

Abschlussbericht

SAT

Silent Air Taxi

Integralvorhaben im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramm LuFo V-3

Zuwendungsempfänger: RWTH Aachen University	Förderkennzeichen: 20E1713
ausführende Stellen: Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme Institut für Strukturmechanik und Leichtbau Institut für Flugsystemdynamik	
Projektleiter: Herr Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf	Kontakt: Tel: +49 241 80-96801 Fax: +49 241 80-92233 Email: stumpf@ilr.rwth-aachen.de
Laufzeit des Vorhabens: von: 01.01.2018 bis: 31.07.2021	
Berichtszeitraum: von: 01.01.2018 bis: 31.07.2021	Datum: 31.01.2022

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	VII
1 Einleitung	1
2 Aufgabenstellung und Ziele	2
3 Wissenschaftlicher und technischer Stand vor dem Projekt	3
4 Planung und Ablauf	9
5 Ergebnisse	10
5.1 HAP 1: Verteilte elektrische Antriebe	11
5.1.1 Nachentwurf der Referenzflugzeuge	12
5.1.1.1 Cirrus SR22T	12
5.1.1.2 Cessna T182T	13
5.1.2 Referenzmission für den SAT-Betrieb	14
5.1.3 Entwurf angepasster Referenzflugzeuge	16
5.1.3.1 Für SAT-Mission angepasste Version der Cirrus SR22T	16
5.1.3.2 Für SAT-Mission angepasste Version der Cessna T182T	17
5.1.4 Auswahl einer Level 0-Konfiguration für ein Silent Air Taxi	18
5.1.5 Antriebsmodellierung in MICADO	20
5.1.5.1 Parallel-hybrider Antriebsstrang	22
5.1.5.2 Seriell-hybrider Antriebsstrang	23
5.1.5.3 Modellbeschreibung für die Antriebsstrangkomponenten	23
5.1.6 Modelle für die Ökoeffizienzanalyse mit MICADO	25
5.1.6.1 Schadstoffemissionen und Klimawirkung	25
5.1.6.2 Schallemissionen	27
5.1.6.3 Kosten	28
5.1.7 Flugzeugentwurfsstudien	34
5.1.7.1 Studien zum voll-elektrischen Antriebsstrang	35
5.1.7.2 Studien zum parallel-hybriden Antriebsstrang	37
5.1.7.3 Studien zum seriell-hybriden Antriebsstrang	45
5.1.8 Fazit und Ableitung von Entwurfsleitplanken	54

5.2	HAP 2: Funktionsintegrierende Struktur	57
5.2.1	Bewertung und Auswahl der Bauweisen	57
5.2.2	Detailauslegung und numerische Modellierung von additiv gefertigten Strukturen	61
5.2.3	Bauteilzustandsüberwachung	66
5.2.4	Kosten	71
5.3	HAP 3: Automatisierung	76
5.3.1	Sicherheits- und Systemkonzept	76
5.3.2	Reglerauslegung und –integration	95
5.3.3	Luftraumintegration	102
5.3.4	Simulative Nachweisführung	110
6	Soll-Ist-Vergleich der gesetzten Ziele	115
7	Nutzen und Verwertbarkeit im Sinne des Verwertungsplans	120
7.1	Veröffentlichung von Ergebnissen	120
7.2	Weiterverwertung in Forschungsprojekten	122
7.3	Beteiligung von Studierenden	123
8	Fortschritt bei anderen Stellen	124
	Literatur	128
A	Flugzeugdaten	136
A.1	Studien zur Cruise-Hybridisierung für eine angepasste Cessna T182T mit parallel-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 400 Wh/kg	136
A.2	Studien zur Cruise-Hybridisierung für eine angepasste Cessna T182T mit parallel-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	137
A.3	Studien zur Reserve für eine angepasste Cessna T182T mit seriell-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 400 Wh/kg	138
A.4	Studien zur Reserve für eine angepasste Cessna T182T mit seriell-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	139

Abbildungsverzeichnis

4.1	Planung und Ablauf des Vorhabens <i>Silent Air Taxi</i>	9
5.1	Programmablauf in der Entwurfs- und Bewertungsumgebung MICADO	11
5.2	Beispielhafte Darstellung einer Cirrus SR22T	13
5.3	Beispielhafte Darstellung einer Cessna T182	14
5.4	Schematische Darstellung des Gesamtmissionsprofils für die Flugzeugauslegung	15
5.5	Darstellung eines initialen Entwurfs einer Level 0-Konfiguration	19
5.6	Schematische Darstellung verschiedener Antriebsstrangarchitekturen	21
5.7	Entwicklung und lineare Extrapolation der CO ₂ -Emissionsfaktoren in Deutschland und Europa von 1990 bis 2030 basierend auf Daten der europäischen Umweltagentur	27
5.8	Einfluss der gravimetrischen Batterieenergiedichte auf das maximale Abfluggewicht voll-elektrisch angetriebener Versionen der Cirrus SR22T und der Cessna T182T	37
5.9	Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T	38
5.10	Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf Kraftstofffluss und Leistung des E-Motors für eine angepasste Cirrus SR22T	39
5.11	Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T	40
5.12	Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T	41
5.13	Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T	42
5.14	Einfluss der Betriebshybridisierung in Cruise-Segmenten auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T	42
5.15	Einfluss der Betriebshybridisierung in Cruise-Segmenten auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T	43
5.16	Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	44
5.17	Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	44
5.18	Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T	46

5.19 Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T	47
5.20 Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf Flughöhe, Propellerdrehzahl und -leistung für eine angepasste Cirrus SR22T	48
5.21 Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T	48
5.22 Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T	49
5.23 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T	50
5.24 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T	51
5.25 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	51
5.26 Einfluss der Energiehybridisierung auf Leistungsabgaben von Range Extender und Batterie sowie den Kraftstofffluss des Range Extenders	52
5.27 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	53
5.28 Vergleich des GWP pro Passagierkilometer für verschiedene Transportmodi	55
5.29 Vergleich der Kosten pro Platzkilometer mit und ohne Pilot	56
5.30 Flächenbezogenes Strukturgewicht von Kleinflugzeugklassen und Mindestgewicht gedruckter Flügel mit Sandwichstrukturen	58
5.31 Entwurfsmethodik und betrachtete Querschnittstypen bei der Flugzeugdimensionierung	58
5.32 Mit Hochauftriebspropellerbereich erweitertes V-n Diagramm	59
5.33 Rumpf als Gitterrohrrahmen mit unterschiedlichen Stationsabständen. Blau unverformt, in schwarz verformte Struktur aus FE-Berechnung für Lastfall 1 (Abfangen mit maximalen Lastvielfachen)	59
5.34 Einfluss des Abstands zwischen Rumpfstationen auf das Strukturgewicht des Rumpfes für die betrachteten Werkstoffe. Abkürzungen: GA- genetischer Algorithmus, G- Generationen und P- Populationgröße.	60
5.35 Geasmtwertigkeit der Bauweisen	60
5.36 Sandwichstruktur mit Gitterkern wie gebaut (oben), modelliert mit Deckflächen als Schalenelemente und Streben als Balken (mitte) sowie als Verbundschale (unten)	62
5.37 Einheitszelle (links) sowie Verbundbeschreibung (rechts)	62
5.38 Konstanten C_i für verschiedene Einspannrandbedingungen	63
5.39 (von links nach rechts) Zug-, Biege-, Schub und Trommelschälversuch zur Validierung der homogenisierten FE-Verbundformulierung	63

5.40	Spannungs-Dehnungskurve der getesteten Materialproben (links) sowie Vergleich zwischen homogener FE-Berechnung, detaillierte FE-Berechnung und den Versuchen an Sandwichplatten für die Zugversuche (mitte) und Biegeversuche (rechts)	64
5.41	Vergleich der erwarteten Strukturmasse eines Flügels in additiver Bauweise (Cyan) mit einer konventionellen Bauweise (dunkel Blau)	65
5.42	FE-Analyse	66
5.43	Erforderliche Dicken der Sandwichstruktur mit gedruckten Gitterkern nach der detaillierten Auslegung	67
5.44	Reale Struktur (links) und idealisiertes Modell für FE-Untersuchungen (rechts)	67
5.45	Betrachtete Lastfälle: (a) in-plane, (b) out-of-plane, (c) Schub- und (d) Biegebelastung	68
5.46	Untersuchte Defekte. In der oberen Reihe Deckschichtzellen mit reduzierter Steifigkeit der Deckschichten und in der unteren Reihe gelöste Verbindung zwischen einzelnen Streben und den Deckschichtzellen. Schadensfall 1 ist in der oberen Reihe links dargestellt.	68
5.47	Vergleich zwischen unterschiedlichen Schadensindikatoren zur Erkennung des Schadensfalls 1 aus Abbildung 5.46	69
5.48	Schäden abhängig von Sensorabstand und Grad des Rauschens	69
5.49	SDIs für in-plane Belastung und Schadensfall 1. SDI in Nulldehnungsrichtung ist weniger empfindlich gegenüber Störeffekten	70
5.50	Spannungsverteilung an der Flügeleinspannung und Dehnungsverteilung in der unteren Seite der Rumpfröhre	70
5.51	Kritische Stellen zur Lastüberwachung	71
5.52	Auschlüsselung der Kostenpunkte eines Flugzeugs nach Roskam [91]	72
5.53	Erwartete Kosten und Ersparnisse durch den Einsatz unterschiedlicher SHM-Systeme	73
5.54	Return-of-investment (ROI) und erwartete Wartungsausgaben mit unter verschiedenen Szenarien	74
5.55	Flugzeug mit Auftriebsverteilung (oben links), mechanisches Ersatzmodell als Kragbalken mit Linienlast (oben rechts), resultierendes Biegemoment (unten links) und schematische Darstellung des Querschnitts mit Holmgurten mit einer Fläche $A_G(y)$ un einem Abstand $h(y)$ zueinander (unten rechts)	74
5.56	Überwachung der Abbruchkriterien beim Landeanflug	78
5.57	Überwachung der Abbruchkriterien beim Landeanflug	79
5.58	FTA eines Aktuators zur Veranschaulichung	82
5.59	Klassisches Luftdatensensorsystem (links) und eine SPADS-basierende Lösung (rechts) [101]	85
5.60	Messfehlervergleich zwischen EDAS, EGNOS und GPS [65]	87
5.61	Bauarten von elektromechanischen Aktuatoren [86]	92
5.62	Schematische Darstellung eine ACE-Einheit	92
5.63	Vereinfachte Systemarchitektur ohne Aktuatoren	94
5.64	Struktur des Modells der Regelstrecke	96
5.65	Frameworktest	97
5.66	Vorläufige Reglerstruktur	98

5.67 Sprungantwort mit unterschiedlich eingestellter PID-Regelung (links) und mit Änderungsmanöverregelung (rechts)	99
5.68 Horizontale Bahndefinition aus Stützpunkten	101
5.69 Vertikale Bahndefinition aus Stützpunkten	101
5.70 Detektionsreichweitenanalyse eines FLARM-Systems verbaut in einer Cessna C172	106
5.71 Detect-and-Avoid Sensorpaket von Xwing an einer Cessna C208 [3]	109
5.72 Iterationsschritt der Multiple Model Kalman-Filterung	110
5.73 Simulation zur Vorauslegung der Bewegungsplattform	112
5.74 Hardwarearchitektur der Bewegungsplattform	113
5.75 Die Aufgebaute Bewegungsplattform	114
A.1 Einfluss der Betriebshybridisierung in Cruise-Segmenten auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T	136
A.2 Einfluss der Betriebshybridisierung in Cruise-Segmenten auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T .	136
A.3 Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	137
A.4 Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg . .	137
A.5 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T . . .	138
A.6 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T	138
A.7 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg	139
A.8 Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg . .	139

Tabellenverzeichnis

5.1	Übersicht zu den Entwurfsdaten für die Cirrus SR22T	13
5.2	Übersicht zu den Entwurfsdaten für die Cessna T182T	14
5.3	Vergleich zwischen original und angepasster Cirrus SR22T auf der SAT-Mission . . .	17
5.4	Vergleich zwischen original und angepasster Cessna T182T auf einer angepassten SAT-Mission mit 250 km/h Reisefluggeschwindigkeit	18
5.5	Übersicht zu Designparametern und Ergebnissen für Level 0-Konfiguration	20
5.6	Übersicht zu den Komponenten der Betriebskosten	29
5.7	Landegebühren am Verkehrslandeplatz Aachen-Merzbrück	30
5.8	Lärmzeugnis-Grenzwerte für Schalldruckpegel nach [71]	31
5.9	Annahmen zur Abschätzung der Flugzeuganschaffungskosten	33
5.10	Erwartete Senkung der Kosten für unterschiedliche SHM-Niveaus durch den Einsatz eines SHM-Systems	72
5.11	Betrachtete Szenarien zur SHM-Bewertung. Die prozentualen Änderungen beziehen sich auf die Werte aus Tabelle 5.10	72
5.12	Vergleich der Lastvolumen-spezifischen Kosten der in AP4-1 betrachteten Werkstoffe	75
5.13	Auszug Fehlerfälle der Funktion Staudruckmessung	81

1 Einleitung

Die dritte Raumdimension ist bislang für den Regionaltransport von Passagieren und Gütern über Distanzen bis 500 km Luftlinie kaum erschlossen. Typischerweise wird für diese Distanzen ein bodengebundenes Transportmittel genutzt. Die bodengebundene Infrastruktur (Straße oder Schiene) erlaubt den Betrieb über Knotenpunkte und weist damit im Mittel gegenüber einer Punkt-zu-Punkt-Verbindung einen Umwegfaktor zwischen 1,2 und 1,5 auf. Der Bau und die Instandhaltung bodengebundener Infrastruktur sind kostenintensiv, zudem hat die Flächenversiegelung starke negative Auswirkungen auf die Umwelt. Ein weiterer Ausbau der bodengebundenen Infrastruktur ist abhängig von der Nachfrageentwicklung und der Qualität der derzeitigen Anbindung, meist bemessen als Luftliniengeschwindigkeit in Abhängigkeit der Luftliniendistanz. Laut BMVI [14] fällt der bodengebundene Transport bereits bei relativ geringen durchschnittlichen Luftliniengeschwindigkeiten (Straße: >75 km/h|200 km, >91 km/h|500 km; Schiene: >60,5 km/h|200 km, >86,5 km/h|500 km) in die Qualitätsstufe „sehr gut“. Tatsächlich wird diese Stufe in der Mehrzahl aller innerdeutschen Verbindungen bereits erreicht und die Infrastruktur bedarf daher nur noch punktueller Verbesserungen. Der Kurzstreckenluftverkehr ist derzeit aufgrund teilweise suboptimaler Anbindung der Flughäfen und zeitraubenden Abfertigungs- und Sicherheitsprozeduren bezogen auf die Tür-zu-Tür-Reisezeit im Mittel nicht leistungsfähiger, als der bodengebundene Verkehr. Damit ist der Verkehr insgesamt, und der Luftverkehr im Speziellen, sehr weit von dem in der Vision „Flightpath 2050“ postulierten Ziel entfernt, eine Reisezeit von 4 Stunden für jede beliebige innereuropäische Verbindung Haustür-zu-Haustür zu ermöglichen. Auch der hier im Fokus stehende Distanzbereich des Regionalverkehrs bis 500 km weist lange Reisezeiten und teils umständliche Verbindungen auf (derzeit sind Reisezeiten von <4 Stunden mit bodengebundenen Transportmodi nur für Distanzen <350 km bei ungestörtem Verlauf realistisch). Unabhängig vom Transportmodus und dem Ausbau der Infrastruktur und Verbindungsfrequenzen wird bei evolutionärer Entwicklung der heutigen Transportoptionen auch in Zukunft die Luftliniengeschwindigkeit auf der Kurzstrecke bis 500 km kaum über 100 km/h steigen. Tatsächlich wäre es bei dem prognostizierten Verkehrswachstum schon ein Erfolg, die heutige Leistungsfähigkeit des Transportsystems und damit die Versorgungsqualität bzgl. Mobilität konstant zu halten.

Ein qualitativer Sprung der Versorgungsqualität der Gesellschaft bzgl. Mobilität im Hinblick auf Reisedauer und Komfort sowie Flexibilität der Reisezeit ließe sich durch einen 24/7-On-Demand-Betrieb mit dem hier vorgeschlagenen Silent Air Taxi (<6 Passagiere) auf Punkt-zu-Punkt-Verbindungen mit einer Reichweite von 500 km und Luftliniengeschwindigkeiten Haustür-zu-Haustür von 200 km/h erreichen.

2 Aufgabenstellung und Ziele

Das übergeordnete Ziel des Integralvorhabens *Silent Air Taxi* ist die Identifikation von Kleinflugzeugkonfigurationen, die für den Betrieb als hochautomatisiertes Lufttaxi mit Potenzial zur Etablierung einer realen Mobilitätsoption auf Strecken zwischen 50 km und 500 km in Frage kommen. Dazu sollen die dafür notwendigen Technologien in einem ersten Schritt identifiziert und modelliert werden. Anschließend gilt es, entsprechende Flugzeugkonfigurationen auf Vorentwurfsniveau zu entwerfen und hinsichtlich ihrer Ökoeffizienz zu bewerten und zu optimieren.

Zur Realisierung werden von den RWTH-Instituten für Luft- und Raumfahrtsysteme (ILR), für Strukturmechanik und Leichtbau (SLA) und für Flugsystemdynamik (FSD) dezidierte Flugzeugentwurfsstrategien abgeleitet und zum anderen die benötigten Technologien in den Bereichen neuartiger Strukturen und Strukturfunktionsintegration sowie Hochautomatisierung und Luftraumintegration entwickelt. Die valide Aussage zum Betrieb und Handhabung einer solchen Konfiguration wird am Ende des Projektes durch Nachweis eines virtuellen Prototypen im Flugsimulator erzielt.

Unter diesem Gesamtziel wurden in der Vorhabenbeschreibung für die drei beteiligten Partner individuelle Teilziele definiert, die nachfolgende kurz zusammengefasst werden.

Das ILR verfolgt die Vorentwurfsmodellierung verteilter elektrischer Antriebe einschließlich der Abschätzung derer Effizienz und des Lärms. Daneben steht der Entwurf von Kleinflugzeugkonfigurationen im Hinblick auf optimierte Ökoeffizienz. Daraus soll ein Verständnis abgeleitet werden, welche Entwurfparameter für eine entsprechende Optimierung relevant sind und welche Implikationen durch Änderung dieser Parameter auftreten. Abschließend sollen aus den gewonnenen Erkenntnissen Entwurfsleitplanken für optimierte Ökoeffizienz abgeleitet werden.

Die Ziele des SLA umfassen die Entwicklung neuartiger Bauweisen basierend auf Sandwichstrukturen mit gitterförmigen Kernstrukturen sowie deren strukturmechanische Berechnung mithilfe reduzierter Modellansätze. Daneben gilt es, ein Bauteilzustandsüberwachungssystem basierend auf Schadensindikatoren zu entwickeln und dessen Integration in die Struktur zu untersuchen. Durch die Entwicklung eines Struktur-Kosten-Modells, welches die Kopplung von Produktionskosten mit strukturmechanischen Eigenschaften darstellt, sollen langfristig gesehen die Produktionskosten gesenkt werden.

Das FSD strebt die Entwicklung von Konzepten für die Hochautomatisierung und die Integration eines solchen Flugsystems in den Luftraum an. Dazu soll eine flugdynamische Bewertung der Anforderungen und die Ableitung eines Flugführungskonzeptes vorgenommen werden. Darüber hinaus soll ein Konzept zur modellbasierten Nachweisführung eines pilotenlosen Luftfahrzeugs entwickelt werden.

3 Wissenschaftlicher und technischer Stand vor dem Projekt

Im Folgenden wird der Stand der Wissenschaft zum Beginn der Projektlaufzeit für die Bereiche On-Demand Air Mobility-Konzepte, neuartige Strukturkonzepte, Hochautomatisierung und Luftraumintegration kurz vorgestellt.

On-Demand Air Mobility

Flugzeugentwicklungen, die sich für On-Demand Air Mobility eignen, werden derzeit von vielen Forschungs- und Entwicklungsteams vorangetrieben. Zu unterscheiden sind dabei Konzepte für einen Stadt- resp. Metropolverkehr mit Distanzen bis 100 km (meist vertikalstartfähig) und für einen Regionalverkehr mit Distanzen größer 100 km (ohne Vertikalstartfähigkeit) [50]. Im vorliegenden Projekt stehen Regionalverbindungen bis 500 km mit sehr kleinem Passagieraufkommen im Fokus. Diese sind für die klassische CS-25-Luftfahrt uninteressant und werden heutzutage durch bodengebundene Verkehrsoptionen bedient. Für Start und Landung sollen Regionalflugplätze und Verkehrs- und Sonderlandeplätze genutzt werden. Die Möglichkeit der Einrichtung von Sonderlandeplätzen auf urbaner Infrastruktur wie z.B. Parkhaus- oder Bahnhofsdächern wird peripher berücksichtigt.

Seit den frühen 2000er Jahren finden sich Kleinflugzeuge wieder zunehmend auf der Forschungsagenda. Initiale Projekte waren EU EPATS (2002) [66] und NASA SATS (2003) [77]. Der Grund des erneuten Interesses für Kleinflugzeuge ist, dass gegenüber den Stückzahlen der bestehenden allgemeinen Luftfahrt durch Anwendung neuartiger Struktur- und Produktionskonzepte sowie Hochautomatisierung ein um mindestens eine Größenordnung gesteigertes Marktpotenzial gesehen wurde. Die Untersuchungen fokussierten zunächst auf Konfigurationen mit konventionellen Antrieben (Kolben- & Wankelmotoren und Turbinen) für Propellermaschinen und Very Light Jets zur Privatnutzung oder Nutzung als Lufttaxis mit Reichweiten jenseits von 1200 km. In diesem Zusammenhang wurden auch Simulationsumgebungen für die Analyse zugehöriger Lufttransportsysteme entwickelt, z.B. das Transportation System Analysis Model TSAM der Virginia Tech [5]. Mit der beginnenden Realisierung der Elektromobilität am Boden, den Fortschritten in der Batterie- und Brennstoffzellentechnologie [64] sowie der Pionierarbeit von Mark Moore bei der NASA [76] hat ein Umdenken in der Luftfahrt eingesetzt: seit 2010 wird nun auch weltweit an Optionen für rein- und hybrid-elektrische Flugzeugantriebe geforscht. Wegbereiter war das NASA-SCEPTOR-Projekt [8],

in dem erstmals die Vorteile verteilter elektrischer Antriebe (engl. Distributed Electric Propulsion, DEP) systematisch untersucht wurden. Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt müssen Überziehgeschwindigkeiten von 61 Knoten aufweisen, was dazu führt, dass im Allgemeinen die Flügelfläche sehr groß und damit für den Reiseflug überdimensioniert ist. Entsprechend ist der Auftriebsbeiwert im Reiseflug klein, was wiederum mit den heutigen Profilen zu vergleichsweise hohen Widerstandsanteilen, d.h. zu einem ineffizienten Reiseflug führt. Der große Flügel ist zudem anfällig für Turbulenzen und damit sind die Flugeigenschaften und der Komfort limitiert. Abhilfe schaffen elektrische Antriebseinheiten, die über die Spannweite verteilt im Langsamflug einen künstlichen dynamischen Druckanteil resp. eine Superzirkulation und damit einen deutlich gesteigerten Auftriebsbeiwert (mit ausgeschlagenen Wölbklappen: $c_{A,max,konv} = 2 \rightarrow c_{A,max,DEP} = 4 - 5$) erlauben. Im Reiseflug klappen die innenliegenden sogenannten Hochauftriebspropeller ein und nur die an den Flügelspitzen angebrachten Antriebe sorgen für den benötigten Schub. Mit diesem Ansatz lassen sich hoch gestreckte effiziente Flügel realisieren, die zudem das Flugverhalten deutlich verbessern. Möglich macht dies die freie Skalierbarkeit ohne nennenswerte Wirkungsgradverluste der elektrischen Motoren. Derzeitig baut die NASA den Flugversuchsträger X-57 Maxwell [78] zur Erprobung von DEP auf.

