere untersucht.



Abbildung 1: Schematische Darstellung der SynergIE Konfiguration

Das DLR hat sich zum Ziel gesetzt, die Auswirkungen von Propellerantrieben, die sich über die Spannweite verteilen, auf die Bereiche Aerodynamik, Strukturmechanik, Lasten und Flugmechanik zu quantifizieren [3]. Der Kerngedanke des Konzepts besteht in der Erhöhung der Effizienz des Gesamtflugzeugs durch den Einsatz verteilter elektrischer Antriebe, wobei positive Einflüsse auf die aerodynamische Wechselwirkung erwartet werden. Dieses Konzept hat Turbogeneratoren, die mit Kerosin laufen, auf dem Rumpf angeordnet. Die Turbogeneratoren erzeugen den elektrischen Strom im optimalen Betriebsbereich.

Eine schematische Darstellung dieses Konzeptes ist in Abbildung 1 dargestellt. Im Rahmen des Projekts SynergIE wurden Studien durchgeführt, welche die Anzahl elektrischer Antriebe unter Berücksichtigung ihrer aerodynamischen und strukturmechanischen Wechselwirkungen untersuchten und eine Bewertung hinsichtlich ihrer Auswirkung auf die Flugzeuggesamtperformance vornahmen. Die vorliegende Konfiguration wurde unter Zuhilfenahme des am DLR-Institut für Aeroelastik entwickelten Prozesses cpacs-MONA für die Auslegung der Primärstruktur (insbesondere Flügel und Leitwerk) herangezogen. Im Rahmen dessen wurden Untersuchungen hinsichtlich der Lastanalyse sowie der dimensionierenden Lasten durchgeführt.[4][5].

Die aus dem Projekt resultierende finale Konfiguration hat zehn Elektromotoren entlang der Flügelvorderkante als beste Lösung gewählt und bewertet. Durch die Auslegung und Installation der Propeller ist eine Verringerung der Flügeltiefe und der Seitenleitwerksgröße und damit eine Senkung des Gesamtenergieverbrauchs um etwa zehn Prozent möglich. Die verteilten Antriebe bieten zudem den Vorteil, eine mögliche Giersteuerung zu gewährleisten, wodurch das Seitenleitwerk kleiner und damit leichter ausgelegt werden kann. Bei der Auslegung des Seitenleitwerks wurde dem potenziellen Ausfall von zwei Elektromotoren bereits Rechnung getragen. In Tabelle 1 sind die Top level aircraft requirements (TLARs) der SynergIE Konfiguration zu finden.

Tabelle 1: Top level aircraft requirements (TLARs) der SynergIE Konfiguration

Parameter	Wert
Maximales Abfluggewicht	22993 kg
Betriebsleermasse	13977 kg
Design Reichweite	1000 NM
Design Nutzlast	6650 kg
Maximale Nutzlast	7500 kg
Maximale Machzahl Ma_{MO}	0.59
Maximale Geschwindigkeit v_{MO}	130.0 m/s
Maximale Flughöhe	27000 ft
Flügelspanweite	27.0

Da die vorliegende Konfiguration mit verteilten elektrischen Antrieben ausgestattet ist und die Turbogeneratoren am Rumpf somit keinen direkten Einfluss auf den elektrischen Antriebsstrang am Flügel haben, erscheint eine Modifikation des Energieträgers dieser SynergIE-Konfiguration sinnvoll. Die vorliegende Konfiguration soll auf eine rein elektrische Konfiguration umgestellt werden, wobei die Geometrie und die Abflugmasse insgesamt unverändert bleiben sollen. Dadurch lassen sich mögliche Effekte aufgrund des Transfers auf die Flugzeugzelle bzw. die Struktureigenschaften bewerten. Es sei angemerkt, dass ein Redesign einer rein elektrischen Konfiguration mit einem Gesamtflugzeugentwurf dem Austausch einer bestehenden Konfiguration grundsätzlich vorzuziehen ist.

3 ENERGIETRÄGERWECHSEL

In diesem Kapitel werden zunächst die für ein Entry Into Service 2040 (EIS2040) angenommenen Batteriedaten vorgestellt. Darauf aufbauend wird der Wechsel des Energieträgers im Detail unter Berücksichtigung der Batterieannahmen durchgeführt und letztendlich die resultierenden Massenkongfigurationen präsentiert.

3.1 BATTERIETECHNOLOGIE

Tabelle 2: Gravimetrische und volumetrische Energiedichte der Tesla Model 3 CATL Batterie auf Zell-, Modul- und Packebene [6].

	Gravimetrische Energiedichte	Volumetrische Energiedichte
Zelle	176.0 Wh/kg	376.6 Wh/l
Modul (25-Zellen)	162.0 Wh/kg	355.0 Wh/l
Pack (4-Module)	126.0 Wh/kg	208.0 Wh/l

Gegenwärtig werden in elektrischen Automobilen Batterietechnologien mit einer Energiedichte im Bereich von 100 bis 150 Wh/kg auf Packebene eingesetzt. Die Lithium-Eisen-Phosphat-(LFP-) Batterie des Herstellers CATL für das Model 3 von Tesla ist eine prismatische Zelle und bietet eine valide Grundlage zur Bewertung der aktuellen Technologie, da diese Batterie in [6] auf Zell-, Modul- und Pack-Ebene analysiert wurde. In Tabelle 2 sind die gravimetrischen und volumetrischen Energiedichten der verschiedenen Ebenen aus [6] dargestellt. Bei der Betrachtung der Energiedichten fällt auf, dass von Zell- auf Packebene die Energiedichten eine deutliche Abnahme von 28.5% und von 44.7% zu verzeichnen ist. Die Automobilindustrie ist auf eine kosteneffiziente Produktion angewiesen, weshalb derartige Verluste als akzeptabel erachtet werden können. Im Kontext der Luftfahrt ist eine deutliche Senkung dieser Werte zur Einordnung für EIS2040 erforderlich. Dies ist auf die Notwendigkeit zurückzuführen, effizientere Komponenten zu verwenden, um maximale Wirkungsgrade zu erzielen.

Basierend auf einer Roadmap des Fraunhofer Instituts für Feststoffbatterien [8] sind gravimetrische Energiedichten von 400-500 Wh/kg und 900-1150 Wh/l sowie für Magnesium-Ion Batterien [7] 300-600 Wh/kg und 400-750 Wh/l auf Zellebene in EIS2040 möglich. Unter der Prämisse, dass die Verluste der Energiedichte von der Zellebene auf die Packebene geringer ausfallen, wird an dieser Stelle eine gravimetrische Energiedichte von 500 Wh/kg sowie eine volumetrische Energiedichte von 800–1000 Wh/l auf Packebene angenommen.

3.2 ENERGIEBEDARF

Die finale SynergIE Konfiguration weist einen Kerosinbedarf für die gesamte Designmission von 1000 NM, aufgeteilt in Block- und Reservemission, von 1800 kg und 566 kg auf. Die Energiedichte von Kerosin kann mit einem Wert von etwa $4.31 \cdot 10^7 J/kg$ angenommen werden. Unter der Voraussetzung eines Antriebswirkungsgrades der Turbogeneratoren inklusive mechanischer Verluste von 35% sowie eines Vortriebswirkungsgrades von 90% werden für die Block- und Reservemission Energien von $2.44 \cdot 10^{10} J$ und $0.77 \cdot 10^{10} J$ benötigt. In Bezug auf den Missionsenergiebedarf stellt die Reservemission folglich einen Anteil von etwa 24 % dar.

Im Folgenden werden Annahmen für den Antriebswirkungsgrad von 90% sowie den Vortriebswirkungsgrad von 90% getroffen, um die benötigte Batteriemasse umzurechnen. Des Weiteren wird der Betriebsbereich der Batterie auf einen Bereich zwischen 5 und 95 % des Ladezustandes festgelegt. In der Konsequenz ergibt sich ein Gesamtenergiebedarf von $4.4 \cdot 10^{10} J$ wobei $1.06 \cdot 10^{10} J$ auf die Reservemission entfallen. Unter Berücksichtigung der Batterietechnologie mit einer Energiedichte von 500 Wh/kg auf Packebene lässt sich eine Gesamtbatteriemasse von 24484 kg ableiten.

Dies entspricht in etwa dem maximalen Abfluggewicht der SynergIE-Konfiguration. Um den

Gesamtenergiebedarf für die Batterien zu reduzieren, wird eine rein elektrische Blockmission sowie eine mit Kerosin geflogene Reservemission angenommen. Infolgedessen ist es erforderlich, erneut Kerosin sowie einen sogenannten Range-Extender mitzuführen. Gemäß [9] beträgt die Masse für einen solchen Range-Extender $0,02 \cdot MTOM$, was in etwa 460 kg entspricht. Die Batteriemasse reduziert sich folglich auf 18625 kg.