Der Nachweis einer grundsätzlichen Umsetzbarkeit von elektrischen Flugantrieben ohne Berücksichtigung von Passagieranforderungen, kommerzieller Zulassung und Herstell- und Betriebskosten ist von zahlreichen Forschungs- und Entwicklungsteams erbracht worden, siehe z.B. Boeing Dimona, Airbus E-Fan, Uni Stuttgart e-Genius, Pipistrel G2/G4/WATTsUP, DLR Antares, Siemens Extra 330/Magnus eFusion, Yuneec E Viva/E1000, EAC ElectraFlyer, Liaoning Ruixiang RX1E, CriCri E-Cristaline, Elektra ONE. Verwendet wurden dabei meist umgebaute Motorsegler. Es sind jedoch auch Elektro-Flugzeugprojekte bekannt, die auf eine mögliche Nutzung als Lufttaxi auf Regionalrouten zielen, z.B. Airbus E-Fan 2.0/4.0: 2-4 PAX¹, Synergy V31: 5 PAX², Equator P2: 2 PAX [29], Zunum: 10 PAX³. Teilweise sind diese Projekte jedoch bereits verworfen worden (Airbus/Synergy) und für alle gilt, dass kaum Daten verfügbar sind. Getrieben wird der jeweilige Entwurf zum einen durch die Anforderungen (z.B. extreme Kurzstartfähigkeit, Lärmgrenzwerte für 24/7-Betrieb, Verfügbarkeit) und zum anderen durch die verfügbaren Technologien (z.B. Leistungsgewicht der E-Motoren oder gravimetrische und volumetrische Energiedichte der Akkumulatoren). Ein möglicher Betrieb auf urbaner Infrastruktur, wie z.B. von Bahnhofsdächern aus, stellt dabei extreme Anforderungen. Ein ähnlicher Vorschlag, allerdings für ein Regionalflugzeug mit 60 Sitzen, ist vom Bauhaus Luftfahrt veröffentlicht worden⁴. Die große Varianz der gewählten konfigurativen Gestaltung (unkonventionelle Lösungen in den hier vorgestellten Lufttaxi-Projekten: u.a. gemantelter Fan, Box-Wing, Zugpropeller am T-Leitwerk) zeigt, dass sich noch keine grundsätzlichen Entwurfsstandards etablieren konnten und die zugehörigen Basisflugzeugkonzepte noch Gegenstand aktueller Forschung sind.

¹<https://www.golem.de/news/e-fan-airbus-plant-elektroserienflugzeuge-1405-106617.html>, Zugriffsdatum: 5.6.2017

²<https://www.synergyaircraft.com/technical-information/>, Zugriffsdatum: 5.6.2017

³<https://www.zunum.aero>, Zugriffsdatum: 5.6.2017

⁴<https://www.bauhaus-luftfahrt.net/topthema/centairstation-und-citybird/>, Zugriffsdatum: 5.6.2017

Neuartige Strukturkonzepte

Im Flugzeugbau hat sich für die Rumpfstruktur die Schalenbauweise weitestgehend gegenüber der Fachwerkbauweise durchgesetzt [93]. Bei den Schalen weist die Sandwichschale das kleinste Gewicht-zu-Festigkeit-Verhältnis auf und besitzt damit gegenüber den unversteiften oder versteiften Bauweisen die größte Leistungsfähigkeit [81]. Nachteilig an der Sandwichbauweise ist jedoch unter anderem die nur schwierige Qualitätssicherung der Anbindung des Kerns an die Deckschichten [75], weshalb die Sandwichbauweise nur noch vereinzelt in Kleinflugzeugen und in Bauteilen der Sekundärstruktur zum Einsatz kommt. In den letzten Jahren fanden jedoch insbesondere auf dem Gebiet der additiven Fertigungsverfahren große Entwicklungssprünge statt. Insbesondere die Produktion von filigranen Gitter- und Zellstrukturen im selektiven Laserschweißverfahren (SLM-Verfahren) gelangt insbesondere in der biomedizinischen Anwendung zu immer größerer Bedeutung [111]. Hier wird insbesondere das Optimierungspotenzial genutzt, welches sich durch eine Anpassung der Zell- bzw. Gitterdichte an den Belastungszustand bietet. Ebenso finden erste Untersuchungen der additiven Verfahren zur Produktion von üblichen Sandwichkernen in Wabenform statt [110]. Auch hier wurden die Möglichkeiten zur Steuerung der mechanischen Kerneigenschaften durch die veränderliche Formgebung untersucht. Zwei wesentliche Herausforderungen des SLM-Verfahrens liegen in der geringen Durchsatzquote und der beschränkten Baugröße. Hier kann das Laserauftragsschweißen (LMD-Verfahren) für Abhilfe sorgen, welches sich durch eine unbeschränkte Baugröße und größere Durchsatzquoten auszeichnet, allerdings auf Kosten einer sinkenden Granularität. Für die Anwendung der Sandwichbauweise mit additiv gefertigten Kernen mit Gitterstruktur in Bauteilen der Primärstruktur von Luftfahrzeugen steht jedoch noch der Nachweis aus, dass die Anbindung zwischen der Deckschicht und dem Kern deutlich verbessert gegenüber den üblichen Verfahren ist. Dadurch, dass die Kernstruktur beliebig in der Geometrie angepasst werden kann, steht bei dieser Bauweise jedoch auch der Weg der Optimierung der Anbindungsfläche zur Deckschicht offen.

Hochautomatisierung und Luftraumintegration

Das hochautomatisierte Fliegen hat sich in den vergangenen Jahrzehnten zu einem der wichtigsten Faktoren der modernen Verkehrsluftfahrt entwickelt. Mit zunehmendem Verkehrsaufkommen, erhöhter Komplexität der Luftfahrzeugsysteme und steigenden Erwartungen hinsichtlich der Ökoeffizienz haben sich neue wesentliche Regelungsaufgaben ergeben. Wurden Piloten in den Anfängen der Automatisierung von einfachen Reglern wie Höhen- oder Fahrtreglern entlastet, können moderne Flugregelungssysteme durch den Einsatz leistungsfähiger Bordrechner, hochauflösender, präziser Sensoren und der steigenden Systemvernetzung inzwischen deutlich mehr Aufgaben bis hin zur Flugzustandsüberwachung und Steuerung vollständig automatisiert ausüben. Aktuell werden diese Technologien, die sich in den großen Passagierluftfahrzeugen bereits länger etabliert haben, auch zunehmend auf Luftfahrzeuge der Allgemeinen Luftfahrt und damit auch auf Kleinflugzeuge in geeigneter Form übertragen. Vor diesem Hintergrund sind derzeit viele deutsche Hochschulinstitute

in Forschungsprojekten involviert, die sich dem Transfer in unterschiedlichen Detaillierungsgraden widmen. So betreibt das Institut für Flugsystemdynamik der TU München seit vielen Jahren mit dem Hersteller Diamond Aircraft eine DA42 als fliegenden Erprobungsträger [4], der neuartige Automatisierungs- und Pilotenunterstützungskonzepte unmittelbar nach dem Entwurf in sicherer Weise in den Flugversuch überführen kann. Im Projekt LAPAZ „Luft-Arbeits-Plattform für die Allgemeine Zivilluftfahrt“ innerhalb des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo IV wurde an der TU Berlin und der Universität Stuttgart mit dem Flugzeughersteller Stemme ein hochautomatisiertes Flugsteuerungssystem für die Allgemeine Luftfahrt konzipiert und an der STEMME S15, einem Motorsegler, beispielhaft umgesetzt und erfolgreich in Simulation und Flugversuch erprobt und nachgewiesen [24]. Im Fokus dieser universitären Forschungsaktivitäten steht dabei, durch Regler- und Pilotenunterstützungssysteme bestmögliche Flugeigenschaften über den gesamten Flugbereich zu garantieren und so auch die weniger erfahrenen Piloten bei der sicheren Durchführung des Fluges proaktiv zu unterstützen.

Noch weiter in Richtung fast vollständiger Automatisierung der Luftfahrt gehen VentureCapital Start-ups wie z.B. EHang mit dem Multikopter Ehang 184 [43], Lillium mit dem Distributed Propulsion Flugzeug Lillium Jet [68] oder e-Volvo mit dem Multikopter Volocopter VC200 [106], aber auch Industrieprojekte wie Airbus Vahana [105], die ein Höchstmaß an Automatisierung anstreben [109], allerdings die Themen Fluglärm, Reichweiteneffizienz und Luftraumintegration derzeit kaum oder nur unzureichend adressieren. Das Personenbeförderungsunternehmen UBER hat jüngst in seinem „White Paper“ [49], erstellt durch einen Personenkreis namhafter Luftfahrtexperten, die Vision der zukünftigen automatisierten Lufttransporte aufgezeigt. Ein besonderes Augenmerk dieses Forschungsvorhaben liegt in der Luftraumintegration. Eine sichere und faire Integration in den immer enger werdenden Luftraum, der nicht nur von der kommerziellen Luftfahrt und der Allgemeinen Luftfahrt sondern zunehmend auch von unbemannten Luftfahrzeugen befliegen wird, bildet einen wesentlichen Kern für eine Betriebserlaubnis eines Silent Air Taxis. Zu beachten ist, dass mit dem hochautomatisierten Silent Air Taxi auch eine neue Luftfahrzeugkategorie entsteht, die passagiertragend aber ohne einen Piloten fliegen wird und deren Luftraumintegration damit hochsicher und wie die Flugführung vollständig automatisch erfolgen muss. Dies erhöht die Komplexität des Luftverkehrsmanagements signifikant. Im Bereich der konventionellen Luftfahrt wird das Luftverkehrsmanagement in Europa derzeit im Forschungsvorhaben „Single European Sky“ der Europäischen Kommission vorangetrieben. Hier steht allerdings zunächst nur die Harmonisierung der kommerziellen Luftfahrt auf europäischer Ebene im Vordergrund. Innerhalb von „Single European Sky ATM Research“ SESAR [98] wird unter der Leitung von Eurocontrol ein Konzept erarbeitet, der die Digitalisierung nutzt, um Kapazität und Sicherheit im Luftraum zu erhöhen und so eine wesentliche Voraussetzung für den zukünftigen Betrieb eines Silent Air Taxis zu schaffen.

Entwurf und Bewertung von Kleinflugzeugen für den ODAM-Betrieb

Das ILR ist ein in den Bereichen Flugzeugentwurf, Technologieintegration und -bewertung sowie Gesamtsystemanalyse ausgewiesenes Hochschulinstitut. Am Institut wurde die Entwurfsumgebung MICADO (Multi Disciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization Environment) für den konzeptionellen Flugzeugvorentwurf [89] entwickelt. Ein wichtiger Baustein ist dabei die Integration von realistischen Triebwerksmodellen, die für MICADO mit der kommerziellen Software GasTurb [41] erstellt werden. MICADO wurde in den letzten Jahren unter anderem erfolgreich in den EU-Projekten SARISTU, AGILE, FLEXOP und den LuFo-Projekten QICE, VERSUS, PA-KO und FORMIC eingesetzt. Grundsätzlich lassen sich beliebige Technologien integrieren: Neuere Beispiele für umfassende Untersuchungen sind u.a. die Bewertung einer Hybridlaminarisierung des Flügels eines Langstreckenflugzeugs [90], der Integration von variabler Wölbung [84] und der Flugzeugoptimierung für Formationsflug [69]. Zudem wurde das ILR von Airbus direkt beauftragt mit MICADO eine Kurzstreckenreferenzkonfiguration für die freie Nutzung in der nationalen und internationalen Forschung zu erstellen (<http://ceras.ilr.rwth-aachen.de/>), die als Standardplattform für Technologieintegration und Validierungsfall für den Flugzeugentwurf fungieren wird [88]. MICADO gestattet die Optimierung von Einzelflugzeugen und homogenen Flugzeugflotten auf Basis verschiedener Optimierungsgrößen. Neben klassischen Effizienzparametern wie Kraftstoffverbrauch und Betriebskosten können auch Lärm oder diverse Klimametrien genutzt werden [38]. Zuletzt wurde MICADO um eine Entwurfsmöglichkeit für CS-23-Flugzeuge erweitert. Unkonventionelle Antriebskonzepte wie die hier zu betrachtenden verteilten Antriebe sowie der Antriebsstrang/Generator/Akkumulatoren für hybrid-elektrische Konzepte sind derzeit noch vereinfacht modelliert, alle anderen Module erreichen das gleiche Genauigkeitsniveau wie die MICADO-Version für CS-25-Flugzeuge. Die Erreichung der gewünschten Modellierungstiefe für neuartige Antriebskonzepte ist Teil des vorliegenden Projektantrags.

Umfangreiche Arbeiten wurden am ILR zur Abschätzung des möglichen Marktvolumens von ODAM-Dienstleistungen durchgeführt und von Kreimeier et al. veröffentlicht [60, 62, 63]. Dafür wurden Vergleiche mit anderen Mobilitätsoptionen durch die Gegenüberstellung von anfallenden Kosten und Willingness-to-Pay-Ergebnissen für den deutschen Markt angestellt. In einem zweiten Schritt wurden die tatsächliche Bevölkerungsverteilung laut Census und die Lage und Einzugsbereiche von Flughäfen und Kleinflugplätzen einbezogen und die statistisch erhobene Mobilitätsnachfrage über ein Präferenzmodell parametrisch auf die Mobilitätsoptionen verteilt. Sensitivitätsanalysen ergaben, dass ein ODAM-Service in Deutschland Platz für 2-4 Passagiere und Kosten zwischen 0,4 und 0,8 €/km aufweisen sollte. Im Positivszenario mit Kosten von 0,4 €/km würden 19% aller Reisen auf Strecken zwischen 100 km und 500 km mit ODAM-Services durchgeführt (235 Millionen Reisen pro Jahr). Ein Anstieg auf 0,6 €/km lässt diese Quote auf 2% (24 Millionen Reisen pro Jahr) sinken.

Bauteilzustandsüberwachung als integrierte Strukturfunktion

Die Bauteilzustandsüberwachung von Teilen der Primärstruktur im Betrieb in Echtzeit hilft Kosten zu sparen, indem die Inspektionsintervalle und Wartungsarbeiten bedarfsgerecht festgelegt werden [93]. Insbesondere im Kontext des Silent Air Taxis, welches ohne Piloten oder Bordpersonal betrieben wird, tritt jedoch der Aspekt einer zusätzlichen Sicherheitsmaßnahme besonders in den Vordergrund, da vor dem Abflug keine Sichtprüfung durch einen Piloten stattfindet. Die Bauteilzustandsüberwachung ist trotz langjähriger Forschungstätigkeiten auf diesem Gebiet immer noch ein aktuelles Forschungsfeld. Viele unterschiedliche Ansätze wurden entwickelt, die sich grob in die Bereiche datenbasiert und modellbasiert unterteilen lassen [7]. Diese Verfahren ermöglichen eine Schadensdiagnose in den unterschiedlichen Stufen Detektion, Lokalisation, Bewertung und Konsequenz [94]. Die Verwendung faseroptischer Sensoren bietet dabei viele Vorteile [59]. So sind faseroptische Sensoren in der Lage, auf großen Längen effizient zu messen. Auch können diese Sensoren in eine Faserverbundstruktur integriert werden, was Vorteile hinsichtlich des Schutzes der Messfasern bietet. Jedoch müssen dabei die Implikationen des Sensors auf die Struktur berücksichtigt werden [56]. Allen diesen Verfahren ist jedoch noch weitestgehend gemeinsam, dass Mängel in der Robustheit gegenüber Betriebs- und Umweltbedingungen, eine unzureichende Zuverlässigkeit in der Fehlerdetektion oder die fehlende Echtzeitfähigkeit aufgrund einer zeitaufwändigen Datenverarbeitung ihrem Einsatz in fliegenden Strukturen derzeit noch im Wege stehen [7]. Eine ganzheitliche Betrachtung der kompletten Systemkette steht noch aus.

5 Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse des Vorhabens sortiert nach den drei Hauptarbeitspaketen dargestellt.

Für den Entwurf und die Bewertung von hochautomatisierten Flugzeugkonzepten für einen Silent Air Taxi-Betrieb wurden zunächst umfangreiche Arbeiten zur Neu- und Weiterentwicklung von Entwurfs- und Bewertungsmodellen durchgeführt. Anschließend wurden mit diesen Modellen Flugzeugentwurfsstudien durchgeführt, bei denen zentrale Entwurfparameter systematisch untersucht wurden. Unterkapitel [5.1](#) gibt integrierend in die grundsätzliche Beschreibung der bereits zu Projektbeginn bestehenden Methoden einen Überblick über die durchgeführten Arbeiten an den Entwurfs- und Bewertungsmodellen. Daran schließt sich die Auswertung der Entwurfsstudien an. Berichte zu den Ergebnissen der Referenzarbeiten aus AP 1.1 sind in den Abschnitten [5.1.1](#) bis [5.1.4](#) zusammengefasst. Im Abschnitt [5.1.5](#) sind die Ergebnisse zur Antriebsmodellierung und Technologieintegration aus den APs 1.2 und 1.3 dargestellt. Die Beschreibung der Modelle und die anschließende Durchführung und Auswertung von Flugzeugentwurfsstudien zur Ökoeffizienzbewertung wird in den Abschnitten [5.1.6](#) bis [5.1.8](#) dargestellt.

Für die Auslegung und Bewertung der Flugzeugstruktur sowie des integrierten Bauteilzustandüberwachungssystems sind mehrere Studien durchgeführt worden. Zuerst fand die Vorauslegung statt, welche in Sektion [5.2.1](#) beschrieben wird. Die anschließende Entwicklung von reduzierten Modellen, um additiv gefertigte Sandwichstrukturen mit Gitterkern zu simulieren, dessen Validierung sowie Anwendung, um den statischen Nachweis der Struktur durchzuführen, kann in Sektion [5.2.2](#) nachgelesen werden. Über die Entwicklung des Bauteilzustandüberwachungssystems, Sensorauswahl sowie verschiedene Sensitivitätsstudien wird in Sektion [5.2.3](#) berichtet. Anschließend werden in Sektion [5.2.4](#) Kostenaspekte im Hinblick auf die Fertigung, Materialauswahl sowie SHM-System diskutiert.

Für den Entwurf des Konzeptes der Hochautomatisierung wurden zunächst ein geeignetes Betriebs- und Systemkonzept inklusive einer sicheren Systemarchitektur entwickelt. Die dabei angewendeten Methoden und die erzielten Ergebnisse sind in dem Abschnitt [5.3.1](#) dargelegt. Ein besonderes Augenmerk lag bei der Integration des SAT in den gemeinsam mit konventionellen Teilnehmern genutzten Luftraum. Das erarbeitete Luftrumintegrationskonzept wird in der Sektion [5.3.3](#) beschrieben. Die Vorgehensweise bei der anschließenden Entwicklung der Flugführung und der Flugregelung sowie die dazu erforderliche Modellierung der Regelstrecke kann dem Kapitel [5.3.2](#) entnommen werden. Daran schließt sich die simulative Validierung der entwickelten Konzepte an. Die im Rahmen dieser Validierung durchgeführten Arbeiten werden im Kapitel [5.3.4](#) beschrieben.

5.1 HAP 1: Verteilte elektrische Antriebe

Für den Entwurf und die anschließende Bewertung der verschiedenen Flugzeugkonzepte für den SAT-Betrieb kommt im Rahmen dieses Projekts die seit mehr als einem Jahrzehnt am Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme (ILR) entwickelte Multidisciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization (MICADO) Umgebung für Kleinflugzeuge zum Einsatz. Die funktionale Struktur des MICADO-Entwurfs- und Auslegungsprozesses ist in Abbildung 5.1 dargestellt, in der jede blaue Kasten eines der Auslegungs- und Analysemodule darstellt.

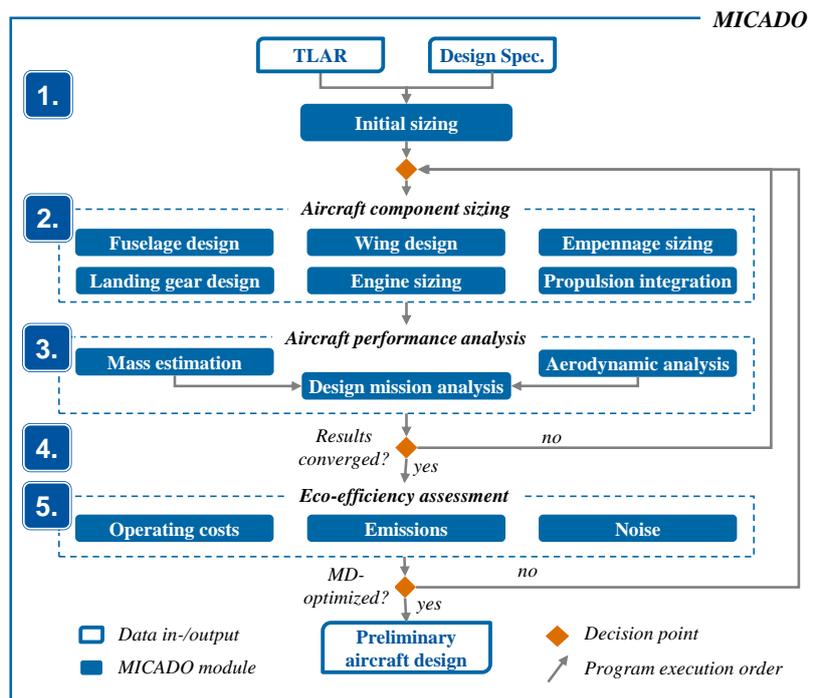


Abbildung 5.1: Programmablauf in der Entwurfs- und Bewertungsumgebung MICADO

Bei neuen Flugzeugentwürfen, sog. Clean Sheet Designs, beginnt der Entwurfsprozess mit einer anfänglichen Auslegung, bei der das Leistungsgewicht (P/W) und die Flächenbelastung (W/S) auf der Grundlage eines vorgegebenen Satzes von Top-Level-Flugzeuganforderungen (TLARs) und Entwurfsspezifikationen sowie einer anschließenden Constraint-Analyse bestimmt werden. Im Gegensatz dazu kann bei Nachentwürfen, bei denen bestehende reale Flugzeuge nachgebildet werden sollen, auf diesen Schritt verzichtet und die Parameter entsprechend vorgegeben werden. Danach werden die detaillierte Dimensionierung der Flugzeugkomponenten und die Leistungsanalyse iterativ wiederholt, bis alle vordefinierten Konvergenzkriterien unter einem benutzerdefinierten Schwellenwert für die prozentuale Änderung dieser Parameter zwischen zwei aufeinanderfolgenden Iterationen liegen. Zu den Konvergenzkriterien gehören die maximale Startmasse (MTOM), die Betriebsleermasse (OME), der Blocktreibstoff- und/oder Blockenergieverbrauch und der Ladestatus der Batterie am Missionsende bei (teil-)elektrischen Flugzeugen sowie die Position des Schwerpunktes entlang der Längsachse des Flugzeugs.

Für die Analyse der aerodynamischen Eigenschaften der Flugzeugentwürfe kommen zwei verschie-

dene Methoden zum Einsatz. Zum einen werden Auftrieb und induzierter Widerstand mit der Software LiftingLine [51, 52], die beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelt wird, zum Einsatz. Die weiteren Widerstandsanteile werden überwiegend mit Handbuchmethoden nach Raymer abgeschätzt. Für die Abschätzung der Massen der einzelnen Flugzeugkomponenten werden ebenfalls Handbuchmethoden nach Raymer und Nicolai verwendet, die von Gudmundsson [45] übersichtlich zusammengefasst sind. Für den Nachentwurf von Referenzflugzeugen können die Ergebnisse im Bereich Aerodynamik und Massenabschätzung mithilfe von linearen Skalierungsfaktoren angepasst werden, um die Realität möglichst genau nachbilden zu können.

Ein integrierter Parameterstudien-Manager ermöglicht es dem Benutzer, den Einfluss von Änderungen der Eingabewerte, wie z. B. der Entwurfsparameter und des Missionsprofils, auf das gesamte Flugzeugdesign, die Leistung, die Wirtschaftlichkeit und die ökologischen Auswirkungen zu untersuchen. Durch die modular aufgebaute Software-Architektur können einzelne Module leicht erweitert oder ausgetauscht werden. Ausführlichere Informationen über die Entwicklung von MICADO, die Struktur des Software-Codes und die einzelnen Module können in [1, 61, 96] nachgelesen werden.

5.1.1 Nachentwurf der Referenzflugzeuge

Als Referenzflugzeuge für den späteren Vergleich der neuen Flugzeugkonfigurationen für den SAT-Betrieb werden die *Cirrus SR22T* sowie die *Cessna T182T Skylane* herangezogen. Während die *Cirrus SR22T* bereits im Projektantrag vorgesehenen war, wurde die *Cessna T182T* im Verlauf des Projekts als Ersatz für die ursprünglich vorgesehene, hybrid-elektrisch angetriebene *Equator P2* ausgewählt. Letzteres Flugzeug ist während der Projektlaufzeit nicht über das Entwicklungsstadium hinausgekommen, sodass die Verfügbarkeit von Daten für einen sinnvollen Nachentwurf als Referenzflugzeug zu gering ist.

5.1.1.1 Cirrus SR22T

Bei dem ersten Referenzflugzeug handelt es sich um das Modell SR22T von der Cirrus Aircraft Corporation (Cirrus SR22T). Die SR22T ist ein konventionell angetriebenes Flugzeug mit turbogeladenem Kolbenmotor zur Beförderung von bis zu vier Personen. Für die SR22T sind Daten zur hinreichend genauen Nachmodellierung aus verschiedenen Quellen öffentlich verfügbar. Zugriff besteht einerseits auf ein Pilot Operating Handbook (POH) [19] sowie auf das online verfügbare Aircraft Maintenance Manual [20]. Weiterhin ist im openVSP Hangar ein 3D-Modell einer Cirrus SR22 [73] zum freien Download verfügbar. Dieses Modell wurde u.a. von Mark Moore und Michael Patterson erstellt und basiert ihrer Aussage nach auf exakten Zeichnungen. Zur Veranschaulichung ist in Abbildung 5.2 eine SR22T dargestellt.

Die wichtigsten Kenndaten der SR22T sind in der nachstehenden Tabelle 5.13 zusammengefasst.



Abbildung 5.2: Beispielhafte Darstellung einer Cirrus SR22T. ©James from Cheltenham, Gloucestershire, CC BY-SA 2.0 <<https://creativecommons.org/licenses/by-sa/2.0/>>, via Wikimedia Commons ([https://commons.wikimedia.org/wiki/File:N844MS_Cirrus_SR22_\(16549172566\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:N844MS_Cirrus_SR22_(16549172566).jpg))

Kenngröße	Einheit	Wert
Reichweite (inkl. 45 Minuten Holding)	<i>NM</i>	835
Reiseflughöhe	<i>ft</i>	10.000
Reisefluggeschwindigkeit	<i>km/h</i>	303,7
Kraftstoffmasse	<i>kg</i>	250,4
Nutzlast	<i>kg</i>	278
Passagieranzahl	-	3 (+ 1 Pilot)
Maximale Abflugmasse	<i>kg</i>	1633
Leergewicht	<i>kg</i>	1105
Flächenbelastung	<i>kg/m²</i>	121,3
Leistungsgewichtsverhältnis	<i>kW/kg</i>	0,14385

Tabelle 5.1: Übersicht zu den Entwurfsdaten für die Cirrus SR22T

5.1.1.2 Cessna T182T

Weitverbreitet, seit Jahrzehnten gebaut und hinsichtlich Geometrie, Aerodynamik und Flugleistung gut dokumentiert sind von Cessna die Modelle der Reihen 172 und 182. Hierbei handelt es sich um einmotorige Schulterdecker mit insgesamt vier Sitzplätzen. Um ein möglichst aktuelles Flugzeug als Referenz nachzuentwerfen, wurde das Modell *T182T Skylane* gewählt, das mit einem turbogeladenen Motor ausgestattet ist. Dieses Flugzeugmuster wurde auch im Rahmen der Masterarbeit von Henry Savic, die im Umfeld des Projekts Silent Air Taxi angesiedelt ist und betreut wurde, als Bewertungsgrundlage herangezogen. Die nachstehend aufgeführten Ergebnisse zur Nachmodellierung der originalen, d.h. noch nicht an die TLAR eines Silent Air Taxis angepassten *Cessna T182T* sind im Rahmen der Abschlussarbeit von Herrn Savic entstanden. Abbildung 5.3 zeigt beispielhaft eine Cessna T182T.

Die wichtigsten Parameter des Flugzeugs für den Nachentwurf können dem Pilot's Operating Handbook [18] dieses Flugzeugmusters entnommen werden und sind in Tabelle 5.2 zusammengefasst.



Abbildung 5.3: Beispielhafte Darstellung einer Cessna T182. ©Laurent ERRERA from L'Union, France, CC BY-SA 2.0 <<https://creativecommons.org/licenses/by-sa/2.0/>>, via Wikimedia Commons ([https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Cessna_T182T_Tancred_Aaviation_Inc._N5020A_-_MSN_18208097_\(9686856503\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Cessna_T182T_Tancred_Aaviation_Inc._N5020A_-_MSN_18208097_(9686856503).jpg))

KenngroÙe	Einheit	Wert
Reichweite (inkl. 45 Minuten Holding)	<i>NM</i>	491
Reiseflughöhe	<i>ft</i>	10.000
Reisefluggeschwindigkeit	<i>km/h</i>	268,5
Kraftstoffmasse	<i>kg</i>	174,5
Nutzlast	<i>kg</i>	311
Passagieranzahl	-	3 (+ 1 Pilot)
Maximale Abflugmasse	<i>kg</i>	1406
Leergewicht	<i>kg</i>	920
Flächenbelastung	<i>kg/m²</i>	86,9
Leistungsgewichtsverhältnis	<i>kW/kg</i>	0,12454

Tabelle 5.2: Übersicht zu den Entwurfsdaten für die Cessna T182T

5.1.2 Referenzmission für den SAT-Betrieb

Für eine möglichst gute Vergleichbarkeit der einzelnen Flugzeugkonfigurationen untereinander wird zunächst eine einheitliche Referenzmission definiert, die für die Auslegung der Flugzeuge verwendet wird. Die Referenzmission kann grundsätzlich in drei verschiedene Teilbereiche unterteilt werden. Dabei gibt es einerseits die Hauptmission, die den eigentlichen Flug vom Start- zum Zielflughafen beschreibt. Dazu wird ein Ausweichsegment vom Zielflughafen zu einem entsprechenden Ausweichflughafen sowie ein Haltesegment am Ausweichflughafen berücksichtigt. Neben dem eigentlichen Flug werden auch Rollphasen am Start- und Zielflughafen sowie das Starten und Landen simuliert. In Abb. 5.4 ist das Gesamtmissionsprofil wie zuvor beschrieben schematisch dargestellt.

Bei der Hauptmission erfolgt nach dem Start zunächst ein Steigflug bis auf Reiseflughöhe. Der Steigflug wird mit maximal möglicher Steiggeschwindigkeit (Rate of Climb) durchgeführt. Anschließend erfolgen der Reiseflughöhe bei konstanter Reiseflughöhe von 10.000 ft und einer Reisefluggeschwindigkeit von 300 km/h sowie abschließend der Anflug auf den Zielflughafen. Für die Hauptmission wird eine Länge von 500 km angenommen. Diese Distanz leitet sich aus der

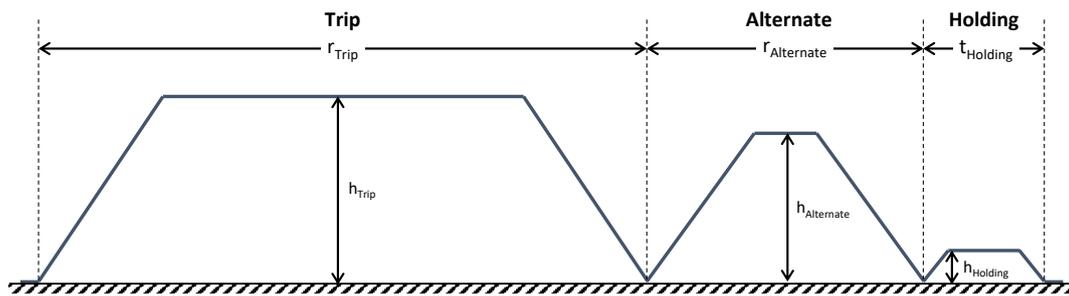


Abbildung 5.4: Schematische Darstellung des Gesamtmissionsprofils für die Flugzeugauslegung

Marktpotenzialanalyse in [61] ab, nach der 96% der für ODAM genutzten Flugstrecken eine Distanz von maximal 500 km aufweisen. Bei der hier gewählten Reisefluggeschwindigkeit handelt es sich um einen Kompromiss aus typischen Fluggeschwindigkeiten aktueller Kleinflugzeugen, die typischerweise unter diesem Wert liegen, und der in Vorstudien identifizierten Fluggeschwindigkeit für ODAM-Services, die mehr als 300 km/h betragen sollte. Hinsichtlich der gewählten Reiseflughöhe von 10.000 ft wird ebenfalls ein pragmatischer Kompromiss gewählt. Einerseits ermöglichen größeren Flughöhen ein effizienteres Fliegen, das auf geringeren aerodynamischen Widerstand aufgrund mit der Höhe abnehmender Luftdichte resultiert. Weiterhin kann in größeren Höhen das Wettergeschehen weitestgehend vernachlässigt werden, sodass kürzere und hinsichtlich der Turbulenz komfortablere Routenführungen gewählt werden können. Gleichzeitig erfordern Reiseflughöhen von mehr als 10.000 ft entweder eine Bedruckung der Kabine oder eine dauerhafte Versorgung von Piloten und Passagieren mit Sauerstoff. Im Sinne einer möglichst einfachen Konstruktion der Rumpfstruktur und eines hohen Passagierkomforts wird entsprechend auf den Einbau einer Druckkabine bzw. den Flug in Höhen von mehr als 10.000 ft verzichtet.

Da beispielsweise schlechtes Wetter oder andere nicht vorhersehbare Ereignisse am Zielflughafen eine dortige Landung unmöglich machen können, wird in Ergänzung zur Hauptmission ein Flug vom eigentlichen Zielflughafen zu einem Ausweichflughafen simuliert. Für die Ausweichstrecke wird eine Distanz von 100 km angenommen, die auf einer Flughöhe von 6.000 ft und mit der regulären Reisefluggeschwindigkeit zurückgelegt wird.

Auch am Ausweichflughafen kann es unter Umständen zu Wartezeiten kommen, bevor eine Landung final durchgeführt werden kann. Vor diesem Hintergrund wird für die Gesamtmission ein Haltesegment mit einer Länge von 45 Minuten berücksichtigt. Dieses Haltesegment soll bei einer konstanten, reduzierten Motorleistung von 65% in einer Höhe von 1.500 ft geflogen werden.

Vor dem Ausweichsegment und dem Haltesegment sinken die Flugzeuge jeweils bis auf 15 m Hindernishöhe ab bevor sie wieder auf die geforderten Höhen des Ausweich- bzw. Haltesegments steigen. Dadurch wird auch bei der Auslegung hybrid-elektrisch angetriebener Flugzeugkonfigurationen sichergestellt, dass die Batterien ausreichend groß ausgelegt werden, um im Fall eines fehlgeschlagenen Landeversuchs oder bei notwendig werdenden Ausweichflügen weitere Steigflüge absolvieren zu können.

Hinsichtlich der zu transportierenden Nutzlast wird gefordert, dass vier Personen inklusive leichtem Gepäck befördert werden können sollen. Dies entspricht einerseits der Sitzplatzkapazität vieler aktueller Kleinflugzeuge. Andererseits bleibt durch die geringe Anzahl der individuelle Charakter des Transport weitestgehend vorhanden. Gemäß DIN 33402 kann von einem durchschnittlichen Körpergewicht von 79 kg pro Person ausgegangen werden. Für Gepäck wird pro Passagier von weiteren 10 kg Transportmasse ausgegangen. Dies führt zu einer geforderten Nutzlast von insgesamt 356 kg, die über die zuvor beschriebene Strecke transportiert werden soll. Bei geringeren Beladungen können sich entsprechend größere Reichweiten der Flugzeuge ergeben.

5.1.3 Entwurf angepasster Referenzflugzeuge

Um einen fairen Vergleich zwischen den einzelnen Flugzeugkonzepten mit den Referenzflugzeugen durchzuführen, werden abgewandelte Versionen der Referenzflugzeuge entworfen, die die gleichen Anforderungen erfüllen wie die Flugzeugkonfigurationen, die für den SAT-Betrieb in Frage kommen. Dies bezieht sich im Wesentlichen auf die im vorausgehenden Abschnitt beschriebenen Anforderungen, die sich aus dem Missionsprofil und der geforderten Nutzlast von 356 kg ergeben. Nachfolgend wird beschrieben, wie sich die Entwürfe für die *Cirrus SR22T* sowie die *Cessna T182T* verändern, wenn die Anforderungen für den SAT-Betrieb zugrunde gelegt werden. Um die für die SAT-Mission angepassten Versionen der beiden Referenzflugzeuge zu erhalten, werden jeweils die kalibrierten MICADO-Module verwendet, mit denen zuvor die Nachentwürfe der originalen Flugzeuge erzeugt wurden. Dies bedeutet, dass bspw. Kalibrierungsfaktoren für den Kraftstoffverbrauch oder die einzelnen Massenanteile jeweils übernommen werden. Die grundlegenden Entwurfsparameter Leistungsgewicht P/W und Flächenbelastung W/S werden für die beiden Flugzeugtypen zwar unterschiedlich aber als jeweils konstant angenommen.

5.1.3.1 Für SAT-Mission angepasste Version der Cirrus SR22T

Im Vergleich zu den für den Nachentwurf der Cirrus SR22T genutzten Werte ergeben sich bei der SAT-Mission einige Abweichungen. Einerseits ist die Reichweite mit 500 km für die Mission und 100 km für die Ausweichstrecke insgesamt deutlich kürzer als die mit maximaler Treibstoffmasse fliegbare Strecke von 835 NM bzw. rund 1550 km der original SR22T. Im Gegensatz dazu liegt die geforderte Nutzlast mit 356 kg deutlich über der originalen Nutzlast von 278 kg. Die Reisefluggeschwindigkeit von 300 km/h auf der SAT-Mission ist hingegen fast identisch mit der Auslegungsreisefluggeschwindigkeit von 303,7 km/h, die für den Nachentwurf des Originals verwendet wurde.

Die auszugsweise in Tab. 5.3 dargestellten Entwurfsergebnisse für eine an die SAT-Mission angepasste Version der Cirrus SR22T zeigen, dass sich ein Flugzeug ergibt, dass sowohl bezogen auf die Leermasse als auch bezogen auf die resultierende maximale Abflugmasse rund 9-10% leichter ist. Aufgrund der als konstant angenommenen Verhältnisse für das Leistungsgewicht und die Flächenbelastung verringern sich auch die installierte Nennleistung sowie die Flügelfläche um den gleichen

Faktor. Die Anpassung an die SAT-Mission hat weiterhin zur Folge, dass das angepasste Flugzeug auf der SAT-Mission einen rund 7,6% geringeren Blockkraftstoffverbrauch aufweist als das original Flugzeug, wenn es die SAT-Mission erfüllen soll. Auch der insgesamt zu tankende Kraftstoff, um bei Bedarf noch ein Ausweich- und ein Haltesegment fliegen zu können, ist für das angepasste Flugzeug 8,2% geringer.

Kenngroße	Einheit	original	angepasst	Abweichung
Maximale Abflugmasse	<i>kg</i>	1633	1477	-9,6%
Leergewicht	<i>kg</i>	1105	1007	-8,9%
Blockkraftstoff	<i>kg</i>	73,9	68,3	-7,6%
Getankter Kraftstoff	<i>kg</i>	124,2	114,0	-8,2%

Tabelle 5.3: Vergleich zwischen original und angepasster Cirrus SR22T auf der SAT-Mission

5.1.3.2 Für SAT-Mission angepasste Version der Cessna T182T

Ähnlich wie bei der Cirrus SR22T ergeben sich auch im Vergleich zu den für den Nachentwurf der Cessna T182T genutzten Werte und den Anforderungen der SAT-Mission einige Abweichungen. Die geforderte Reichweite von 500 km für die SAT-Mission und 100 km für die Ausweichstrecke ist ebenfalls kürzer als die mit maximaler Treibstoffmasse fliegbare Strecke der Cessna T182T von 491 NM bzw. rund 910 km. Die Abweichung ist allerdings geringer als bei der Cirrus SR22T. Die geforderte Nutzlast von 356 kg liegt auch bei der Cessna T182T deutlich über der originalen Nutzlast von 311 kg. Allerdings auch hier weniger deutlich als bei der Cirrus SR22T. Entscheidend ist allerdings die für den Nachentwurf genutzte Reisefluggeschwindigkeit von nur 268,5 km/h, die damit deutlich unter den geforderten 300 km/h für die SAT-Mission liegt.

Entsprechend stellt sich beim Entwurf eines Flugzeugs mit den gleichen Eigenschaften wie denen der Cessna T182T, die lediglich an die Anforderungen der SAT-Mission angepasst sind, heraus, dass das dabei resultierende Flugzeug nicht in der Lage ist, die geforderte Reisefluggeschwindigkeit von 300 km/h, die rund 32 km/h über der Auslegungsgeschwindigkeit des Originals liegt, zu erreichen. Aufgrund des als konstant angenommenen Leistungsgewichts P/W hat der Motor des resultierenden Flugzeugs zu wenig Leistung, um die geforderte Reisefluggeschwindigkeit erreichen zu können.

Auch für die angepasste Cessna T182T sind die Ergebnisse des angepassten Entwurfs auszugsweise in Tab. 5.4 dargestellt. Im Gegensatz zum Fall der Cirrus SR22T ergeben sich für die angepasste Cessna lediglich um etwa 2% reduzierte Werte für das Leergewicht und die maximale Abflugmasse. Dies ist damit zu erklären, dass die SAT-Mission zwar kürzer als die original Auslegungsmission ist, allerdings muss mehr Nutzlast transportiert und zusätzlich Kraftstoff für das Ausweichsegment getankt werden. Im Vergleich zur Cirrus SR22T kann der Kraftstoffbedarf bei der Cessna T182T durch eine Anpassung an die SAT-Mission mit einer Veränderung von -1,3 bzw. -1,4% kaum reduziert werden.

Kenngröße	Einheit	original	angepasst	Abweichung
Maximale Abflugmasse	kg	1407	1381	-1,8%
Leergewicht	kg	921	902	-2,0%
Blockkraftstoff	kg	78,9	77,9	-1,3%
Getankter Kraftstoff	kg	125,1	123,3	-1,4%

Tabelle 5.4: Vergleich zwischen original und angepasster Cessna T182T auf einer angepassten SAT-Mission mit 250 km/h Reisefluggeschwindigkeit

5.1.4 Auswahl einer Level 0-Konfiguration für ein Silent Air Taxi

Nachfolgend wird beschrieben, wie eine Level 0-Flugzeugkonfiguration als gemeinsamer Startpunkt für die Modellierungsarbeiten im Projekt gewählt wurde. Dazu wurde auch im Jahresbericht 2018 berichtet.

Um die Möglichkeiten der Effizienzsteigerung durch elektrische Antriebe zu untersuchen, hat die NASA verschiedene Projekte ins Leben gerufen. Dazu zählen u.a. das LEAPTech und das SCEPTOR Projekt [79]. Ziel ist es, eine Gesamtsystemeffizienzsteigerung eines Kleinflugzeugs im schnellen Reiseflug von 500% zu demonstrieren. Dies soll einerseits durch Elektrifizierung des Antriebstrangs und andererseits durch die Auslegung des Tragflügels für Reiseflugbedingungen erreicht werden. Da die durch die Optimierung für Reiseflugbedingungen resultierende Flügelfläche nicht mehr ausreichend ist, um im Langsamflug, insbesondere während Start und Landung, auch unter Zuhilfenahme von Klappensystemen genügend Hochauftrieb zu erzeugen, geht mit der Verkleinerung des Tragflügels die Notwendigkeit der Verwendung eines aktiven Hochauftriebssystems einher. Dieses aktive Hochauftriebssystem besteht aus mehreren, vor der Flügelvorderkante angeordneten Hochauftriebspropellern, die für eine zusätzliche Anströmung des Flügels sorgen. Experimentell wird dieses Vorgehen am Beispiel einer in Abbildung 1 gezeigten Tecnam P2006T demonstriert. Theoretische Überlegungen zum Konzept der Hochauftriebspropeller können z.B. bei Patterson [82] gefunden werden.

Die Tecnam P2006T ist ein zweimotoriges Flugzeug für den Transport von bis zu vier Personen (inkl. Pilot) [23]. Die Leermasse des Flugzeugs liegt bei lediglich 760 kg, die maximale Startmasse bei 1180 kg. Dementsprechend kann eine Nutzlast von 420 kg (Treibstoff und Passagiere) transportiert werden.

In mehreren Schritten wird der Flügel durch die NASA verkleinert und die beiden konventionellen Motoren durch elektrische Motoren ersetzt. Der Vortrieb für den Reiseflug wird bei dem NASA-Konzept durch zwei an den Flügelspitzen angeordneten Propeller erzeugt. Für den Hochauftrieb sind an der Flügelvorderkante insgesamt 12 Hochauftriebspropeller verteilt, die im Reiseflug zusammengeklappt werden, um den Widerstand möglichst gering zu halten. Durch die Modifikation des Flügels und des Hochauftriebssystems kann die Flügelfläche von 14,8 m² auf 6 m² reduziert werden. Gleichzeitig erhöht sich die Streckung des Flügels von 8,8 auf 15.

Das von der NASA vorgeschlagene Konzept für ein elektrisch angetriebenes Flugzeug mit einer neuen Konfiguration wird insgesamt als sehr vielversprechend bewertet. Aus diesem Grund orientiert sich die Level 0-Konfiguration für den Silent Air Taxi-Flugzeugentwurf zunächst am Konzept der NASA. Dies gilt insbesondere für die Gestaltung des Flügels und des Hochauftriebssystems.

Mit der am ILR entwickelten Flugzeugvorentwurfs- und -bewertungsumgebung MICADO [61, 89, 96] sind Level-0-Konfigurationen erstellt worden. Die Ergebnisse erster Silent Air Taxi-Entwürfe mit MICADO sind im Folgenden kurz beschrieben. In Abbildung 5.5 ist eine Darstellung des Entwurfs einer Level 0-Konfiguration gezeigt.