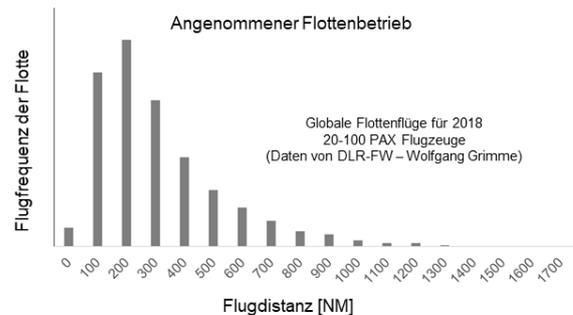


Abbildung 2: Flugfrequenz der Flotte über der Flugdistanz der globalen Flotte für 2018 20-100 PAX Flugzeuge [9]

In Abbildung 2 ist die Flugfrequenz der Flotte von Flugzeugen mit 20-100 PAX über die Flugdistanz dargestellt [9]. Insofern erscheint eine Reduzierung der rein elektrischen Reichweite auf 300 NM für ein Flugzeug der Regionalklasse plausibel. Der Energiebedarf für die Off-Design-Punkte Abflug, Steigflug, Sinkflug und Anflug bleibt für eine kürzere Mission angenommen identisch, sodass lediglich der Reisefluganteil bzw. die Reiseflugreichweite von 803 NM auf 103 NM reduziert wird. Infolgedessen reduziert sich der Gesamtenergiebedarf um weitere 63 % auf $1.24 \cdot 10^{10} J$, was einer erforderlichen Batteriemasse von 6913 kg entspricht.

3.3 MASSENKONFIGURATION

Tabelle 3: Bilanzierung der Massen zur Erreichung der Batteriemassenanforderungen

Komponente	[kg]
Turbogeneratoren	1290
Blocktreibstoff	1800
PAX 34 á 95 kg	3230
Ausstattung	612
Betriebsgegenstände	510
Range-Extender	-460
Tank	-69
Verfügbare Masse	6913

Die für die Transformation freiverfügbaren Massen der SynergIE Konfiguration setzen sich aus den Turbogeneratoren mit einem Gewicht von 1290 kg und dem Blocktreibstoff mit 1800 kg zusammen, was einer Gesamtmasse von 3090 kg entspricht. Unter Berücksichtigung der Anforderungen an die

Batteriemasse von 6913 kg sowie der zusätzlichen Masse von 460 kg für den Range-Extender und von 69 kg für einen zusätzlichen Tank ergibt sich eine weitere notwendige, verfügbare Masse von 4352 kg. Um die gesamte für die Batterien notwendige Masse gewährleisten zu können, werden 34 PAX á 95 kg sowie entsprechend reduzierte Massen für die Ausstattung und die Betriebsgegenstände von 2800 kg auf 1678 kg für weniger Passagiere herausgenommen und für die Transformation zur Verfügung gestellt. Auf diese Weise kann die notwendige Masse bereitgestellt werden. In Tabelle 3 sind die Massen einmal dargestellt.

Infolge einer der Integration der Batterien erhöht sich das Betriebsleergewicht der SynergIE Konfiguration von 13977 kg auf 19573 kg.

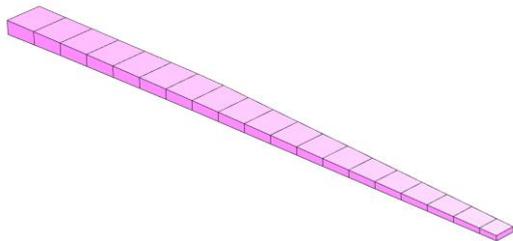


Abbildung 3: Geometrische Volumenelemente im Flügelkasten des Finite Element Modells

In Bezug auf die Integration lassen sich mehrere Integrationskonzepte unterscheiden. Dabei ist zunächst der verfügbare Bauraum im Rumpf, im Flügelkasten sowie in den Gondeln zu berücksichtigen. Das Volumen des Flügelkastens ist in Segmenten gemäß der Strukturdefinition von Spanten, Haut und Rippen in Abbildung 3 dargestellt und beträgt 2.53 m³. Hierbei handelt es sich um das verfügbare geometrische Gesamtvolumen. Unter Berücksichtigung der notwendigen Abstände der Batterien zu den jeweiligen Strukturkomponenten, siehe Tabelle 4 ergeben sich geringere verfügbare Volumina von insgesamt 1.42 m³.