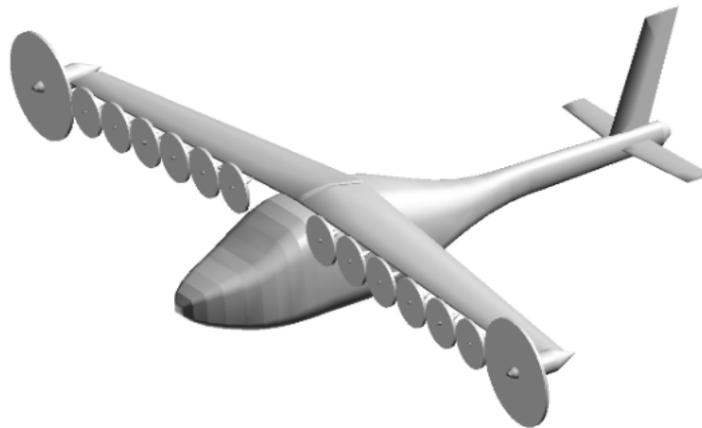


Abbildung 5.5: Darstellung eines initialen Entwurfs einer Level 0-Konfiguration

Da es in einer so frühen Phase des Projekts schwierig war, bereits eine Konfiguration fix zu definieren, wurde zunächst eine Studie für den Entwurf der Level 0-Konfiguration bestehend aus insgesamt 10 verschiedene Kombinationen von Designparametern durchgeführt. Variiert wurden der unter der Verwendung des DEP-Systems maximal zu erreichende Auftriebsbeiwert (2,5 – 4,5) sowie die Reisefluggeschwindigkeit (250 km/h und 300 km/h). Alle Konfigurationen sind voll-elektrisch ausgelegt und die Design-Payload liegt bei 307 kg. Als Energiedichte der Batterien wurde ein Wert von 400 Wh/kg auf Packebene angenommen. Dies entspricht dem Stand der Technik, der für das Jahr 2030 erwartet wird [39]. Nichtsdestotrotz zeigen die Studien, dass bei der gewählten Designmission und den weiteren Anforderungen mit insgesamt sehr großen Batteriemassen zu rechnen ist, die zu Flugzeugen mit unverhältnismäßig großen Gesamtmassen führen. Aus diesem Grund wurde die Reichweite für die voll elektrisch angetriebenen Flugzeuge zunächst von 500 km auf 300 km reduziert. Zusätzlich zu dem 300 km-Flug ist allerdings noch Reserveenergie für weitere 45 Flugminuten berücksichtigt. Diese sind für ein eventuell notwendiges Holding am Zielort vorgesehen und müssen entsprechend der europäischen Vorschriften für den kommerziellen Transport von Passagieren berücksichtigt werden [30]. Die Stallspeed ist entsprechend den Anforderungen der CS-23 auf 31,4 m/s festgelegt [15]. Die Streckung des Flügels ist bei allen Konfigurationen auf den konstanten Wert 15 fixiert. Trotz der signifikanten Reduktion der Reichweite liegen die Leergewichte der ersten Flugzeugentwürfe deutlich über den Leergewichten der Tecnam P2006T. Ein Überblick zu den gewählten Designparametern und den dazugehörigen Ergebnissen ist in Tabelle 5.5 gegeben.

#	$C_{L,max}$	v_{cr} km/h	OME kg	MTOM kg	Flügelfläche m^2	Blockenergie kWh	Missionsenergie kWh
1	2,5	250	1218	1525	9,9	102,5	143,0
2	3,0	250	1276	1583	8,6	108,7	156,4
3	3,5	250	1361	1668	7,7	118,1	173,3
4	4,0	250	1533	1840	7,5	136,3	200,7
5	4,5	250	1761	2068	7,5	160,9	236,8
6	2,5	300	1448	1755	11,4	128,3	190,2
7	3,0	300	1414	1721	9,3	124,6	184,5
8	3,5	300	1428	1735	8,1	126,5	187,1
9	4,0	300	1544	1850	7,5	137,3	202,9
10	4,5	300	1710	2017	7,3	152,9	226,7

Tabelle 5.5: Übersicht zu Designparametern und Ergebnissen für Level 0-Konfiguration

5.1.5 Antriebsmodellierung in MICADO

In diesem Abschnitt erfolgt eine kurze Zusammenfassung der Arbeiten zur Propellermodellierung und der Antriebsstrangmodellierung im Allgemeinen. Zu den Arbeiten zur Propellermodellierung wurde bereits in den Zwischenberichten für die Jahre 2018 und 2019 berichtet, sodass an dieser Stelle nur eine kurze Zusammenfassung erfolgt.

Hochauftriebspropeller werden an der Flügelvorderkante positioniert und sollen im Fall langsamer Fluggeschwindigkeiten durch ihren Betrieb eine Erhöhung der Anströmgeschwindigkeit des Tragflügels und dadurch zusätzlichen Auftrieb verursachen. Ziel ist es, den Tragflügel dadurch kleiner und für den Reiseflug effizienter gestalten zu können.

Die bestehenden Modellierungsoptionen wurden um eine Möglichkeit erweitert, den Einbauwinkel der Hochauftriebspropeller variabel und vom Entwerfer steuerbar vorzugeben, um den Einfluss dieses Entwurfsparameters gezielt untersuchen und eine Optimierung vornehmen zu können. Bei anschließenden Entwurfsstudien zeigte sich, dass der optimale Einbauwinkel bei dem untersuchten Flugzeugmodell nicht wie bislang angenommen betragsmäßig identisch zum maximal angenommenen Anstellwinkel des Flügels ist, sondern bei einigen Grad mehr liegt. In Zahlen ausgedrückt bedeutet dies für dieses Beispiel, dass bei einem maximalen Anstellwinkel des Flügels von $8,1^\circ$ der optimale Einbauwinkel der Hochauftriebspropeller bei -11° identifiziert werden konnte. Bislang wurde der Einbauwinkel zu $-8,1^\circ$ angenommen.

In der bisherigen Modellierung der Interaktion zwischen Propellerabströmung und Tragflächenaerodynamik wurde lediglich die axiale Komponente der Propellerabströmung berücksichtigt. Dies hat zur Folge, dass der Drall in der Strömung und die Unterschiede durch auf- und abschlagende Blätter vor dem Flügel unberücksichtigt bleiben. Um hier einen höheren Detailgrad zu erzielen, wurde die Methodik so ergänzt, dass die von MICADO bestimmte Propellerabströmung als Eingangsgröße in das Programm zur Berechnung von Auftrieb und induziertem Widerstand der Tragflächen, DLR LiftingLine, übergeben werden kann. Durch dieses Vorgehen ist der Einfluss des Betriebs der Hochauftriebspropeller nun in der Auftriebsverteilung über die Flügelspannweite zu erkennen. Im Vergleich zur bislang bestimmten Auftriebspolaren bei Betrieb der Hochauftriebspropeller ergibt

sich nun eine Polare, die auf etwas verringerten Hochauftrieb hindeutet. Der höhere Detailgrad in der neuen Modellierung deutet zwar zunächst auf hochwertigere Ergebnisse hin, allerdings kann dies ohne entsprechende Messdaten bspw. aus Windkanalversuchen nicht verifiziert werden. An dieser Stelle wurde eine Kooperation mit der TU Hamburg zur Durchführung von Windkanalmessungen begonnen, die innerhalb der Projektlaufzeit allerdings noch keine Ergebnisse liefern konnte. Ein weiteres Problem im Zusammenhang mit dem hier beschriebenen Vorgehen besteht noch in der hohen Rechenzeit, die insbesondere im Zusammenhang mit Parameterstudien, bei denen sehr viele Flugzeuge entworfen werden, herausfordernd ist.

Auch bei eingeklappten Hochauftriebspropellern wird alleine durch die Anwesenheit der Motorgondeln die Umströmung der Tragflächen beeinflusst und dadurch der Auftrieb verringert. Um diesen in der Modellierung bislang gar nicht berücksichtigten Effekten zu erfassen, wurden verschiedene Möglichkeiten untersucht. Dabei erwies sich für den Vorentwurf lediglich eine vereinfachte Darstellung durch eine künstliche Verschiebung der Auftriebspolaren um ein durch den Nutzer spezifizierbares Auftriebs-Delta als praktikabel. Parameterstudien ergaben, dass durch eine Parallelverschiebung der Auftriebspolaren nach unten um Werte von $\Delta C_L = 0.1$ Ergebnisse erzielt werden können, die vergleichbar zu denen beim NASA X-57 Demonstrator sind.

Ein wichtiger Bestandteil bei der Modellierung sind neben der Modellierung der schuberzeugenden Komponenten auch die allgemeine Gestaltung der Antriebsstränge, die nachfolgend diskutiert wird.

Neben rein konventionellen und rein (batterie-)elektrischen Antrieben existieren auch Mischformen von diesen beiden Antriebstypen. Bei diesen sog. hybrid-elektrischen Antrieben sind entweder seriell- oder parallel-hybride Konfigurationen denkbar. Bei seriell-hybriden Konfigurationen werden die Propeller von elektrischen Motoren angetrieben. Die benötigte elektrische Leistung zum Betrieb der Motoren stammt von Batterien und einer sog. Range Extender-Einheit, bei der mithilfe eines konventionellen Verbrennungsmotors und eines Generators ebenfalls elektrische Leistung erzeugt werden kann. Bei drehmomentaddierenden ("Torque Split") parallel-hybriden Konfigurationen wird die vom Propeller benötigte mechanische Leistung auf der gleichen Welle von einem Elektromotor und einem Verbrennungsmotor bereitgestellt. Hingegen sind bei schubaddierenden ("Thrust Split") parallel-hybriden Antriebssträngen der elektrische und der konventionelle Antriebsstrang unabhängig voneinander und treiben jeweils nur die ihnen zugeordneten Propeller an. Eine schematische Übersicht zu den Funktionsprinzipien der zuvor genannten Antriebsstrangkonfigurationen ist in Abbildung 5.6 gegeben.

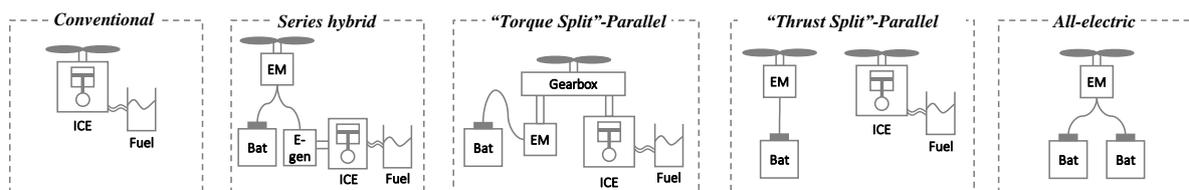


Abbildung 5.6: Schematische Darstellung verschiedener Antriebsstrangarchitekturen

Für die Charakterisierung parallel-hybrider Antriebsstränge wird der sog. Leistungshybridisierungsgrad H_P verwendet. Dieser beschreibt das Verhältnis von an den Propellerwellen anliegender

elektrisch erzeugter Wellenleistung zu der insgesamt im Flugzeug installierten Nennleistung aller Motoren zur Vortriebserzeugung.

$$H_P = \frac{P_{el}}{P_{el} + P_{konv}} \quad (5.1)$$

Im Gegensatz zu parallel-hybriden Antriebssträngen erfolgt die Charakterisierung seriell-hybrider Antriebe nicht bezogen auf die installierte Leistung, sondern auf die verschiedenen Energieanteile, die zur Vortriebserzeugung verwendet werden. Nach Kreimeier [61] bezeichnet der sog. Energiehybridisierungsgrad H_E das Verhältnis der von den Batterien bereitgestellten Leistung zu insgesamt elektrisch bereitgestellter Leistung am Eingang der Controller an den Elektromotoren. Die Wahl des Controllereingangs als Ort der Verhältnisbestimmung bietet den Vorteil, dass etwaige Verluste wie z.B. die Länge der Übertragungswege von Batterie zum Controller oder Wirkungsgradunterschiede bei verschiedenen Range Extender-Einheiten keinen Einfluss auf den Energiehybridisierungsgrad nehmen.

$$H_E = \frac{E_{el}}{E_{el} + E_{fuel}} \quad (5.2)$$

5.1.5.1 Parallel-hybrider Antriebsstrang

Die Möglichkeit zur Modellierung parallel-hybrider Antriebsstränge in der 'Torque split'-Form wurde im Rahmen dieses Vorhabens erstmals in MICADO implementiert. Dazu wurde auf ein im Rahmen des EU-Projekts H3PS ¹ vorgestelltes Konzept, bei dem der Elektromotor bei Bedarf die Kurbelwelle des Verbrennungsmotors antreiben kann, aufgesetzt. In diesem Fall wird der Propeller also parallel vom Verbrennungsmotor und vom Elektromotor angetrieben.

Die Herausforderung bei der Modellierung dieses Antriebskonzepts in MICADO besteht darin, dass aufgrund zu vieler Interpolationsdimensionen entgegen der ursprünglichen Modellierungslogik, nicht mehr vorab ein einziges Gesamtkennfeld für Propeller, Verbrennungs- und Elektromotor bestimmt werden kann, sondern die jeweils optimale Kombination des Betriebszustands dieser drei Komponenten in Echtzeit während der Missionssimulation bestimmt werden muss. Um dies zu ermöglichen, wurde die nachfolgend beschriebene Logik implementiert. Wichtigste Auslegungsgröße für den parallel-hybriden Antriebsstrang ist die sog. Auslegungshybridisierung bezogen auf die installierte Nennleistung, weiter oben bereits als Leistungshybridisierungsgrad eingeführt (siehe Gleichung 5.1). Diese gibt das Verhältnis von elektrischer zu insgesamt installierter Vortriebsleistung an. Ein Flugzeug mit einer Gesamtvortriebsnennleistung von 200 kW, bei der 40 kW Nennleistung auf den Elektromotor entfallen, hat beispielsweise einen Auslegungshybridisierungsgrad von 20% (40 kW/200 kW). Neben der Auslegungshybridisierung wurde auch die so bezeichnete Betriebsybridisierung als wichtiger Betriebsparameter identifiziert. Diese gibt an, welcher relative Anteil der in einem Missionspunkt maximal zur Verfügung stehenden elektrischen Leistung tat-

¹<https://www.h3ps.eu/>, zuletzt abgerufen: 7. Mai 2020

sächlich genutzt wird. In der Standardeinstellung werden während des Steigsegments bspw. 100% der verfügbaren elektrischen Leistung, d.h. in dem o.g. Beispiel also maximal 40 kW, verwendet, wohingegen im Reiseflug die elektrische Leistung auf 0% reduziert wird, um über die Gesamtmision betrachtet möglichst wenig elektrische Energie zu verwerten bzw. die elektrische Energie nur in den Phasen einzusetzen, in denen sie sinnvoll verwendet werden kann.

5.1.5.2 Seriell-hybrider Antriebsstrang

Wie in Gleichung 5.2 beschrieben wird, erfolgt die Auslegung des seriell-hybriden Antriebsstrangs im Wesentlichen anhand des Energiehybridisierungsgrad, der das Verhältnis von elektrischer zur konventioneller Energie am Controllereingang für die Vortriebserzeugung angibt. Anhand dieses Verhältnisses kann einerseits die kapazitive Größe der Batterie und andererseits die Nennleistung der Range Extender-Einheit bzw. insbesondere des darin verbauten Verbrennungsmotors bestimmt werden. Der Verbrennungsmotor wird so ausgelegt, dass bei einem möglichst gleichmäßigen Betrieb über die Mission das vorgegebenen Hybridisierungsverhältnis erreicht wird. Dies hat den Vorteil, dass der schwere Verbrennungsmotor nicht für Lastspitzen (diese werden über die Batterien abgefangen) ausgelegt werden muss und konstant bei einem möglichst hohen Wirkungsgrad betrieben werden kann.

Im Rahmen von Vorstudien in diesem Projekt wurde festgestellt, dass die Nutzung der Batterieenergie auf Missionen, die von der Reichweite her kürzer als die Auslegungsmission sind, aufgrund des für die Simulation hinterlegten Algorithmus nicht optimal ist. Vor diesem Hintergrund wurde im Rahmen des Projekts eine entsprechende Anpassung durchgeführt, durch welche die verfügbare Batterieenergie auf kurzen Missionen vollständig genutzt und der Kraftstoffbedarf dadurch reduziert werden kann. Dazu wurde ausführlich im Zwischenbericht für das Jahr 2020 berichtet.

5.1.5.3 Modellbeschreibung für die Antriebsstrangkomponenten

Zu den grundsätzlich berücksichtigten Komponenten bei der Modellierung von Antriebssträngen gehören im Zusammenhang mit MICADO der Propeller, Verbrennungs- und Elektromotoren, Kabel, Leistungselektronik, Wechselrichter, Batterien und Kraftstofftanks. Die Modellierung wesentlicher Komponenten wird im Folgenden kurz beschrieben. Für die weiteren Komponenten wird auf die Literatur [61] verwiesen.

Motorenmodellierung

Sowohl Verbrennungs- als auch Elektromotoren werden im Wesentlichen durch ein Kennfeld modelliert, in dem die Effizienz in Abhängigkeit des anliegenden Drehmoments und der Kurbelwellendrehzahl hinterlegt ist. Für den Verbrennungsmotor kann damit der resultierende Kraftstofffluss zur Bereitstellung spezifischer Drehmoment-Drehzahl-Kombinationen bestimmt werden. Für die

Elektromotoren ergibt sich entsprechend die am Eingang des Motors benötigte elektrische Leistung.

Die Bestimmung der Nennleistung der Motoren erfolgt anhand der Kennfelder durch Suche der jeweils maximal abgebbaren Wellenleistung. Etwaige zeitliche Beschränkungen der Leistungsabgabe, bspw. durch Temperaturlimits, können nicht berücksichtigt werden. Sollte für einen Flugzeugentwurf eine Skalierung des Kennfelds hin zu abweichenden Nennleistungen notwendig sein, wird zunächst der Faktor zwischen geforderter Nennleistung und maximaler Nennleistung aus dem Kennfeld bestimmt. Anschließend wird unter Beibehaltung der tabellierten Drehzahlen jeweils das Drehmoment und der Kraftstofffluss bzw. elektrische Eingangsleistungsbedarf linear skaliert.

Propellermodellierung

Die Modellierung von Propellern, die primär zur Schuberzeugung vorgesehen sind, erfolgt ebenfalls im Wesentlichen über ein Kennfeld. In diesem Kennfeld ist der Propellerwirkungsgrad in Abhängigkeit des Fortschrittsgrads, der die Fluggeschwindigkeit ins Verhältnis zur Propellerdrehzahl und dem Propellerdurchmesser setzt, und dem Leistungskoeffizienten, der die Propellerwellenleistung ins Verhältnis zur Luftdichte, Propellerdrehzahl zur dritten Potenz und Propellerdurchmesser zur fünften Potenz setzt.

Gemeinsamer Betrieb von Propellern und Motor(en)

Um parallel-hybride Antriebe simulieren zu können, wurde im Rahmen dieses Vorhabens die Logik zur Verschaltung von Propeller und Motor(en) vollständig überarbeitet. In der alten Logik wurde vorab das gemeinsame Verhalten von Propeller und Motor bestimmt und während der Missionssimulation aus einem Lookup-Table ausgelesen. In der neuen Logik wird der jeweilige Zustand für jeden Missionsschritt einzeln in Echtzeit optimiert. Dazu wird ausgehend vom Betriebs-hybridisierungsgrad (nur für parallel-hybride Antrieb relevant) und dem Flugzustand, der durch Schubanforderung, Flughöhe und -geschwindigkeit gekennzeichnet ist, für jeden Missionspunkt die gesamteffizienzoptimale Kombination von Propeller-, Verbrennungs- und Elektromotorbetriebszustand im Sinne von Drehzahl und Drehmoment ermittelt. Der Algorithmus identifiziert zunächst die für den jeweiligen Flugzustand möglichen Propellerdrehzahlen und Propellerwellenleistungen, um den benötigten Schub zu erzeugen. Anschließend wird geprüft, welche dieser Drehzahl und Wellenleistungs- bzw. Drehmomentkombinationen für die Motoren zulässig ist. In einem letzten Schritt wird für alle zulässigen Kombinationen die Gesamteffizienz bestimmt und die Kombination mit der höchsten Gesamteffizienz ausgewählt.

Batteriemodellierung

Für die Modellierung der elektrischen Energiespeicher, d.h. der verbauten Batterien, wird eine Modellierung auf Batteriepackebene gewählt. Das bedeutet, dass die Eigenschaften der Batterie

vereinfacht für das gesamte Pack angenommen werden und eine weitere Detaillierung bis auf Zellebene nicht erfolgt. Für die Dimensionierung der Batterie wird zunächst die für das Fliegen der gesamten Mission notwendigen Energie bestimmt. Weiterhin wird berücksichtigt, dass die Batterie gewissen Alterungsaspekten unterliegt. Hier wird angenommen, dass die Batterie so dimensioniert sein muss, dass die gesamte Auslegungsmission samt Reservesegmenten auch am Lebensende der Batterie noch geflogen werden kann. Das Batterielebensende wird als der Punkt definiert, an dem die verbleibende, nutzbare Kapazität noch 90% der ursprünglichen Kapazität im Neuzustand beträgt. Weiterhin wird berücksichtigt, dass die Batterie nicht vollständig entladen werden darf, um die Lebensdauer durch Tiefentladung nicht unnötig zu verkürzen. Dazu wird davon ausgegangen, dass der Ladezustand am Ende der Mission nicht unter 10% sinken darf. Die resultierende Masse des Batteriepacks wird mithilfe einer gravimetrischen Massenkonzentration bestimmt. Für das Jahr 2030 wird angenommen, dass diese Konstante auf Packebene einen Wert von 400 Wh/kg erreicht. Hinsichtlich der volumetrischen Energiedichte für die Berechnung des Packvolumens wird von einer Konstante mit dem Wert 600 Wh/kg ausgegangen. Weiterhin wird berücksichtigt, dass während des Entladens der Batterie interne Verluste entstehen.

5.1.6 Modelle für die Ökoeffizienzanalyse mit MICADO

In den nachfolgenden Abschnitten werden die Anpassungen der Methoden und Modelle für die Bewertung der Ökoeffizienz der Flugzeuge für einen Silent Air Taxi-Betrieb beschrieben, die im Rahmen von Arbeitspaket 1.4 durchgeführt wurden. Dabei handelt es sich um Methoden und Modelle zur Abschätzung von Schadstoffemissionen und Klimawirkung (vgl. Abschnitt 5.1.6.1), zur Berechnung der resultierenden Schallemissionen (vgl. Abschnitt 5.1.6.2) und zur Bestimmung der anfallenden Betriebskosten (vgl. Abschnitt 5.1.6.3).

5.1.6.1 Schadstoffemissionen und Klimawirkung

Der Vergleich von Luftschadstoffemissionen, die z.B. im Zusammenhang mit verschiedenen Mobilitätsoptionen stehen, kann grundsätzlich auf verschiedenen Ebenen durchgeführt werden. Diese Emissionen werden einerseits beim Betrieb und andererseits bei der Erzeugung der jeweiligen Energieträger frei. Weiterhin kann unterschieden werden, ob es sich um Emissionen handelt, die eher die lokale Luftqualität oder die Klimaentwicklung beeinflussen.

Für Flugzeugantriebe mit Standschüben von mehr als 26,7 kN muss im Rahmen der Zulassung ein Emissionsdatensatz erstellt und öffentlich verfügbar gemacht werden [31]. Dahingegen ist dies für Antriebe von Kleinflugzeugen, deren Standschübe weit unter dem zuvor genannten Grenzwert liegen, nicht der Fall. Entsprechend ist eine detaillierte Berechnung der resultierenden Schadstoffemissionen für diese Kleinflugzeuge nicht ohne weiteres möglich. Dies betrifft insbesondere diejenigen Emissionen, die die lokale Luftqualität im Flughafenumfeld beeinflussen. Eine Abschätzung der Menge an für den Treibhauseffekt relevanten Emissionen ist jedoch anhand der benötigten Kraftstoffmenge und der Menge an elektrischer Energie pro Flug möglich. Im Gegensatz zu Ver-

brennungsmotoren werden beim Betrieb von Elektromotoren lokal keine Emissionen frei. Um hier deshalb einen sinnvollen Vergleich zwischen konventionellen und hybrid-elektrischen Flugzeugkonzepten zu ermöglichen, muss nicht nur die Nutzung des jeweiligen Energieträgers, sondern auch dessen Erzeugung und Bereitstellung mitbilanziert werden. Das am häufigsten für den Klimawandel verantwortlich gemachte Treibhausgas ist Kohlenstoffdioxid. Daneben existieren jedoch weitere Treibhausgase, die ebenfalls zum Klimawandel beitragen und bei der Verbrennung von Kohlenwasserstoffen frei werden. Um diesem Umstand zu begegnen und die Wirkung der verschiedenen Treibhausgase einheitlich quantifizieren zu können, wird mit Massen von sog. CO₂-Äquivalenten (CO₂-eq) gerechnet.

Für die im Rahmen dieses Projekts anzustellenden Analysen werden entsprechend die benötigten Mengen an Treibstoff und elektrischer Energie pro Mission berechnet. Bei der elektrischen Energie muss über die Nutzung im Flugzeug hinaus berücksichtigt werden, dass beim Laden der Batterie entsprechende Ladeverluste entstehen. Die resultierende Treibstoffmasse m_{fuel} und die elektrische Energie $E_{electricity}$ pro Flug geben bereits ohne weitere Aufbereitung erste Aufschlüsse über die Effizienz der Flugzeugentwürfe.

Um die Klimawirkung pro Flugmission abschätzen zu können, können Emissionsfaktoren für Erzeugung und Bereitstellung $f_{fuel,production}$ bzw. $f_{electricity,production}$ sowie Nutzung $f_{fuel,burn}$ der jeweiligen Energiequelle (bei der Nutzung von elektrischer Energie fallen lokal keine Emissionen an) zur Berechnung der äquivalenten Masse an CO₂-Emissionen m_{CO_2-eq} genutzt werden:

$$m_{CO_2-eq} = m_{fuel} \cdot (f_{fuel,burn} + f_{fuel,production}) + E_{electricity} \cdot f_{electricity,production} \quad (5.3)$$

Die zuvor genannten Emissionsfaktoren $f_{i,production}$ haben einen großen Einfluss auf die Berechnung der durch einen Flug resultierenden Emissionen. Während die Emissionsfaktoren für die Herstellung und Verbrennung von Flugbenzin (es wird von der Sorte AvGas 100 LL ausgegangen) als vergleichsweise konstant angesehen werden können, unterliegen die Emissionsfaktoren für die Bereitstellung von elektrischer Energie aus dem Stromnetz zeitlichen und örtlichen Schwankungen. Dies hängt insbesondere mit der Zusammensetzung des Strommix zusammen, der sich in den letzten Jahrzehnten kontinuierlich verändert hat und auch von Land zu Land verschieden ist. Laut einem Bericht des Joint Research Centres (JRC) der Europäischen Kommission [57], die sich auf Daten der IPCC beziehen und diese zusammenfassen, kann für die Verbrennung von Flugbenzin angenommen werden, dass dabei 0,253 t CO₂-eq/MWh freiwerden. Zusammen mit dem Heizwert von Flugbenzin, der zu 43,73 MJ/kg angenommen werden kann, ergibt sich damit für die Verbrennung ein Emissionsfaktor von $f_{fuel,burn} = 3,07 \text{ kgCO}_2\text{-eq/kgAvGas}$. Einer Studie von Bouvart et al. folgend können daneben für die Her- und Bereitstellung von Flugbenzin CO₂-äquivalente Emissionen in Höhe von $f_{fuel,production} = 0,6516 \text{ kgCO}_2\text{-eq/kgAvGas}$ angenommen werden.

Bezüglich der bei der Stromproduktion anfallenden äquivalenten CO₂-Emissionen kann beispielsweise auf Daten der Europäischen Umweltagentur zurückgegriffen werden, die in Abbildung 5.7² für die im Zeitraum von 2013-2020 insgesamt 28 Mitgliedsstaaten der Europäischen Union sowie für Deutschland für die Jahre 1990 bis 2019 dargestellt sind. Darin sind sowohl die zuvor erwähnten zeitlichen und geographischen Variationen zu erkennen. Grundsätzlich ist die Menge

²basierend auf Daten der europäischen Umweltagentur (https://www.eea.europa.eu/ds_resolveuid/0EKWQC5FRZ)

an äquivalenten CO₂-Emissionen pro Kilowattstunde in den letzten beiden Jahrzehnten gesunken. Die Werte für Deutschland allein liegen jedoch deutlich über dem EU-Durchschnitt. Für das Jahr 2019 ergeben sich aus den Daten Emissionsfaktoren von 338 g CO₂-eq/kWh für Deutschland und 275 g CO₂-eq/kWh für den EU-Durchschnitt.

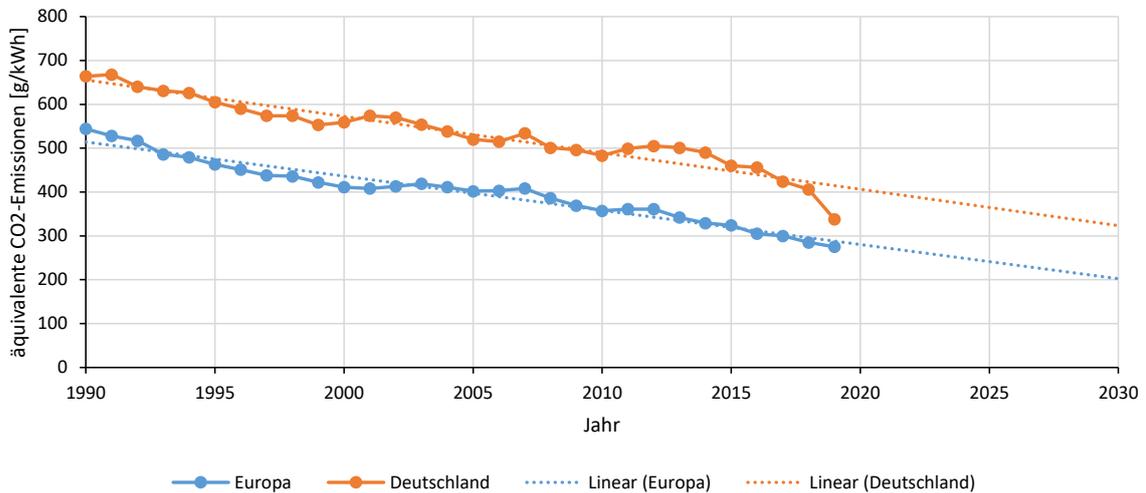


Abbildung 5.7: Entwicklung und lineare Extrapolation der CO₂-Emissionsfaktoren in Deutschland und Europa von 1990 bis 2030 basierend auf Daten der europäischen Umweltagentur

Ergänzend zu den Daten aus der Vergangenheit sind in Abbildung 5.7 von den Autoren lineare Extrapolationen bis zum Jahr 2030 hinzugefügt worden. Ausgehend von den aktuell ausgegebenen Zielen, innerhalb der Europäischen Union bis zum Jahr 2050 Klimaneutralität zu erreichen³, ist davon auszugehen, dass die mit der Bereitstellung von elektrischer Energie im Zusammenhang stehenden äquivalenten CO₂-Emissionen in den nächsten Jahren weiter sinken werden. Für das hier gewählte Szenario im Jahr 2030 werden Emissionen von 200 g CO₂-eq/kWh elektrischer Energie zugrunde gelegt. Dies entspricht dem Wert, der bei linearer Extrapolation der europäischen Werte bis zum Jahr 2030 erreicht wird.

Eingesetzt in Gleichung 5.3 ergibt sich daraus:

$$m_{CO_2-eq} = 3,722 \frac{kg_{CO_2-eq}}{kg_{AvGas}} \cdot m_{fuel} + 0,2 \frac{kg_{CO_2-eq}}{kWh_{electricity}} \cdot E_{electricity} \quad (5.4)$$

5.1.6.2 Schallemissionen

Für Flugzeuge der Airliner-Kategorie, die mit Turbofantriebwerken ausgestattet sind, existierte in der MICADO-Version zu Projektbeginn bereits ein sehr detailliertes Modul, das einerseits die Berechnung des entstehenden Fluglärms und dessen Ausbreitung und andererseits auch die Abschätzung der (psycho-akustischen) Wirkung dieses Lärms auf den Menschen ermöglicht. Eine Beschreibung dazu ist bei Sahai [95] vorhanden. Im Gegensatz zu der zuvor erwähnten Flugzeugkategorie der

³https://ec.europa.eu/clima/policies/strategies/2050_de, zuletzt abgerufen: 09. August 2021

Airliner werden die in diesem Vorhaben untersuchten Flugzeugkonfigurationen aufgrund ihrer geringen Größe und verhältnismäßig geringen Schubanforderung jedoch mit Propellern anstelle von Turbofantriebwerken angetrieben. Ein wesentlicher Unterschied in den Eigenschaften des durch die verschiedenen Arten von Antrieben entstehenden Fluglärms ist, dass der Lärm von Turbofantriebwerken breitbandig ist, wohingegen der Lärm von Propellern eher durch Tonalität charakterisiert wird. Entsprechend mussten die in MICADO existierenden Module zur Lärmberechnung von propellergetriebenen Flugzeugen ergänzt werden.

Die gesamte Methodik wurde dahingehend erweitert, dass für Flugzeuge mit Propellerantrieb zunächst nach der Methode von Hamilton Standard [48, 92] der Gesamtschalldruckpegel für jeden simulierten Missionsschritt und jeden Propeller des untersuchten Flugzeugs der Quellenlärm, d.h. der Gesamtschalldruckpegel auf einer kugelförmigen Fläche mit Radius von 1 m um den Propellermittelpunkt herum, bestimmt wird. Dazu werden Propellerdurchmesser und Blattzahl, aktuelle Umdrehungsgeschwindigkeit und anliegende Wellenleistung sowie der aktuelle Flugzustand (Fluggeschwindigkeit, Höhe, Bahnwinkel) berücksichtigt. Anschließend wird nach der Methode von Hamilton Standard für jeden Propeller das Schalldruckpegelspektrum für die ersten zehn Harmonischen ermittelt. Anschließend erfolgt die Berechnung der Schallausbreitung von der Quelle zum Ort des Empfängers. Dazu werden die Dämpfung durch geometrische Ausbreitung ($1/r$ -Gesetz), Ausbreitung in der Atmosphäre sowie Beugung und Reflektion berücksichtigt. Die dabei verwendeten Methoden sind bei Sahai [95] dokumentiert. Am Ort des Empfängers können die Spektren der einzelnen Propeller noch mit einem A-Filter beaufschlagt und anschließend zu einem Gesamtschalldruckpegel addiert werden.

Um nicht nur den maximalen Schalldruckpegel bspw. am Zertifizierungspunkt vergleichen zu können, wurde weiterhin eine Methodik implementiert, um das sog. Sound Exposure Level (SEL) zu berechnen. Dies kann wahlweise für einen einzelnen Punkt oder eine Fläche beliebiger Größe am Boden berechnet werden. Dadurch wird die Erstellung sog. Lärmteppiche möglich. Die räumliche Auflösung bei der Berechnung des SEL am Boden kann durch den Nutzer eingestellt werden. Für die weitere Auswertung ist es ebenfalls möglich zu berechnen, welche Flächengröße mit SEL-Werten über einem zu definierenden Grenzwert belastet sind. Der Vorteil bei Vergleich von Sound Exposure Levels besteht darin, dass nicht nur die absolute Höhe des maximalen Schalldruckpegels, sondern auch die zeitliche Länge eines Schallereignisses in die Bewertung einfließt. Dies macht beispielsweise Untersuchungen möglich, bei denen betrachtet wird, ob es hinsichtlich des resultierenden Sound Exposure Levels sinnvoller ist schneller, lauter, aber kürzer oder langsamer, leiser und dafür länger zu steigen.

5.1.6.3 Kosten

Das Modul zur Bestimmung der Kosten baut im Wesentlichen auf der von Kreimeier [61] verwendeten Methodik zur Abschätzung der Betriebskosten von Kleinflugzeugen auf. Diese wurde für die im Rahmen des Projekts „Silent Air Taxi“ untersuchten Flugzeugkonfigurationen und Antriebstrangtypen ergänzt und hinsichtlich der verwendeten Annahmen zu Kostenparametern wie z.B. Treibstoff- und Energiekosten sowie Stundensätzen für z.B. Piloten und Mechaniker aktualisiert.

Ein wesentlicher Teil der Anpassungen an die in diesem Vorhaben untersuchten Flugzeugkonfigurationen ist in Zusammenarbeit mit Henry Savic im Rahmen seiner Masterarbeit entstanden, aus der innerhalb dieses Unterkapitels einige Abschnitte zum Teil wörtlich entnommen wurden.

Die zu analysierenden Betriebskosten können grundsätzlich in drei Kategorien unterteilt werden. Dabei handelt es sich um die variablen direkten Betriebskosten (engl. Variable Direct Operating Costs VDOC), die festen direkten Betriebskosten (engl. Fixed Direct Operating Costs FDOC) und die indirekten Betriebskosten (engl. Indirect Operating Costs IOC). In der nachstehenden Tabelle 5.6 ist zusammengefasst, welche Kostenkomponenten in den drei Kategorien jeweils berücksichtigt werden, bevor in den nachfolgenden Abschnitten eine detailliertere Beschreibung der Kostenkomponenten erfolgt.

Variable DOC	Fixed DOC	Indirect Operating Costs
Treibstoffkosten	Anschaffung des Flugzeugs	Vertriebsgemeinkosten
Stromkosten	Versicherungsprämien	Investitionsausgaben
Personalkosten	Inspektionskosten	
Gebühren	Lagerkosten	
Wartungskosten		
Akkumulatorkosten		
Ladestationskosten		

Tabelle 5.6: Übersicht zu den Komponenten der Betriebskosten

Variable Direct Operating Costs

Zu den Variable Direct Operating Costs (VDOC) zählen Kosten, die direkt abhängig von der Nutzung des Verkehrssystems im Ganzen bzw. des Flugzeuges im Einzelnen sind. Dazu werden gezählt und hier betrachtet Treibstoffkosten, Entlohnung der Crew, Gebühren für Flugsicherung, Landung und Abfertigung, Wartungskosten sowie speziell im Fall hybrid-elektrischer Konfigurationen Kosten für das Laden von Strom, Austausch neuer Akkumulatoren zum Lebensende und nutzungsabhängige Abschreibung für Ladestationen.

Treibstoffkosten (C_{TS}) ergeben sich direkt aus dem für die Mission benötigten Block Fuel und einer für den verwendeten Treibstoff AvGas 100LL typischen Dichte von $\rho_{TS} = 0,72 \text{ kg/L}$ [11] sowie eines angenommenen Kraftstoffpreises von $\zeta_{TS} = 2,28 \text{ €/L}^4$.

$$C_{TS} = \zeta_{TS} \cdot \frac{m_{TS}^{Block}}{\rho_{TS}} \quad (5.5)$$

In dem hier angestrebten Fall des hochautomatisierten bzw. autonomen Flugbetriebs wird davon ausgegangen, dass kein Pilot für die Durchführung des Flugs benötigt wird. Darüber hinaus wird weiterhin davon ausgegangen, dass auch am Boden keine Überwachung des Flugs durch einen Notfall-Piloten, der bei Bedarf eingreifen könnte, erforderlich ist. Entsprechend können die Kosten

⁴TRIWO Egelsbach Airfield GmbH (2021): Übersicht über die aktuellen Kraftstoffpreise. <https://egelsbach-airport.com/piloteninfo/#kraftstoffpreise>, Zugriff am 25.06.2021

für **Crew und Piloten** zu Null angenommen werden.

$$C_{Crew} = 0 \quad (5.6)$$

Die nach Flugsicherung, Landung und Abfertigung aufgeteilten **Gebühren** (C_{Geb}) lassen sich wie folgt ermitteln. In [61] blieben aufgrund der damalig gültigen Durchführungsverordnung Nr. 391/2013 der EU [33] Flugsicherungsgebühren unberücksichtigt, da EU-Flüge von Luftfahrzeugen mit maximalem Startgewicht unter zwei Tonnen bzw. nach Sichtflugregeln von diesen befreit waren. Diese Verordnung wurde zwar mit der aktuellen Durchführungsverordnung (EU) 2019/317 [32] ab dem 1. Januar 2020 aufgehoben, allerdings blieb die oben genannte Freistellung inhaltlich erhalten (siehe Art. 31 III), weswegen auch hier Flugsicherungsgebühren zu Null gesetzt werden. Lande- und Abfertigungsgebühren sind stark vom angeflogenen Flugplatz sowie verwendeten Flugzeug abhängig. Bestimmte sich bisher die Landegebühr in [61] abhängig von der Höchstabflugmasse, wurden Ermäßigungen durch erhöhten Schallschutz aufgrund Fehlens konkreter Schallwerte lediglich vereinfachend über einen konstanten Rabatffaktor modelliert. Wird demgegenüber exemplarisch der Flugplatz Aachen-Merzbrück (EDKA) als repräsentative Infrastruktur für ein regionales Luftverkehrssystem ausgewählt, setzen sich die Lande- und Abfertigungsgebühren nach der in Tabelle 5.7 gezeigten Gebührenordnung zusammen⁵.

C _{Landung} [€] (EDKA)		MTOM [kg]	
mit Lärmzeugnis	ohne Lärmzeugnis	von	bis
7,00	8,70	0	1000
8,50	10,30	1001	1200
11,60	14,90	1201	1400
19,20	24,50	1401	2000
34,50	39,90	2001	3000
46,00	53,20	3001	4000
57,50	66,50	4001	5000

Tabelle 5.7: Landegebühren am Verkehrslandeplatz Aachen-Merzbrück

Die Ausstellung eines Lärmzeugnisses und die damit verbundene Ermäßigung der Landegebühren richtet sich dabei nach den Anforderungen an erhöhten Schallschutz gemäß Anlage 2 der Landeplatz-Lärmschutz-Verordnung (LLV) des Luftfahrt-Bundesamts aus 1999 [71]. Demnach sind die Anforderungen an erhöhten Schallschutz gegeben, wenn sich der A-bewertete Maximalschalldruckpegel des Flugzeuges, gemessen an einem definierten Referenzpunkt, unterhalb eines bestimmten Grenzwertes befindet. Letzterer ist abhängig vom maximalen Startgewicht und ermittelt sich wie in Tabelle 5.8 gezeigt.

Zur Bestimmung des Referenzmesspunktes findet in der LLV für propellergetriebene Kleinflugzeuge mit MTOM unter 8618 kg Annex 16 Volume I (Chapter 10) der ICAO Anwendung. Demzufolge wird der Schalldruckpegel in Verlängerung der Startbahnmittellinie bei 2500 m Entfernung vom

⁵Flughafen Aachen-Merzbrück GmbH (2021) <https://www.flugplatz-aachen.de/2019%2001%2001%20EGO%20EDKA.pdf>

$L_{p,Grenz}^A$ [(dB(A))]	MTOM [kg]	
	von	bis
61	0	600
$61 + 0,017 \cdot (MTOM - 500)$	600	1500
78	1500	-

Tabelle 5.8: Lärmzeugnis-Grenzwerte für Schalldruckpegel nach [71]

Beginn der Startstrecke gemessen und mit den o.g. Grenzwerten verglichen [55]. Die Gesamtgebühren ergeben sich somit wie in Gleichung 5.7 aufgeführt.

Gebühren für die Abfertigung werden vom Flughafen Aachen-Merzbrück nicht ausgewiesen. Hier wird angenommen, dass es Flughafen für die Abfertigung beim kommerziellen Passagiertransport innerhalb eines Silent Air Taxi-Systems 7 € pro Passagier für die Sicherheitskontrollen usw. am Boden veranschlagen würde.

$$C_{Geb} = C_{FS}(= 0) + C_{Abfertigung}(= 7 \text{ €} \cdot n_{PAX}) + C_{Landung} \quad (5.7)$$

Die Abschätzung der **Wartungskosten** ($C_{Wartung}$) stellt vor dem Hintergrund aktuell fehlender Referenzen für hybrid-elektrische Flugzeuge eine Herausforderung dar. Nach Gudmundsson setzt sich die Kostenart aus Wartung der allgemeinen Struktur sowie Instandhaltung des Verbrennungsmotors zusammen, wobei darin ein entwurfsabhängiger Wartungsanteil $f_{Wartung}$ von 39 Prozent pro Flugstunde angenommen wird [45]. Die in hybrid-elektrischen Flugzeugen eingebauten Elektromotoren haben jedoch meist eine längere Lebensdauer (in dieser Leistungsklasse bis zu 30 Jahre (43) und ⁶) als das gesamte Flugzeug selbst und benötigen daher keine Wartung. Sonstige Wartungersparnisse durch den hybriden Antriebsstrang werden somit durch den Technologiefaktor f_{Tech} berücksichtigt, der sich aus dem Hybridisierungsgrad ergibt [61]. Unter Annahme eines Stundensatzes von $\zeta_{Mech} = 50 \text{ €/h}$ für einen Fluggerätemechaniker und einer flugzeitabhängigen Instandhaltungsrücklage von $\zeta_{Instand} = 5 \text{ €/h}$ [45, 61] ergibt sich eine erste Wartungskostenabschätzung.

$$C_{Wartung} = \zeta_{Mech} \cdot 0.39 \cdot t_{Block} \cdot f_{Tech} + \zeta_{Instand} \cdot t_{Block} \cdot N_{Motoren} \quad (5.8)$$

Stromkosten (C_{Strom}) für das Laden der Akkumulatoren resultieren analog zu Treibstoffkosten aus der für die Mission benötigten Block Energy und einem angenommenen Strompreis von $\zeta_{Strom} = 0,21 \text{ €/kWh}$ [37, 85]. Dabei handelt es sich um eine durchschnittliche Kostenrate, in der noch Restunsicherheiten durch regionale Unterschiede, Preisvolatilität sowie Skalierungs- und Rabatteffekte abhängig vom Spitzenstrombedarf des gesamten Luftverkehrssystems, wie sie in [58]

⁶Motion Industries, Inc. (2021): What is the Normal Life Expectancy of a Motor? <https://www.motionindustries.com/knowledgelinks/motors/what-is-the-normal-life-expectancy-of-a-motor/>, Zugriff am 25.06.2021.

beschrieben werden, verbleiben. Selbiges gilt für den anfangs genannten Kraftstoffpreis, was Auswirkung auf die operativen Kosten im Vergleich der Flugzeugkonfigurationen hat, sofern sich eine Energiequelle verteuert, während sich die andere vergünstigt. Da in der Block Energy noch keine Ladeverluste durch Akkumulator und Ladestation enthalten sind, werden diese durch pauschale Wirkungsgrade η_{Akku} und η_{LS} von jeweils 95 Prozent abgegolten [61].

$$C_{Strom} = \zeta_{Strom} \cdot \frac{E_{Block}}{\eta_{Akku} \cdot \eta_{LS}} \quad (5.9)$$

Aufgrund der begrenzten Lebensdauer der Akkumulatoren, die hier über die Anzahl Ladezyklen $N_{EoL} = 1000$ bei einer dimensionierenden Endkapazität von $\delta_{EoL} = 90\%$ angenommen wird⁷ [39], sind **Kosten für neue Akkumulatoren** (C_{Akku}) zu berücksichtigen. Bei einer für den betrachteten Zeitrahmen bis 2030 konservativ abgeschätzten energiespezifischen Kostenrate von $\zeta_{Akku} = 200 \text{ €/kWh}$ für Akkumulatoren in Luftfahrtanwendungen mit gravimetrischer respektive volumetrischer Energiedichte von 400 Wh/kg bzw. 600 Wh/L auf Packebene⁸ [35, 39, 40, 74] und der im Vorentwurf aus der Block Energy ermittelten Akkumulator-Kapazität E_{Akku} ergibt sich diese Kostenart wie folgt:

$$C_{Akku} = \frac{E_{Akku} \cdot \zeta_{Akku} \cdot 0.5 \cdot \left(\frac{E_{Block}}{\eta_{Akku} \cdot \delta_{EoL}} + \frac{E_{Block}}{E_{Akku}} \right)}{N_{EoL}} \quad (5.10)$$

Abschließend werden noch die auf Block Energy umgelegten **Kosten für eine Ladestation** (C_{Lade}) in den VDOC berücksichtigt. Sie ergeben sich aus den Anschaffungskosten einer Ladestation, hier mit $C_{A,LS} = 250.000 \text{ €}$ für eine Ladeleistung von $P_{LS} = 200 \text{ kW}$ angenommen [61], der AfA-basierten Nutzungsdauer von $T_{LS} = 19 \text{ Jahre}$ [13] sowie einer angenommenen jährlichen Verwendungszeit von $t_{LS} = (1 - f_{Wartung}) \cdot 365 \cdot 6h/d = 1336 \text{ h}$. Unter Berücksichtigung des Ladewirkungsgrads η_{LS} lassen sich somit die Kosten wie folgt umlegen:

$$C_{Lade} = \frac{C_{A,LS}}{P_{LS} \cdot T_{LS} \cdot t_{LS}} \cdot \frac{E_{Block}}{\eta_{LS}} \quad (5.11)$$

Fixed Direct Operating Costs

Unter Fixed Direct Operating Costs (FDOC) werden all die Kostenarten zusammengefasst, die nicht mit der Nutzung des Verkehrssystems skalieren, mit diesem allerdings im Zusammenhang stehen. Dazu zählen der über jährliche Abschreibung abgegoltene Anschaffungspreis des Flugzeuges selbst, Versicherungsprämien sowie Inspektions- und Lagerkosten.