Tabelle 4: Mindestabstände der Batterien zu den jeweiligen Strukturkomponenten

Komponente	Abstand
Rippe	1 cm
Spant	1 cm
Haut	5 cm

Unter der Voraussetzung, dass ein Mindestvolumen von 30 Liter für ein Batteriepack erforderlich ist, reduziert sich das Volumen weiter, da die vier äußersten Volumina im Flügelkasten nicht berücksichtigt werden können. Somit steht ein verfügbares Volumen von 1,35 m³ je Flügelkasten bereit, was einem Gesamtvolumen von 2,70 m³ entspricht.

Das Volumen der Gondeln ist in Abbildung 4 dargestellt und beträgt insgesamt 1,93 m³ beziehungsweise, unter Berücksichtigung von Mindestabständen der Batterien von 1 cm zur Struktur, 1,78 m³. Dies ergibt ein Gesamtvolumen von 3,56 m³ für alle zehn Gondeln.

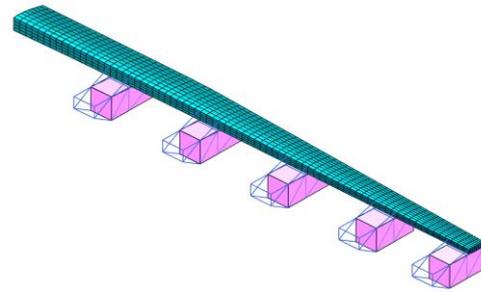


Abbildung 4: Geometrische Volumenelemente in den Gondeln des Finite Element Modells

Tabelle 5: Anforderungen an die volumetrischen Energiedichten für die Komponenten

Kombination	Volumetrische Energiedichte [Wh/l]
Rumpf	800
Rumpf und Flügelkasten	800
Rumpf und Gondeln	800
Flügelkasten	1285
Gondeln	814
Gondeln ohne äußerste	971
Flügelkasten und Gondeln	773

Unter Berücksichtigung der Volumina lassen sich die notwendigen volumetrischen Energiedichten ableiten. Mit den Batterieannahmen aus 3.1 von 800-1000 Wh/l für EIS2040 ergeben sich ein Mindestvolumen von 4.32 m³ und 3.46 m³. In Tabelle 5 sind die Anforderungen an die volumetrische Energiedichte an die jeweiligen Komponenten und auch Kombinationen aufgelistet. Unter Einbezug der vorliegenden Ergebnisse lässt sich feststellen, dass mit Ausnahme der Variante mit dem Flügelkasten alle anderen Szenarien hinsichtlich der angenommenen Batteriedaten konsistent sind. In Bezug auf eine umfassende Betrachtung wird die Integration in den Flügelkasten jedoch dennoch evaluiert.

Tabelle 6: Resultierende zu verteilende Massen der jeweiligen Kombination – R: Rumpf, FK: Flügelkasten, G: Gondeln, G-: Gondeln ohne äußere

	Rumpf	Flügelkasten	Gondel
R	6913		
R+FK	2607	4306	
R+G	1219	5694	
FK		6913	
G			6913
G-			6913
FK + G		4306	2607

Die resultierenden zu verteilenden Massen für die jeweiligen Komponenten der Kombinationen sind in der Matrix in dargestellt. Die Massen werden gemäß den

Volumina verteilt, wobei eine Abnahme von innen nach außen beim Flügelkasten zu verzeichnen ist. Dieses Prinzip findet ebenfalls Anwendung bei der Verteilung der Massen bei den Gondeln, da die Gondeln lediglich bis zum hinteren Spant des Flügelkastens reichen. Der hintere Spant verschiebt sich mit zunehmender Spannweite leicht nach vorne.

In der vorliegenden Untersuchung werden keine weiteren Annahmen hinsichtlich einer Rumpfanpassung durch Reduzierung der Passagierzahl oder einer aerodynamischen Performanceänderung durch größere Gondeln betrachtet. Das Ziel besteht in der Untersuchung der Verteilung von Batterien im Flügelkasten und in den Gondeln auf die Strukturauslegung. Zu diesem Zweck ist es erforderlich, die maximale Abflugmasse und die Geometrie der Konfiguration unverändert zu lassen. Um derartige Effekte adäquat zu berücksichtigen, ist der Einsatz eines Gesamtflugzeugentwurfs bzw. eine Neukonzeptionierung der betreffenden Konfiguration erforderlich.