⁷Allgemeiner Deutscher Automobil-Club e.V. (2019): Elektroauto-Akkus: So funktioniert das Recycling. <https://www.adac.de/rund-ums-fahrzeug/elektromobilitaet/info/elektroauto-akku-recycling/>, Zugriff am 25.06.2021.

⁸Bloomberg Finance L.P. (2019): Battery Pack Prices Fall As Market Ramps Up With Market Average At \$156/kWh In 2019. <https://about.bnef.com/blog/battery-pack-prices-fall-as-market-ramps-up-with-market-average-at-156-kwh-in-2019/>, Zugriff am 25.06.2021

Die Abschätzung der **Flugzeuganschaffungskosten** ($C_{A,Flugzeug}$) stellt eine Methode für sich dar und würde, wenn an dieser Stelle vollständig ausgeführt, zu weit gehen. Anwendung findet das Eastlake-Modell, welches in [45, 61] näher beschrieben wird. Der Übersichtlichkeit halber sind in Tabelle 5.9 Annahmen für die Anwendung des Modells aufgelistet, die sich aus der Marktanalyse in [61] sowie ergänzenden Angaben aus [45] und [12] ergeben.

Parameter	Angenom. Wert	Parameter	Angenom. Wert
Kostensatz Engineering	92 US-\$ ₂₀₁₂ /h	Spezif. Kosten E-Motor	28 € ₂₀₁₂ /kW
Kostensatz Tooling	61 US-\$ ₂₀₁₂ /h	Spezif. Kosten Kolbenmotor	182 € ₂₀₁₂ /kW
Kostensatz Produktion	53 US-\$ ₂₀₁₂ /h	Spezif. Kosten Range Extender	210 € ₂₀₁₂ /kW
Referenzjahr für Kostenwerte (falls nicht anders angegeben)	2020	Entwicklungsbeginn/ Preishochrechnung für...	2030
Inflationsbereinigte Kostensteigerung (CPI-basiert)	1,33 %/Jahr	Produktionsvolumen Flugzeuge	200 Stk./Jahr
Abschreibungsverfahren, ND (RBW) des Flugzeugs	Linear, 15 Jahre (15 %) ⁹	Produktionszeitraum	5 Jahre
Faktoren GK, Haftung, Marge (Durchschnittl.) Wechselkurs	jeweils +20 % 1,286 (US-\$/€) ₂₀₁₂	Anzahl Prototypen	4 Stk.
		Flotteneinsatzzeit	1000 h/Jahr

Tabelle 5.9: Annahmen zur Abschätzung der Flugzeuganschaffungskosten

Für die jährliche **Versicherungsprämie** (C_{Vers}) von Kleinflugzeugen, die statistisch im Allgemeinen höhere Unfallraten vorweisen als Verkehrsflugzeuge der Kategorie CS-25, schlägt Gudmundson einen variablen Kostensatz von $\zeta_{Vers,var} = 1,5\%$ der Flugzeuganschaffungskosten sowie einen fixen Beitragssatz von $\zeta_{Vers,fix} = 500$ € vor [45]. Dies stellt vor dem Hintergrund des kommerziellen, d.h. durch Berufspiloten durchgeführten Betriebs der Flugzeuge eine konservative Annahme dar. Da diese jedoch für alle in dieser Arbeit verglichenen Flugzeugkonfigurationen gleichermaßen Anwendung findet, verfälscht sie nicht den relativen Vergleich untereinander.

$$C_{Vers} = C_{Vers,var} \cdot C_{A,Flugzeug} + C_{Vers,fix} \quad (5.12)$$

Aus [45] können ebenfalls Schätzfaktoren für jährliche **Inspektions- und Lagerkosten** (C_{Insp} , C_{Lager}) entnommen werden, welche sich zu $\zeta_{Insp} = 500$ € bzw. $\zeta_{Lager} = 3000$ € für die Gesamtanzahl Flüge pro Jahr ergeben.

$$C_{Insp} = \frac{\zeta_{Insp}}{N_{Fluege}} \quad (5.13)$$

$$C_{Lager} = \frac{\zeta_{Lager}}{N_{Fluege}} \quad (5.14)$$

⁹Dies stellt einen bei (deutschen) Fluggesellschaften typischerweise angewandten Kompromiss zwischen Minderung der Körperschaftsteuer während der Betriebsphase (spricht für möglichst hohe und schnelle Abschreibung und damit niedrige Restbuchwerte) und einem möglichst hohen Buchwert zur Minderung der Ertragsteuer im Falle eines Weiterverkaufs des Flugzeuges während der Nutzungsdauer dar

Indirect Operating Costs

Indirect Operating Costs (IOC) sind verbleibende Kostenarten, die mit dem Verkehrssystem in keinem direkten Verhältnis stehen. Hier betrachtet werden **Vertriebsgemeinkosten** ($C_{VertrGK}$) und **Investitionsausgaben** (C_{Invest}). Während erstgenannte pauschal mit einem Faktor von $f_{VertrGK} = 10\%$ der Summe aus VDOC und FDOC abgeschätzt werden [61], bilden sich letztgenannte aus der Anwendung des WACC in Höhe von $f_{WACC} = 4,2\%$ ¹⁰ auf die Flugzeug- und Akkumulator-Anschaffungskosten.

$$C_{VertrGK} = f_{VertrGK} \cdot (C_{VDOC} + C_{FDOC}) \quad (5.15)$$

$$C_{Invest} = \frac{1}{2} \cdot f_{WACC} \cdot (C_{Flugzeug} + E_{Akku} \cdot \zeta_{Akku}) \quad (5.16)$$

5.1.7 Flugzeugentwurfsstudien

Zu Beginn des Projekts wurde davon ausgegangen, dass eine der im vorherigen Abschnitt beschriebenen Level 0-Konfiguration ähnelnde und an den NASA Maxwell-Demonstrator angelehnte Flugzeugkonfiguration das Mittel der Wahl als Flugzeugtyp für ein Silent Air Taxi-System ist. Aus den folgenden Gründen wurde allerdings für die Durchführung der Parameterstudien zum Flugzeugentwurf von der Verwendung dieses Flugzeugtyps abgesehen. Einerseits wurden im Rahmen dieses Projekts Simulationen zur Stabilität und Steuerbarkeit der Level 0-Konfiguration durchgeführt, die ergeben haben, dass aufgrund der an den Flügelspitzen angeordneten Schubpropeller eine große Anfälligkeit für Seitenwindböen insbesondere bei Start und Landung existiert. Weiterhin würde durch den Ausfall eines Flügelspitzenmotors ein sehr großes Giermoment entstehen, dem ohne Schubabschaltung des zweiten Schubpropellers durch ein technisch sinnvoll dimensioniertes Seitenleitwerk und -rudder nicht entgegen gewirkt werden könnte. Andererseits öffnen Hochauftriebspropeller den Designraum in eine bislang noch wenig erforschte Richtung, was insbesondere dazu führt, dass nur sehr wenig bis kaum Messdaten vorhanden sind, um die vorhandenen Modelle zu kalibrieren und damit die Aussagekraft der erzielten Ergebnisse aufrecht zu erhalten.

Vor diesem Hintergrund wurde einerseits aus flugmechanischer Perspektive und andererseits aus methodischen Gründen beschlossen, zunächst konventionelle Flugzeugkonfigurationen mit lediglich einem Propeller als möglichen Flugzeugtyp für ein Silent Air Taxi-System zu untersuchen. Eine Modifikation findet insbesondere in Form der Antriebe und der Automatisierung statt. Bei den zu untersuchenden Antrieben handelt es sich um einen seriell-hybriden Antriebsstrang, einen drehmomentaddierenden parallel-hybriden Antriebsstrang und der Vollständigkeit halber einen voll-elektrischen Antriebsstrang. Verglichen werde die Flugzeugentwürfe mit diesen Antrieben jeweils mit den konventionell angetriebenen Varianten.

¹⁰Lufthansa Group (2020): Steigerung der Profitabilität. Artikel. <https://investor-relations.lufthansagroup.com/de/fakten-zum-unternehmen/finanzstrategie-wertorientierte-steuerung/steigerung-der-profitabilitaet.html>, Zugriff am 25.06.2021

Bei Flugzeugen mit parallel-hybriden Antrieben wird in dieser Studien davon ausgegangen, dass die Elektromotoren in den Flugsegmenten mit den höchsten Leistungsanforderungen, d.h. die Startphase sowie alle Phasen des Steigflugs mit der maximal möglichen Leistungsabgabe unterstützen. Um die resultierende Batteriegröße möglichst gering zu halten, wird in den anderen Phasen der Mission auf den Einsatz der Elektromotoren verzichtet.

Bei seriell-hybriden Antrieben erfolgt die Auslegung derart, dass der in der Range Extender-Einheit verbaute Verbrennungsmotor möglichst kontinuierlich Leistung über die gesamte Mission abgeben kann. Insbesondere Leistungsspitzen werden durch die Batterie abgefangen.

Mithilfe der zu Beginn von Unterkapitel 5.1 beschriebenen Entwurfssoftware MICADO kann der Einfluss von Veränderungen von Parametern auf den Flugzeugesamtwurf untersucht werden. Dazu werden sog. Parameterstudien durchgeführt, bei denen Entwurfparameter schrittweise verändert und dadurch ihr Einfluss auf z.B. das resultierende Abfluggewicht oder den Treibstoffverbrauch bzw. Energiebedarf des Flugzeugs auf einer Referenzmission analysiert werden können. Limitierender Faktor für den Umfang dieser Parameterstudien ist häufig die benötigte Rechenzeit, da bereits die Variation von nur bspw. fünf Parametern um zwei Schritte nach unten und zwei Schritte nach oben zu insgesamt $5^5 = 3125$ Flugzeugentwürfen führt, die jeweils eine Berechnungsdauer von wenigen Minuten bis hinzu etwa einer Stunde erfordern. Vor diesem Hintergrund kann lediglich eine begrenzte Anzahl an Flugzeugparametern untersucht werden.

Die hier durchgeführten Studien umfassen jeweils die wichtigsten Auslegungsparameter für die jeweiligen Antriebsstrangarten. Bei dem voll-elektrischen Antriebsstrang wird primär der Einfluss der gravimetrischen Batterieenergiedichte auf den Flugzeugentwurf untersucht. Beim parallel-hybriden Antriebsstrang steht der Leistungshybridisierungsgrad im Vordergrund, während beim seriell-hybriden Antrieb der Energiehybridisierungsgrad variiert wird. Der Einfluss der für den Notfall vorzuhaltenden Reserven wird für den voll-elektrischen und den seriell-hybriden Antrieb analysiert. Für den parallel-hybriden Antrieb wird untersucht, welchen Einfluss der Betrieb des elektrischen Teils des Antriebs im Teillastbetrieb hat. Für die beiden hybriden Antriebsstränge wird perspektivisch ein Ausblick gegeben, ob sich die Ergebnisse wesentlich verändern, wenn die gravimetrische Batterieenergiedichte auf 600 Wh/kg steigt.

5.1.7.1 Studien zum voll-elektrischen Antriebsstrang

Bereits bei den Entwürfen der Level-0-Konfiguration wurde deutlich, dass die für das Jahr 2030 angenommene verfügbare Batterietechnologie nicht ausreichend ist, um voll-elektrisch angetriebene Flugzeuge mit den Anforderungen für einen SAT-Betrieb entworfen werden können. Vor diesem Hintergrund fokussieren die in diesem Abschnitt gezeigten Studien auf zwei verschiedene Aspekte. Einerseits wird betrachtet, welche Batterietechnologie im Sinne von gravimetrischer Energiedichte auf Pack-Level notwendig wäre, um die geforderten Anforderungen zu erfüllen. Auf der anderen Seite soll aufgezeigt werden, inwieweit die Anforderungen im Sinne von Reichweiten und Halte-dauern reduziert werden müssten, um bei verschiedenen gravimetrischen Batterieenergiedichten zu konvergierenden Flugzeugentwürfen zu führen.

In Abbildung 5.8 sind stellvertretend für die Entwurfsergebnisse voll-elektrisch angetriebener Versionen der Cessna T182T (linkes Diagramm) und der Cirrus SR22T (rechtes Diagramm) die resultierenden maximalen Abfluggewichte bei Auslegung für die SAT-Mission gezeigt. Untersucht wurde der Einfluss des gravimetrischen Batterieenergiedichte auf Pack-Ebene von 400-1000 Wh/kg in Schritten von 50 Wh/kg, die Auslegungsreichweite von 200-500 km in Schritten von 150 km, Ausweichstrecken von 75 und 100 km sowie Haltedauern von 22.5 und 45 Minuten. Daneben ist jeweils mit einem roten Kreis bei 500 Wh/kg (die Batterieenergiedichte ist für die konventionell angetriebenen Flugzeuge irrelevant) das maximale Abfluggewicht des angepassten Referenzflugzeugs dargestellt.

Ergebnisse für die SAT-Mission (500 km Auslegungsreichweite, 100 km Ausweichstrecke, 45 Minuten Haltedauer) sind für beide Flugzeugtypen durch die durchgezogene schwarze Linie dargestellt. Für die Cessna T182T ist dabei zu erkennen, dass lediglich für Batterieenergiedichten von 900 Wh/kg und mehr konvergierte Flugzeugentwürfe erstellt werden konnten. Hierbei gilt es allerdings zu beachten, dass die dabei berechneten maximalen Abflugmassen der Flugzeuge bis zu doppelt so groß wie die des angepassten konventionellen Referenzflugzeugs sind und ein Vergleich vor dem Hintergrund sehr stark skaliertes Modelle dadurch nicht sinnvoll ist. Aufgrund der insgesamt höheren Effizienz bei der Cirrus SR22T führen bereits geringere Batterieenergiedichten als bei der Cessna T182T zu konvergierenden voll-elektrisch angetriebenen Entwürfen. Die in der Abbildung maximal dargestellte maximale Abflugmasse von 2800 kg kann für die elektrische Version der Cirrus SR22T bereits mit einer Batterieenergiedichte von etwa 750 Wh/kg erreicht werden. Allerdings ist das MTOM dann auch bereits etwa doppelt so hoch wie das des angepassten konventionellen Referenzflugzeugs. Bei Erhöhung der Batterieenergiedichte auf theoretische 1000 Wh/kg resultieren Flugzeugentwürfe mit einem MTOM von etwa 2200 kg für die Cessna T182T und etwa 2000 kg für die Cirrus SR22T.

Durch Anpassungen der Designmission soll versucht werden, mit einer mit 400 Wh/kg als realistisch angesehenen Batterieenergiedichte für das Jahr 2030, sinnvolle Flugzeugentwürfe zu erstellen. Dazu wird die Auslegungsreichweite der SAT-Mission (500 km) in Schritten von 150 km bis auf 200 km reduziert, die Ausweichstrecke in einem Schritt von 25 km auf 75 km verkürzt und die Haltedauer am Zielflughafen um 50% reduziert. Aus dem Verlauf der Kurven ist für beide Flugzeugtypen zu erkennen, dass jede der Maßnahmen schon einzeln bei gleicher Batterieenergiedichte zu leichteren Flugzeugen führt bzw. das gleiche MTOM bereits mit geringerer Batterieenergiedichte realisierbar ist. Deutliche Effekte können bei konstanter Auslegungsreichweite durch die Halbierung der Haltedauer erreicht werden (vgl. schwarze und blauen bzw. grüne und rote Kurven gleicher Linienart). Durch eine Verkürzung der Ausweichstrecke, die im hier gezeigten Fall allerdings auch nur -25% und nicht -50% beträgt, sind nicht so große Effekte zu erkennen. Eine Verkürzung der Auslegungsstrecke um 150 km bzw. 30% ist etwa genauso effektiv wie die gleichzeitige Verkürzung der Ausweichstrecke um 25% und der Haltedauer um 50%.

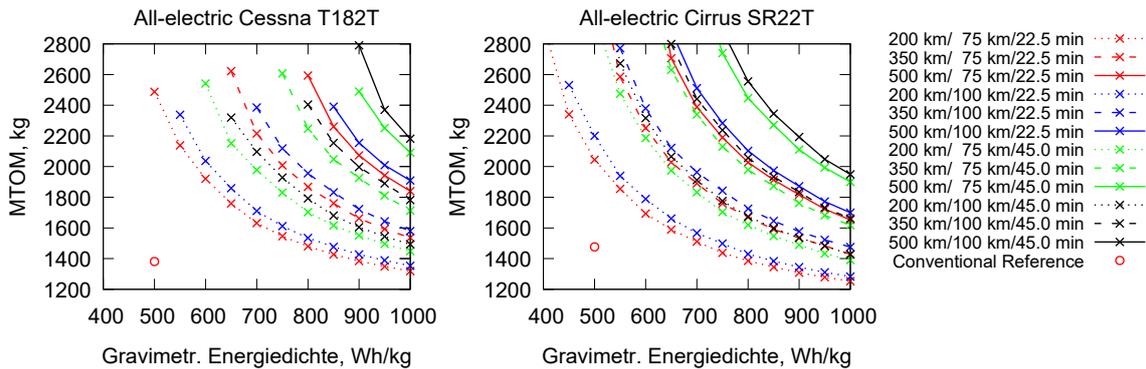


Abbildung 5.8: Einfluss der gravimetrischen Batterieenergiedichte auf das maximale Abfluggewicht voll-elektrisch angetriebener Versionen der Cirrus SR22T und der Cessna T182T

5.1.7.2 Studien zum parallel-hybriden Antriebsstrang

In einem ersten Studienblock werden modifizierte Versionen der Cessna T182T und der Cirrus SR22T betrachtet, bei denen der konventionelle Antriebsstrang durch einen parallel-hybriden, drehmomentaddierenden Antrieb ersetzt wird. Dieser Typ Antriebsstrang kann über den Nennleistungshybridisierungsgrad (siehe auch Gleichung 5.1) charakterisiert werden. Entsprechend wird der Einfluss dieses Entwurfsparameters zuerst betrachtet.

Für beide Flugzeugtypen wird eine Parameterstudie zum Einfluss des Nennleistungshybridisierungsgrads durchgeführt. Diese beginnt bei einem Hybridisierungsgrad von 5% und wird in 1%-Schritten bis hinauf zu 35% Hybridisierung durchgeführt. Die obere Grenze für die Studie ergibt sich dabei zunächst aus der Annahme, dass der E-Motor lediglich in Phasen des höchsten Leistungsbedarfs, also während des Startens und Steigens, eingesetzt wird. Entsprechend muss das mit 65% relativer Motorleistung zu fliegende Holding-Segment allein mit der Verbrennungsmotorleistung geflogen werden können.

Übergeordnete Entwurfsergebnisse für die parallel-hybride Cirrus SR22T sind in Form des resultierenden maximalen Abfluggewichts sowie des Treibstoff- und Energiebedarfs in Abbildung 5.9 dargestellt. Obwohl die Studie bis zu einem Hybridisierungsgrad von 35% durchgeführt wurde, sind in der Abbildung lediglich Ergebnisse bis 21% gezeigt. Dies ist damit zu begründen, dass bei Hybridisierungsgraden von mehr als 25% Flugzeuge entstehen, welche die geforderten Anforderungen, hier insbesondere die geforderte Reisefluggeschwindigkeit, nicht mehr erfüllen. Dies ist dadurch zu erklären, dass der Verbrennungsmotor mit zunehmendem Hybridisierungsgrad mit einer kleineren Nennleistung ausgelegt wird. Ab der zuvor beschriebenen Grenze ist die Leistung des Verbrennungsmotor im Reiseflug nicht mehr ausreichend, um genügend Vortrieb für die geforderte Geschwindigkeit zu erzeugen. Das Nichterfüllen der Anforderung bzw. das Fliegen mit einer zu geringen Geschwindigkeit führt auch zu nicht mehr vergleichbaren Ergebnissen insbesondere hinsichtlich des Kraftstoffbedarfs. Die weitere Einschränkung auf die Abbildung von Ergebnissen lediglich bis zu einem Hybridisierungsgrad von 21% ist darauf zurückzuführen, dass bei darüber hin-

ausgehenden Simulationen die geforderte relative Leistung von 65% Verbrennungsmotorleistung im Holding-Segment nicht mehr eingestellt werden konnte.

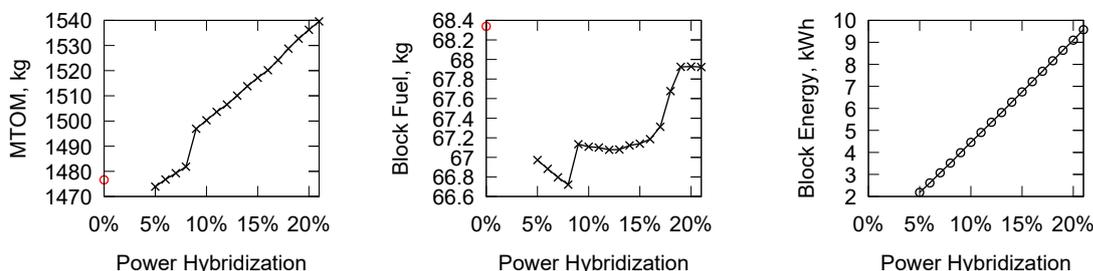


Abbildung 5.9: Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T

Dem linken Diagramm in Abbildung 5.9 ist zu entnehmen, dass die berechnete maximale Abflugmasse des hybridisierten Flugzeugs mit zunehmendem Hybridisierungsgrad bis zu einer Hybridisierung von 21% zunimmt. Mit Ausnahme des mit 5% hybridisierten Flugzeugs liegen die Massen jedoch meist deutlich über der des angepassten Referenzflugzeugs. Dass die maximale Abflugmasse des mit 5% hybridisierten Flugzeugs unter der des konventionellen Flugzeugs liegt, ist auf den beim konventionellen Flugzeug höheren Kraftstoffbedarf für die Gesamtmission einschließlich Reservesegmenten zurückzuführen. Die Leermassen dieser beiden Flugzeugkonfigurationen sind gleich groß. Die zusätzliche Masse des elektrischen Teil des Antriebsstrangs wird durch den kleineren und damit leichteren Verbrennungsmotor und 5 kg weniger Masse im Bereich der Flugzeugsysteme für die Bereitstellung elektrischer Leistung für Bordsysteme kompensiert.

Ein weiterer markanter Punkt befindet sich beim Übergang von 8 zu 9% Leistungshybridisierung. Dort ist ein sprunghafter Anstieg des MTOM um etwa 20 kg zu erkennen. Der MTOM-Sprung bei 8-9% Leistungshybridisierung ist im Wesentlichen auf die Fahrwerksauslegung zurückzuführen. Das Fahrwerk des höher hybridisierten Flugzeugs weist aufgrund eines weiter hinten liegenden hinteren Schwerpunktes einen längeren Radstand auf. Dieser führt zu einer größeren Spurweite und zu einem längeren Fahrwerk, das insgesamt schwerer ist. Die Massendifferenz der beiden Fahrwerk wächst sprunghaft um 5 kg. Schneeballeffekte und der allgemeine Massenzuwachs durch Erhöhung des Hybridisierungsgrads führen dann zu der zuvor genannten Differenz von etwa 20 kg.

Eine Auswertung des berechneten Kraftstoffbedarfs zeichnet im Vergleich dazu ein anderes Bild. Für den Blockkraftstoff liegen die simulierten Werte für die hybridisierten Flugzeuge bis zu etwa 1.7 kg bzw. geringe einstellige Prozentwerte unter dem Kraftstoffbedarf des angepassten Referenzflugzeugs. Dabei ist ein Trend zu erkennen, dass der maximale Kraftstoffbedarf bei 20-21% Leistungshybridisierung liegt. Bezogen auf den Blockkraftstoffbedarf ist der parallel-hybride Antrieb mit einer Leistungshybridisierung von 8% ideal. Eine detailliertere Auswertung dazu, wie es zu diesem Verlauf kommt, wird auf Basis von Abbildung 5.10 vorgenommen. Darin ist der Kraftstofffluss des Verbrennungsmotors und die Leistungsabgabe des E-Motors über die Missionsreichweite (ohne Reservesegmente) für das angepasste Referenzflugzeug und zwei hybridisierte Versionen mit 5 und 19% Leistungshybridisierung dargestellt. Zur Orientierung wird ebenfalls das Flughöhenprofil wiedergegeben. Dadurch dass ein Teil der Vortriebsleistung im Steigflug bei den hybridisierten Flugzeugen von dem Elektromotor erzeugt wird, muss der Verbrennungsmotor entsprechend weniger

Leistung liefern und weißt dadurch auch einen geringeren Kraftstofffluss auf. Aufgrund des im Reiseflug annähernd identischen Kraftstofffluss für das konventionelle Referenzflugzeug und das mit 5% leistungshybridisierte Flugzeug kommt es zu dem insgesamt geringeren Blockkraftstoffbedarf für das hybridisierte Flugzeug. Bei zunehmender Leistungshybridisierung sinkt zwar der Leistungsanteil des Verbrennungsmotors im Steigflug und damit auch der Kraftstofffluss weiter, allerdings wird der Verbrennungsmotor im Reiseflug in einem zunehmend ungünstigeren Betriebspunkt betrieben, sodass die Kraftstoffeinsparung im Steigflug zunehmend durch zusätzlichen Kraftstoffbedarf für den Reiseflug egalisiert wird.

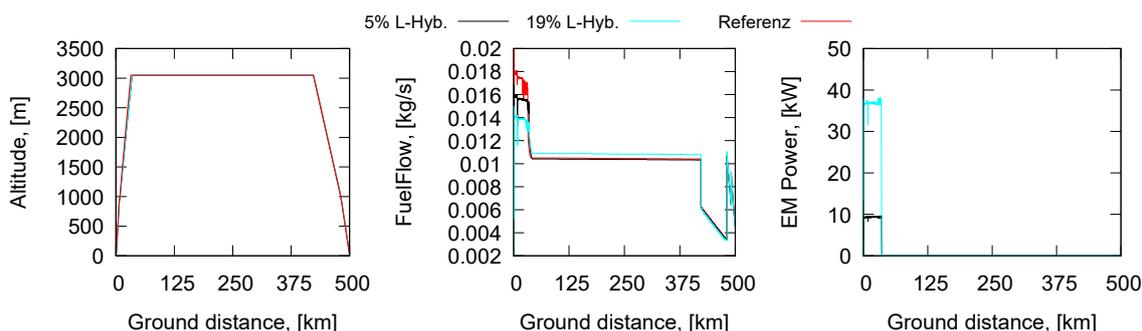


Abbildung 5.10: Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf Kraftstofffluss und Leistung des E-Motors für eine angepasste Cirrus SR22T

Ein hybrid-elektrisches Flugzeug benötigt neben dem konventionellen Kraftstoff auch noch elektrische Energie, die vor dem Start in die Batterien geladen werden muss. Im rechten Diagramm von Abbildung 5.9 ist dazu ein annähernd linearer Verlauf für den Blockenergiebedarf in Abhängigkeit des Hybridisierungsgrads zu erkennen. Ausgehend von rund 2 kWh elektrischem Energiebedarf bei 5% Hybridisierung steigt der Bedarf auf etwa 10 kWh bei 21% Leistungshybridisierung an.

In Abbildung 5.11 sind die Ergebnisse der Ökoeffizienzanalyse für die parallel-hybrid-elektrisch angetriebene angepasste Cirrus SR22T in Abhängigkeit des Leistungshybridisierungsgrads dargestellt. Der Abbildung ist zu entnehmen, dass die Verläufe für das GWP und die Betriebskosten qualitativ fast identisch zu dem Verlauf des Blockkraftstoffbedarfs sind. Bezogen auf das GWP ist dies damit zu erklären, dass einerseits sehr viel weniger Einheiten an elektrischer Energie als an Kraftstoff benötigt werden und das GWP pro Einheit elektrischer Energie um den Faktor 18,6 kleiner ist als pro Einheit Kraftstoff. Wesentlicher Treiber für das Gesamt-GWP auf der Design-Mission ist somit die Menge an Blockkraftstoff. Bis 18% Leistungshybridisierung liegen die für das GWP bestimmten Werte unter dem Wert des angepassten Referenzflugzeugs. Allerdings beträgt das hier zu erkennende, maximale Einsparpotential lediglich etwa 2% bei 8% Leistungshybridisierung. Auch der Verlauf der Kurve für die pro ASK entstehenden Gesamtbetriebskosten ist qualitativ ähnlich den Verläufen für Blockkraftstoffbedarf und GWP. Der sprunghafte Anstieg der Betriebskosten zwischen 8 und 9% Leistungshybridisierung ist letztlich auch auf den sprunghaften Anstieg des MTOM in diesem Bereich der Leistungshybridisierung zurückzuführen. Mit dem hier ungewöhnlich stark größer werdenden strukturellen Leergewicht, welches wie bereits diskutiert aus der Fahrwerksauslegung resultiert, skalieren die Entwicklungs- und ebenso die Fertigungskosten für das Flugzeug, die sich im Listenpreis niederschlagen. Der höhere Listenpreis skaliert zusätzlich noch

einmal die Kosten für Versicherung und Abschreibung. Der zweite wesentliche Treiber des Sprungs in den Betriebskosten sind die sich erhöhenden Ausgaben für den Blockkraftstoff. Aufgrund der größeren Flugzeugmasse wird mehr Antriebsleistung benötigt, was in einem insgesamt höheren Kraftstoffverbrauch resultiert.

Hinsichtlich des am Zertifizierungspunkt maximal auftretenden Schalldruckpegels ist aus Abbildung 5.11 ein wellenförmiger, aber insgesamt mit zunehmendem Hybridisierungsgrad ansteigender Kurvenverlauf zu erkennen. Dabei ist weiterhin festzustellen, dass alle hybridisierten Flugzeuge größere Schalldruckpegel verursachen als das angepasste Referenzflugzeug. Die simulierten Schalldruckpegel liegen für alle in dieser Abbildung dargestellten Flugzeugkonfigurationen allerdings maximal 1 dB auseinander und damit innerhalb der für die hier zur Anwendung kommenden und auf dem Verfahren nach Hamilton Standard basierenden Methodik angegebenen Genauigkeitsintervalls. Der wellenförmige Verlauf kann dadurch erklärt werden, dass die Methodik zur Bestimmung des Schalldruckpegels sehr sensitiv auf die Drehzahl des Propellers reagiert. Eine Veränderung der Propellerdrehzahl um bspw. 25 Umdrehungen pro Minute führt bereits zu einer Veränderung des Schalldruckpegels im Bereich von 0,1-0,2 dB. Da der Code so ausgelegt ist, dass die Propellerdrehzahl zusammen mit den Drehzahlen der weiteren Antriebsstrangkomponenten auf die höchste Gesamteffizienz eingestellt wird, sind unterschiedliche Drehzahlen für die einzelnen Konfigurationen möglich. Durch das Zusammenwirken von drei Komponenten (Propeller, Verbrennungsmotor, E-Motor) ist das Verhalten nichtlinear, sodass der dargestellte, wellenförmige Verlauf entstehen kann. Da der am Zertifizierungspunkt simulierte Schalldruckpegel von zahlreichen Faktoren, wie z.B. der Propellerdrehzahl und -leistung, der Fluggeschwindigkeit, der Höhe über Grund und dem Anstellwinkel des Flugzeugs abhängt, kann nicht abschließend festgestellt werden, ob die hier zu erkennenden Verläufe in dem Diagramm tatsächlich eine Abhängigkeit vom Leistungsgrad aufweisen.

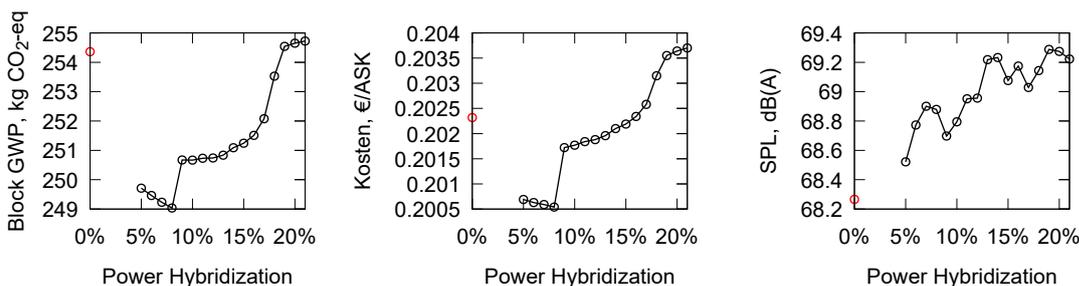


Abbildung 5.11: Einfluss des Leistungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T

Analog zur Cirrus SR22T sind auch für die parallel-hybride Cessna T182T die übergeordneten Entwurfsergebnisse in Form des resultierenden maximalen Abfluggewichts sowie des Treibstoff- und Energiebedarfs in Abbildung 5.12 dargestellt. Auch bei diesem Flugzeugtypen wurde die Studie bis zu einem Hybridisierungsgrad von 35% durchgeführt. Allerdings sind auch hier ab einem Hybridisierungsgrad von 24% Flugzeuge erzeugt worden, welche die Anforderungen nicht mehr erfüllen. Entsprechend wurden diese Flugzeuge aus den Studienergebnissen entfernt.

Qualitativ ähneln die Ergebnisse für die parallel-hybride Version der Cessna T182T in weiten Teilen denen der Cirrus SR22T. Im untersuchten Bereich des Hybridisierungsgrads nimmt die maximale

Abflugmasse nahezu linear und deutlich erkennbar zu. Für den Blockkraftstoffbedarf sind in dem Diagramm ebenfalls Zunahmen mit steigendem Hybridisierungsgrad zu erkennen. Auffällig im Verlauf ist ein lokales Minimum des Blockkraftstoffbedarfs bei 18 und 19% Leistungshybridisierung. Der Unterschied zu den direkt benachbarten Werten fällt allerdings mit einer Abweichung von weniger als 200 g dabei so gering aus, dass eine Erklärung für dieses Minimum nicht gefunden werden kann.

Der Bedarf an elektrischer Energie nimmt mit zunehmendem Hybridisierungsgrad ebenfalls nahezu linear zu. Bezogen auf einen möglichst geringen Kraftstoff- und elektrischen Energiebedarf sollte für die parallel-hybride Cessna T182T entsprechend ein möglichst geringer Hybridisierungsgrad gewählt werden.

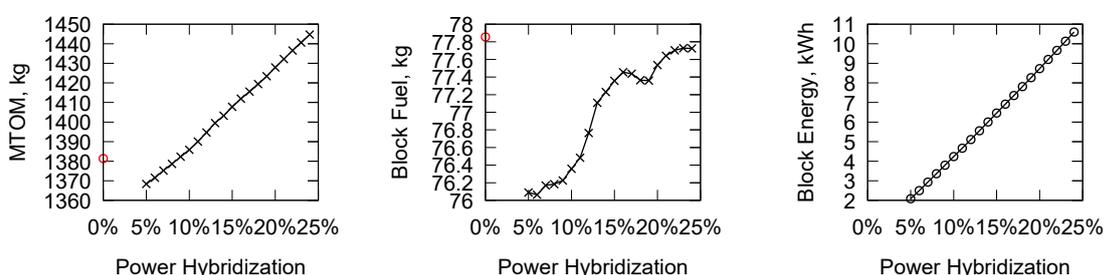


Abbildung 5.12: Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T

Wie bei der parallel-hybriden Version der Cirrus SR22T folgt die Kurve für das GWP der Design-Mission der parallel-hybriden Cessna T182T, dargestellt im linken Diagramm von Abbildung 5.13, aus den bereits zuvor erläuterten Gründen ebenfalls im Wesentlichen dem Verlauf des Blockkraftstoffbedarfs über den Leistungshybridisierungsgrad. Ebenfalls analog zur Cirrus SR22T liegen die GWPs bis knapp unter 20% Leistungshybridisierung unter dem GWP des angepassten konventionellen Referenzflugzeugs. Allerdings beträgt auch hier das maximale Einsparpotential im besten Fall nur rund 2%.

Die Betriebskosten der parallel-hybridisierten Cessna T182T nehmen kontinuierlich mit steigendem Leistungshybridisierungsgrad zu. Auffällig ist der sprunghafte Anstieg zwischen 13 und 14% Leistungshybridisierung. Dieser Effekt ist auf die in diesem Szenario verwendete Staffelung der Landengebühren aus Tab. 5.7 zurückzuführen, die für Flugzeuge ab 1400 kg MTOM sprunghaft ansteigen. Dieser Grenzwert des MTOM wird in diesem Bereich genau überschritten. Davon abgesehen ist der Verlauf erwartbar, da die wesentlichen Kostenkomponenten mit MTOM und Blockkraftstoffbedarf skalieren.

Im rechten Diagramm von Abbildung 5.13 ist der simulierte Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für die parallel-hybriden Versionen der angepassten Cessna T182T dargestellt. Alle dargestellten Schalldruckpegel liegen in einem Intervall von 2 dB. Das untere Ende des Intervalls wird durch den Schalldruckpegel des angepassten Referenzflugzeugs dargestellt. Für die hybrid-elektrischen Flugzeuge ist ein mit dem Hybridisierungsgrad schwankender Verlauf der Schalldruckpegel zu erkennen. Aus diesen Ergebnissen ist noch weniger ein Trend von mit dem Hybridisierungsgrad steigenden Schalldruckpegel zu erkennen, als es bei der parallel-hybriden Cirrus SR22T der Fall ist. Auch für den hier untersuchten Flugzeugtypen in Kombination mit der gewählten Hybridisierung

kann nicht abschließend festgestellt werden, ob ein Zusammenhang zwischen Schalldruckpegel und Hybridisierungsgrad besteht.

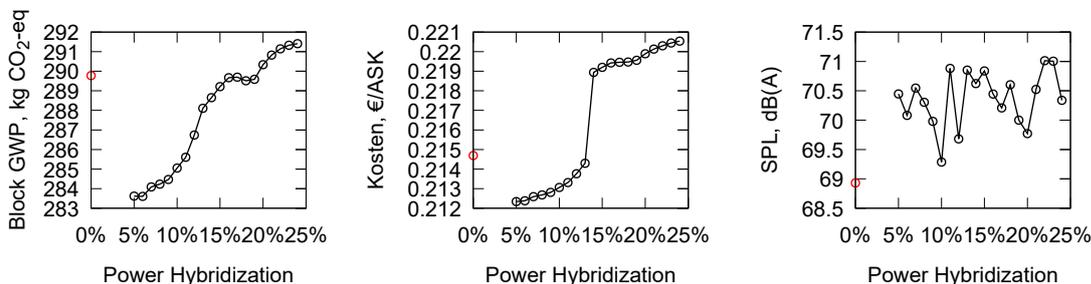


Abbildung 5.13: Einfluss des Leistungshybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T

Im Folgenden wird untersucht, ob eine Änderung der Betriebsstrategie in dem Sinne, dass der E-Motor auch während der Reiseflugsegmente (sprich den Segmenten konstanter Fluggeschwindigkeit und -höhe während Trip-, Ausweich- und Haltesegment) einen gewissen Anteil Leistung abgibt, einen positiven Einfluss auf den Flugzeugentwurf zeigt. Dazu wird sowohl bei der parallelhybriden Cirrus SR22T als auch bei der Cessna T182T die Konfiguration so eingestellt, dass der Elektromotor während der Reiseflugsegmente konstant mit 10 bzw. 20% seiner Nennleistung betrieben wird. Die darüber hinausgehende Leistung, die benötigt wird, um den nötigen Vortrieb zu erzeugen, wird vom Verbrennungsmotor beigesteuert.

Abbildung 5.14 zeigt Ergebnisse für die Cirrus SR22T. Der Abbildung ist zu entnehmen, dass sowohl für die resultierende Abflugmasse als auch den Kraftstoff und den elektrischen Energiebedarf steigende Werte resultieren, wenn der elektrische Teil des Antriebsstrangs auch in Reiseflugsegmenten eingesetzt wird. Dabei gilt, dass höhere relative Leistungen des Elektromotors in Phasen des Reiseflugs zu Parallelverschiebungen hinsichtlich der Verläufe von maximaler Abflugmassen, Kraftstoffverbrauch und elektrischem Energiebedarf jeweils bezogen auf den Leistungshybridisierungsgrad in der Auslegung hin zu höheren Werten führen. Bezogen auf den Kraftstoff- und Energiebedarf auf der Auslegungsmission ist durch die Verwendung des E-Motors während Phasen des Reiseflugs somit kein Einsparpotential vorhanden.

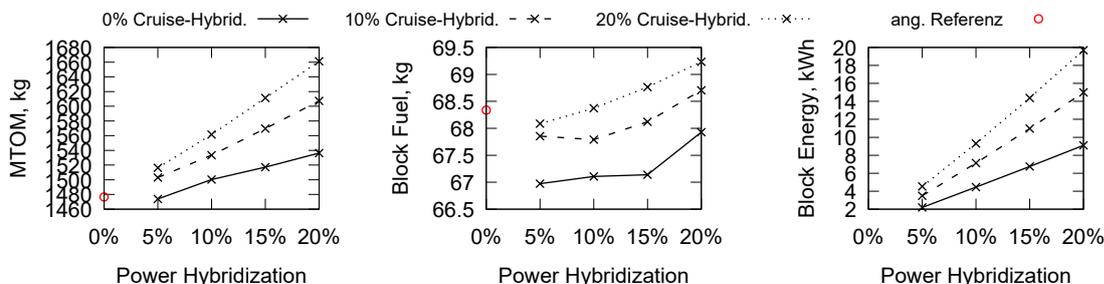


Abbildung 5.14: Einfluss der Betriebsybridisierung in Cruise-Segmenten auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T

Wie Abbildung 5.15 zu entnehmen ist, ergeben sich die zuvor beschriebenen Parallelverschiebungen auch für die Bewertungsparameter GWP, Betriebskosten/ASK und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt. Wie zu erwarten und bereits in den vorherigen Abschnitten begründet, folgen die Kurven des GWP qualitativ den Kurven des Kraftstoffverbrauchs. Auch für die Betriebskosten gibt es qualitativ keine neuen Erkenntnisse bei 10 und 20% Betriebshybridisierung im Reiseflug. Die Ergebnisse zum Schalldruckpegel legen Nahe, dass zwischen Leistungshybridisierungsgrad, Betriebshybridisierung in Phasen des Reiseflugs und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt existiert. Die Kurven des Schalldruckpegels verlaufen qualitativ vergleichbar zu denen des maximalen Abfluggewichts. Höhere maximale Abflugmassen führen gemäß dem hier gewählten Auslegungsvorgehen für die Flugzeuge über das konstante Verhältnis von installierter Antriebsleistung zu maximaler Abflugmasse zu höheren Motorleistungen, die mit größerem Propellerlärm im Zusammenhang stehen. Vor dem Hintergrund ansonsten weitgehend konstanter Parameter wie dem Flugzustand, der Propellerdrehzahl usw. erscheint dieser Schluss plausibel.

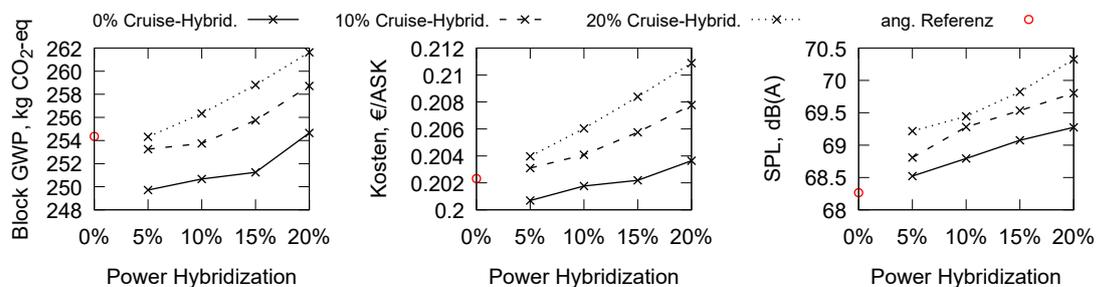


Abbildung 5.15: Einfluss der Betriebshybridisierung in Cruise-Segmenten auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T

Für die parallel-hybride Version der Cessna T182T ergeben sich qualitativ die gleichen Ergebnisse. Da daraus keine weiteren Erkenntnisse gewonnen werden können, finden sich die Diagramme mit den Ergebnissen in Anhang A.1 in den Abbildungen A.1 und A.2.

Für den Fall, dass hinsichtlich der Batterieenergiedichte in den kommenden Jahren schnellerer, als hier angenommener Fortschritt erzielt werden kann, wurde die zuvor diskutierte Studie auch mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg auf Pack-Ebene durchgeführt. Ergänzend zu den Betriebshybridisierungen 10% und 20% wurde dabei auch der Einfluss einer Betriebshybridisierung von 30% untersucht.