4 CPACS-MONA

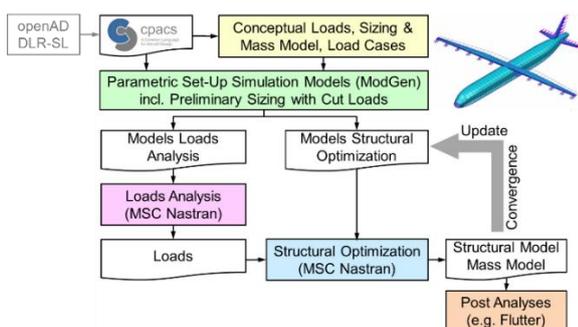


Abbildung 5: Schematische Darstellung des cpacs-MONA Prozesses

cpacs-MONA ist ein automatisiertes aeroelastisches Struktorentwurfswerkzeug, das am DLR Institut für Aeroelastik (DLR-AE) entwickelt wurde. Der Prozess kann als eigenständiges Werkzeug [4] für die erste Bewertung einer Flugzeugkonfiguration oder als Komponente diverser Flugzeugentwurfprozesse, wie beispielsweise High-Fidelity-MDO-Ketten [10][11], eingesetzt werden. Im Rahmen dieses Prozesses werden drei Hauptschritte durchgeführt. Der parametrische Modelaufbau mit dem DLR-AE eigenen Modellgenerator ModGen [12], gefolgt von einer umfangreichen Lastanalysekampagne der flexiblen Flugzeugstruktur und einer Strukturoptimierung der flügelartigen Struktur unter Berücksichtigung aeroelastischer Anforderungen wie zum Beispiel einer ausreichenden Steuerflächeneffektivität.

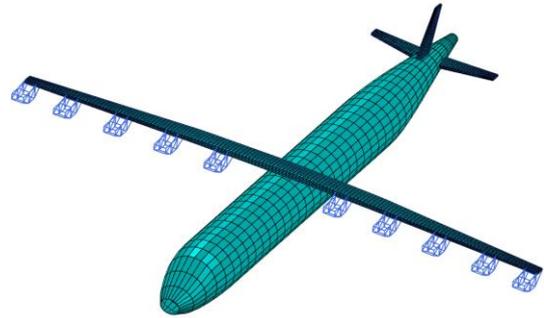


Abbildung 6: Finite Element Model der Synergie Konfiguration

Die Erstellung aller Finite-Elemente-Modelle sowohl für die Lastanalyse als auch für die komponentenweise Strukturoptimierung erfolgt durch ModGen. Die Durchführung aller Simulationen erfolgt in der Finite-Elemente-Analysesoftware MSC Nastran [13]. In Abbildung 5 ist der Prozessablauf von cpacs-MONA schematisch dargestellt.

In Abbildung 6 ist die Geometrie sowie das Finite Element Model der Synergie Konfiguration dargestellt. Der Rumpf wird nur als Balkenmodell berücksichtigt. Die Struktur der Flügel und der Leitwerke setzt sich aus Schalenelementen und Versteifungselementen in den Spanten und Rippen sowie den Stringern an den Hautfeldern zusammen. Die Dimensionierung der Strukturelemente erfolgt auf Basis von Manöverlasten gemäß der Zertifizierung Spezifikationen (CS25) [14] und quasistatische Böenlasten nach Pratt [15]. Für recheneffiziente Simulationen erfolgt die Lastanalyse unter ausschließlicher Berücksichtigung globaler Steifigkeits- und Masseneigenschaften. Hierbei werden die Steifigkeiten und die Massen auf Knoten der sogenannten Lastreferenzachse (LRA) kondensiert.

Das Aerodynamikmodell ist das Panelmodell für die DLM, das in MSC.NASTRAN für die Trimm- und Pratt-Analyse verwendet wird. Es werden Flügel und Leitwerk modelliert, wie in Abbildung 7 dargestellt. Die DLM ist ein subsonisches Verfahren zur Ermittlung bewegungsinduzierter Luftkräfte und berücksichtigt keine transsonischen Effekte.

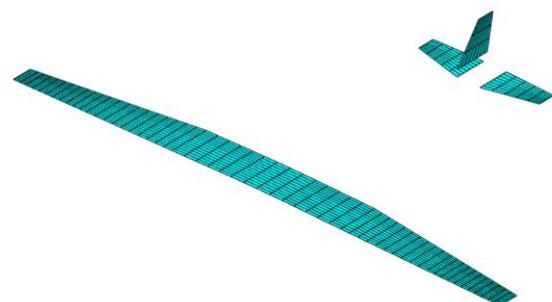


Abbildung 7: Doublet-Lattice-Methode Model der Synergie Konfiguration

5 AUSWERTUNG

Die Ergebnisse dieser Untersuchung werden auf dem DLRK in Hamburg präsentiert. Im Rahmen dessen

erfolgt eine Diskussion der Lastverteilungen und dimensionierenden Lastfälle sowie der daraus resultierenden Strukturoptimierung respektive Flügelgewichte. Zudem wird das dynamische Verhalten in Bezug auf die strukturellen Eigenformen und aeroelastischen Eigenschaften weiter erörtert.

6 AUSBLICK

Ein Vergleich einer hybrid-elektrischen Konfiguration mit einer Referenzkonfiguration, welche die entsprechenden TLARs auch beide erfüllen, wird unter Berücksichtigung unterschiedlicher Integrationskonzepte in Erwägung gezogen. Darüber hinaus ist eine Übertragung der Erkenntnisse auf größere Flugzeuge der Kurz- und Mittelstrecke sowie eine entsprechende Untersuchung vorgesehen. Diesbezüglich sind weitere Analysen im Rahmen des DLR-internen Projekts EXACT (Exploration of Electric Aircraft Concepts and Technologies) vorgesehen.

7 REFERENZEN

- [1] Europäische Kommission: Pressemitteilung 11.12.2019 - Der europäische Grüne Deal, URL: https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/de/ip_19_6691 (Stand: 27.03.2024)
- [2] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.: Auf dem Weg zu einer emissionsfreien Luftfahrt, URL: <https://www.dlr.de/de/medien/publikationen/broschuren/2021/luftfahrtstrategie-des-dlr-zum-european-green-deal-zusammenfassung> (Stand: 27.03.2024)
- [3] Klimmek, Thomas und Schulze, Matthias und Atanasov, Georgi (2021) Investigation on Regional Aircraft Configuration Variants with Distributed Propulsion using DLR's Parametric Aeroelastic Design Process cpacs-MONA. DLRK 2021, 31. Aug. - 02. Sep. 2021, Bremen, Deutschland.
- [4] Klimmek, Thomas und Schulze, Matthias und Abu-Zurayk, Mohammad und Ilic, Caslav und Merle, Andrei (2019) cpacs-MONA – An independent and in high fidelity based MDO tasks integrated process for the structural and aeroelastic design for aircraft configurations. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2019, IFASD 2019. IFASD 2019 - International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 10.-13. Juni 2019, Savannah, GA (USA).
- [5] Klimmek, Thomas (2009), "Parametrization of Topology and Geometry for the Multidisciplinary Optimization of Wing Structures" in European Air and Space Conference.
- [6] Rosenberger, Nico et al. (2024), "Quantifying the State of the Art of Electric Powertrains in Battery Electric Vehicles: Comprehensive Analysis of the Tesla Model 3 on the Vehicle Level" in World Electric Vehicle Journal 15, no.6: 268. <https://doi.org/10.3390/wevj15060268>
- [7] Fraunhofer Institute for Systems and Innovation Research ISI (2023) "Alternative Battery Technologies Roadmap 2030+" doi:10.24406/publica-1342
- [8] Fraunhofer Institute for Systems and Innovation Research ISI (2022) "Solid-State Battery Roadmap 2035+"
- [9] Atanasov, Georgi (2022) Concept Introduction: 70 PAX Plug-In Hybrid-Electric Aircraft (D70-PHEA)
- [10] Schulze, Matthias, Neumann, Jens and Klimmek, Thomas (2021), "Parametric Modelling of a Long-Range Aircraft under Consideration of Engine-Wing Integration," Aerospace, Vols. Special Issue Aeroelasticity, Volume II, pp. 8(1), 2.
- [11] Görtz, Stefan et al. (2019) "Collaborative high fidelity and high performance computing-based MDO strategies applied to transport aircraft design," in 2nd European Workshop on MDO for Industrial Applications in Aeronautics, Toulouse, France.
- [12] Klimmek, Thomas (2009), "Parametrization of Topology and Geometry for the Multidisciplinary Optimization of Wing Structures" in European Air and Space Conference.
- [13] MSC Software Corporation (2020), "MSC Nastran 2021 Quick Reference Guide", United States of America: HEXAGON.
- [14] European Aviation Safety Agency (2011), "Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 11,"
- [15] Pratt, Kermit G. (1954) "A revised gust-load formula and a re-evaluation of v-g data taken on civil transport airplanes from 1933 to 1950," National Advisory Committee for Aeronautics, Washington D. C., USA.