Auch bei höherer Batterieenergiedichte ist in Abbildung 5.16 zu erkennen, dass für alle untersuchten Betriebshybridisierungsgrade das MTOM mit zunehmendem Design-Hybridisierungsgrad zunimmt. Allerdings fällt der Massenzuwachs weniger stark aus als bei 400 Wh/kg Batterieenergiedichte. Selbst bei 20% Design-Hybridisierung in Kombination mit 30% Betriebshybridisierung erreicht das MTOM nur rund 1600 kg, wohingegen diese Masse schon bei 20% Design-Hybridisierung und lediglich 10% Betriebshybridisierung im Fall von 400 Wh/kg Batterieenergiedichte erreicht wird. Entsprechend größer ist das Potential für die Einsparung von Blockkraftstoff. Bei der höheren Energiedichte kann mit allen untersuchten Konfigurationen und Betriebseinstellungen Blockkraftstoff im Vergleich zur angepassten Referenz gespart werden. Der günstigste Fall ergibt sich für

15% Design-Hybridisierung und die Beschränkung der E-Motorverwendung auf Phasen des Startens und Steigens (0% Betriebsybridisierung im Cruise). Hier ergibt sich eine Einsparung von 2.8 kg bzw. 4.1%. Bezogen auf den elektrischen Blockenergiebedarf ergeben sich aus der Studie für 600 Wh/kg Batterieenergiedichte keine neuen Erkenntnisse im Vergleich zu der Untersuchung mit der geringeren Batterieenergiedichte.

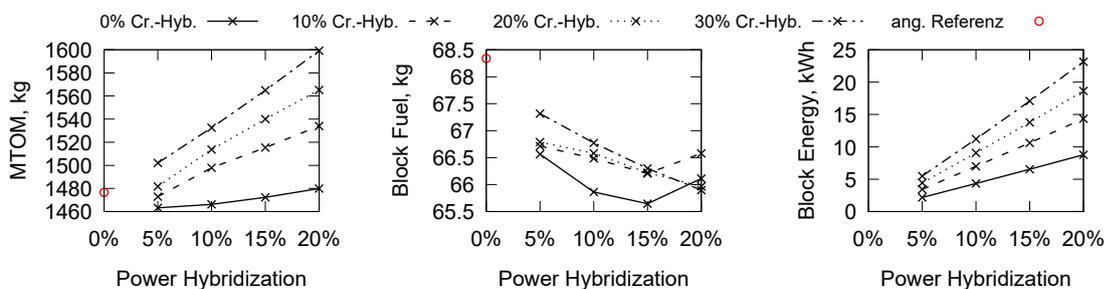


Abbildung 5.16: Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

Ergebnisse zur Untersuchung von Parametern zur Messung der Ökoeffizienz sind in Abbildung 5.17 dargestellt. Bezogen auf GWP und Betriebskosten ist zu erkennen, dass die Beschränkung der E-Motorverwendung auf Phasen des Startens und Steigens zu den niedrigsten Werten führt. Optima sind auch hier für 15% Design-Hybridisierung zu erkennen. Trotz des hier angenommenen weiteren Fortschritts bei der Batterietechnologie ist das damit verbundene Potential verhältnismäßig gering. Im Vergleich zum angepassten Referenzflugzeug kann das GWP auf der Design-Mission nur um etwa 3,5% reduziert werden. Bei den Betriebskosten liegt das Einsparpotential sogar nur bei rund 1,5%.

Eine Auswertung der simulierten Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt zeigt, dass die Werte für die hybridisierten Flugzeuge immer noch über dem des angepassten konventionellen Flugzeugs liegen. Allerdings fällt die Zunahme der Schalldruckpegel mit größerem Auslegungshybridisierungsgrad geringer aus als bei der geringeren Batterieenergiedichte. Dies unterstützt die These, dass ein wesentlicher Treiber des Lärms das maximale Abfluggewicht und damit die installierte Leistung des Flugzeugs ist.

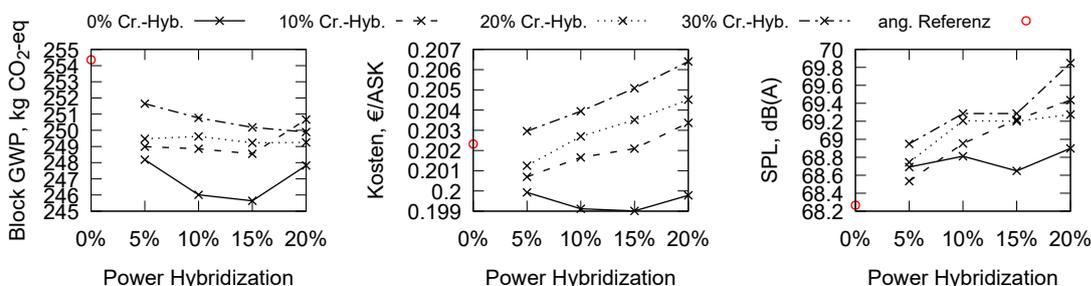


Abbildung 5.17: Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

Da auch bei dieser Studie die Ergebnisse für die parallel-hybride Version der Cessna T182T qua-

litativ identisch sind, wird auf eine Darstellung und Diskussion an dieser Stelle verzichtet und auf die Diagramme [A.3](#) und [A.4](#) in Anhang [A.2](#) verwiesen.

Fazit zum parallel-hybriden Antriebsstrang

Die Untersuchungen zum parallel-hybriden Antriebsstrang zeigen für beide Referenzflugzeuge auf, dass bei der geeigneten Wahl des Leistungshybridisierungsgrads ein geringes, aber vorhandenes Potential zur Reduktion von konventionellem Kraftstoffbedarf, dem mit dem Flug der Auslegungsmission verbundenen Global Warming Potential und den Betriebskosten pro verfügbarem Sitzkilometer existiert. Hinsichtlich des zu erwartenden Fluglärms, hier in Form des maximal am Zertifizierungspunkt gemessenen Schalldruckpegels, ist durch Verwendung parallel-hybrider Antriebe voraussichtlich keine Verbesserung zu erwarten. Durch über den für das Jahr 2030 bereits angenommenen Stand der Batterietechnologie hinausgehende Verbesserungen der gravimetrischen Batterieenergiedichte sind weitere Reduktionen des konventionellen Kraftstoffbedarfs, des GWP und der Betriebskosten möglich. Allerdings bewegt sich das Einsparpotential gegenüber dem angepassten konventionellen Referenzflugzeug auch dann weiterhin im niedrigen einstelligen Prozentbereich.

5.1.7.3 Studien zum seriell-hybriden Antriebsstrang

Auch für den zweiten hybrid-elektrischen Antriebsstrangtypen ('Seriell-Hybrid') werden modifizierte Versionen der Cessna T182T und der Cirrus SR22T betrachtet. Der seriell-hybride Antriebsstrang kann über den Energiehybridisierungsgrad (siehe auch Gleichung [5.2](#)), d.h. den relativen Anteil elektrischer Energie an der Missionsenergie, charakterisiert werden. Entsprechend wird der Einfluss dieses Entwurfsparameters zuerst betrachtet.

Für beide Flugzeugtypen wird eine Parameterstudie zum Einfluss des Energiehybridisierungsgrads durchgeführt. Diese beginnt bei einem Hybridisierungsgrad von 5% und wird in 1%-Schritten bis hinauf zu 25% Hybridisierung durchgeführt. Das obere Ende der Studie ergibt sich aus den Ergebnissen von Vorstudien, die gezeigt haben, dass das berechnete maximale Abfluggewicht über 25% Hybridisierungsgrad hinweg so stark ansteigt, dass keinen sinnvollen Vergleiche mit dem Referenzflugzeug angestellt werden können.

Übergeordnete Entwurfsergebnisse für die seriell-hybride Cirrus SR22T sind in Form des resultierenden maximalen Abfluggewichts sowie des Treibstoff- und Energiebedarfs in [Abbildung 5.18](#) dargestellt. Dem oberen Diagramm ist zu entnehmen, dass die berechnete maximale Abflugmasse des Flugzeugs mit zunehmendem Hybridisierungsgrad stark ansteigt. Während die Masse bei 5% Hybridisierung noch knapp 100 kg über der des konventionellen Flugzeugs liegt, sind es bei 25% Hybridisierung schon 700 kg bzw. 50% mehr Masse als beim konventionellen Ausgangsflugzeug. Anders als bei der parallel-hybriden Version der Cirrus SR22T liegt der simulierte Kraftstoffbedarf sowohl für den Block als auch für die gesamte Mission deutlich über dem des angepassten

Referenzflugzeugs. Für den kleinsten simulierten Hybridisierungsgrad von 5% sind es bereits etwa 5 kg Blockkraftstoff, die in diesem Fall bereits mehr als 5% entsprechen. Der Missionskraftstoffbedarf liegt bei 5% Hybridisierungsgrad mehr als 15 kg bzw. mehr als 10% über der Referenz. Mit zunehmendem Hybridisierungsgrad nimmt die Differenz sowohl absolut als auch relativ deutlich erkennbar zu.

Zusätzlich zum konventionellen Kraftstoff wird elektrische Energie benötigt, die mit zunehmendem Hybridisierungsgrad eher exponentiell als linear ansteigt. Dies ist mit der geringen Energiedichte der Batterien im Vergleich zu konventionellem Kraftstoff zu begründen. Um die für die Vortriebs-erzeugung benötigte Energie zu speichern, ist in Form von Batterien mehr Masse notwendig als bei konventionellem Kraftstoff. Dieses Mehr an Masse bewirkt über sog. Schneeballeffekte, dass das Flugzeug darüber hinaus mehr Energie benötigt und deshalb noch einmal schwerer wird.

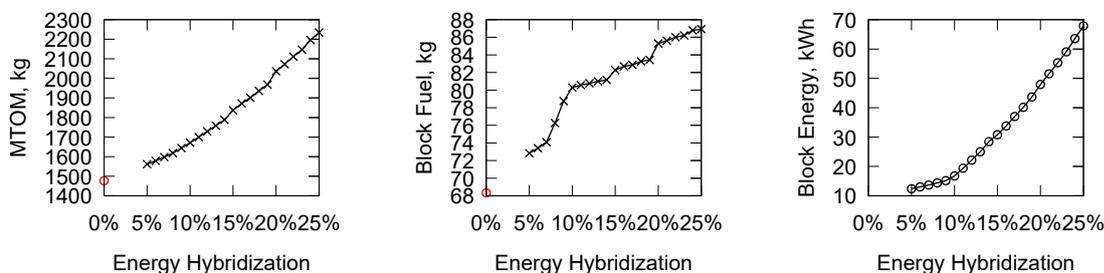


Abbildung 5.18: Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T

Ergebnisse zur Ökoeffizienzanalyse sind in Abbildung 5.19 dargestellt. Auch für das seriell-hybrid-elektrisch angetriebene Flugzeug ist der Verlauf der Kurve für das resultierende GWP auf der Auslegungsmission qualitativ identisch zum Verlauf des Blockkraftstoffbedarfs. Aufgrund des exponentiell ansteigenden elektrischen Blockenergiebedarfs nimmt die Steigung des GWP-Verlaufs mit größer werdendem Energiehybridisierungsgrad etwas stärker zu als die des Blockkraftstoffbedarfs. Aufgrund des höheren Blockkraftstoffbedarfs und darüber hinausgehend dem zusätzlichen elektrischen Blockenergiebedarfs der seriell-hybriden Flugzeuge liegt das GWP der hier untersuchten seriell-hybriden Konfigurationen mit 7-33% deutlich über dem des angepassten Referenzflugzeug. Der prinzipiell steigende Verlauf der Betriebskosten mit zunehmenden Energiehybridisierungsgrad kann grundsätzlich mit der steigenden Flugzeugmasse, die sich letztlich in den Abschreibungskosten niederschlägt, und den mit steigendem Kraftstoff und elektrischem Energiebedarf in Zusammenhang stehenden Kraftstoff- und Energiekosten erklärt werden. Auch hier ist festzustellen, dass die seriell-hybriden Flugzeuge bei den Betriebskosten deutlich über denen des angepassten Referenzflugzeugs liegen. Ein weiterer markanter Punkt hinsichtlich der Betriebskosten ist der sprunghafte Anstieg um etwa 2 Cent beim Übergang von 19 zu 20% Energiehybridisierung. Dieser ist abermals auf die Landegebühren zurückzuführen, die ab 2000 kg maximaler Abflugmasse, welche in diesem Intervall überschritten wird, in einer teureren Gebührenkategorie liegen.

Im Gegensatz zu den parallel-hybrid-elektrisch angetriebenen Flugzeugen ist der Verlauf der Kurve des am Zertifizierungspunkt maximal auftretenden Schalldruckpegels deutlich gleichmäßiger stei-

gend. Im Vergleich zu rund 68 dB(A) für die angepasste Cirrus SR22T liegt das seriell-hybride Flugzeug mit 5% Energiehybridisierungsgrad bereits bei etwa 72 dB(A). Für höhere Energiehybridisierungsgrade steigt der simulierte Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt auf bis zu 77 dB(A).

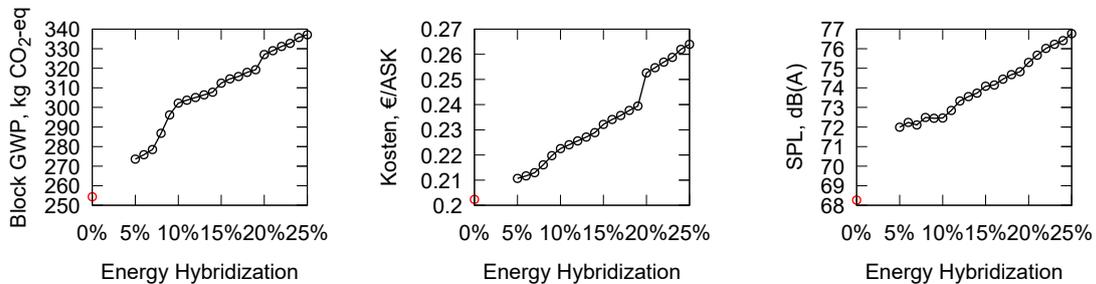


Abbildung 5.19: Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T

Eine Erklärung für den in Abbildung 5.19 dargestellten Verlauf der Schalldruckpegel ist durch eine Auswertung der Diagramme in Abbildung 5.20 zu finden. Dargestellt ist für den Überflug des Zertifizierungspunkt bei 2,5 km nach dem Lösen der Bremsen die Flughöhe der Flugzeuge, die Drehzahl des Propellers und die am Propeller anliegende Leistung für 0, 5, 10, 15, 20 und 25% Energiehybridisierung. Aus dem mittleren Diagramm ist einerseits zu erkennen, dass die Propellerdrehzahlen der seriell-hybriden Konfiguration annähernd konstant bei knapp 2500 Umdrehungen pro Minute liegen. Gleichzeitig geht hervor, dass der Propeller des konventionellen Flugzeugs während des Überflugs etwa 10% langsamer dreht. Dies hat einen großen Einfluss auf den an der Quelle entstehenden Lärm. Gleichzeitig kommt hinzu, dass die am Propeller anliegende Leistung mit steigendem Hybridisierungsgrad zunimmt, wie aus dem rechten Diagramm zu erkennen ist. Auch dies führt dazu, dass Flugzeuge mit größerem Hybridisierungsgrad einen höheren Lärm durch die Propeller verursachen. Im linken Diagramm ist die Höhe während des Überflugs dargestellt. Für die hybridisierten Flugzeuge ist deutlich zu erkennen, dass höhere Hybridisierungsgrade zu geringeren Überflughöhen führen. Dies ist mit der höheren Masse dieser Flugzeuge zu erklären. Im Verhältnis zu den hybridisierten Flugzeugen befindet sich das konventionelle Flugzeug etwa in der Mitte des Überflughöhenintervalls. Der den Schalldruckpegel erhöhende Einfluss durch Propellerdrehzahl und Propellerleistung wiegt also schwerer als der senkende Einfluss der Dämpfung aufgrund eines längeren Ausbreitungswegs durch größere Überflughöhen.

Analog zur angepassten Cirrus SR22T sind auch für die seriell-hybride Cessna T182T die übergeordneten Entwurfsergebnisse in Form des resultierenden maximalen Abfluggewichts sowie des Treibstoff- und Energiebedarfs in Abhängigkeit des Energiehybridisierungsgrads in Abbildung 5.21 dargestellt. Hier ergibt sich qualitativ zunächst das gleiche Bild wie bei der seriell-hybriden Cirrus SR22T. Die Kurven für die drei betrachteten Parameter maximale Abflugmasse, Kraftstoff- und elektrischer Energiebedarf nehmen mit steigendem Hybridisierungsgrad (zum Teil stark) zu. Dabei ist auch wieder zu erkennen, dass die bestimmten Werte für maximale Abflugmasse und Kraftstoffbedarf schon bei dem kleinsten untersuchten Energiehybridisierungsgrad von 5% über den Ausgangswerten der für die SAT-Mission angepassten Cessna T182T liegen.

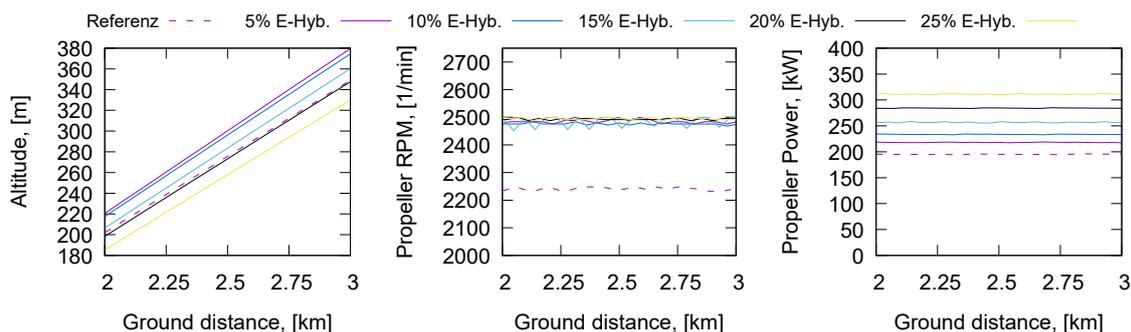


Abbildung 5.20: Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf Flughöhe, Propellerdrehzahl und -leistung für eine angepasste Cirrus SR22T

Im Vergleich zur seriell-hybriden Cirrus SR22T ist festzustellen, dass sich eine zunehmenden energetische Hybridisierung bei der Cessna T182T aufgrund der bereits in der konventionellen Version schlechteren Performance noch negativer, d.h. hin zu noch größerer Ineffizienz, auswirkt. Dies kann beispielsweise an der resultierenden Abflugmasse festgemacht werden, die bei 25% Energiehybridisierung der seriell-hybriden Cessna T182T auf über 2600 kg ansteigt, wohingegen die Masse der seriell-hybriden Cirrus SR22T bei gleichem Hybridisierungsgrad lediglich auf knapp 2230 kg anwächst. Entsprechend ist auch beim Vergleich der Kurven für Kraftstoff- und Energiebedarf zu erkennen, dass der mit steigendem Energiehybridisierungsgrad verbundene Anstieg bei der seriell-hybriden Cessna T182T jeweils stärker ausfällt.

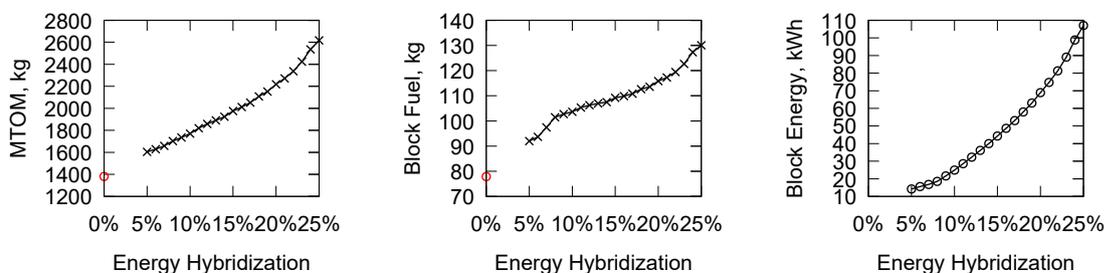


Abbildung 5.21: Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T

Hinsichtlich der Bewertungsparameter für die Ökoeffizienz ergeben sich aus der Auswertung der Daten der seriell-hybriden Versionen der Cessna T182T keine neuen Erkenntnisse im Vergleich zur seriell-hybriden Cirrus SR22T. Die Ergebnisse sind in Abbildung 5.22 dargestellt. Auch bei diesem Flugzeugtyp liegen GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt deutlich über den Werten des angepassten Referenzflugzeugs. Aufgrund der bereits für die angepasste Referenz deutlich schlechteren Effizienz der Cessna T182T als der Cirrus SR22T fallen auch die Ökoeffizienz-Bewertungsparameter mit zunehmendem Energiehybridisierungsgrad deutlich schlechter aus als bei der seriell-hybriden Cirrus SR22T. Bezogen auf die angepasste Cessna T182T liegt das GWP der seriell-hybriden Version um etwa 18-70% (SR22T: 7-33%) höher, die

Betriebskosten um etwa 9-63% (SR22T: 2-30%) und die Schalldruckpegel um etwa 5-13 dB(A) (SR22T: 5-9 dB(A)) höher.

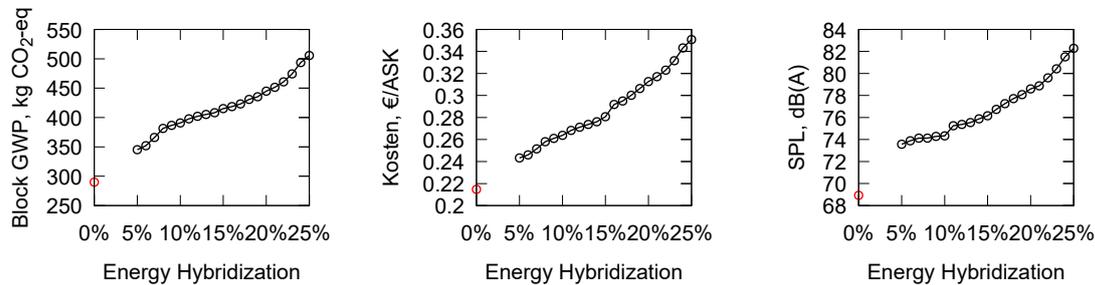


Abbildung 5.22: Einfluss des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T

Die Differenz zwischen den Ergebnissen für Missionsenergie und Blockenergie deutet darauf hin, dass bei der in dieser Untersuchung gewählten Konfiguration und Betriebsweise des seriell-hybriden Antriebs ein nicht unerheblicher Anteil elektrischer Energie auf die beiden Reservesegmente *Alternate* und *Holding* entfällt. Vor diesem Hintergrund wird betrachtet, ob eine Verkürzung dieser beiden Segmente im Sinne einer kürzeren Ausweichstrecke und einer kürzeren Haltedauer einen positiven Einfluss auf die Effizienz des seriell-hybriden Antriebs hat. Dazu wird für beide Flugzeugmuster eine Parameterstudie durchgeführt, bei der einerseits die Länge der Ausweichstrecke in zwei Schritten von je 12.5 km von 100 km auf 75 km reduziert und die Dauer des Haltesegments in zwei Schritten von je 15 Minuten von insgesamt 45 Minuten auf 15 Minuten reduziert wird. Auf eine weitere Reduktion der Länge des Ausweichsegments wird an dieser Stelle verzichtet, da gewährleistet bleiben soll, dass die im Ausweichsegment gewünschte Flughöhe von 6000 ft erreicht werden kann. Gleichzeitig wird nicht vollständig auf ein Haltesegment verzichtet, da ein solches Szenario, bei dem keine Antriebsreserven mehr für ein eventuell notwendiges Kreisen über dem Ziel- bzw. Ausweichflughafen vorhanden sind, nicht realistisch erscheint.

Auch für diese Studie werden die Entwurfsergebnisse in Form des resultierenden maximalen Abfluggewichts sowie des Kraftstoff- und elektrischen Energiebedarfs miteinander verglichen. Für die seriell-hybride Cirrus SR22T sind die Ergebnisse in [Abbildung 5.23](#) dargestellt. Neben den Ergebnissen für die seriell-hybriden Flugzeuge sind zum fairen Vergleich auch konventionelle Flugzeugentwürfe mit den entsprechenden Reduzierungen in den Haltesegmenten erstellt und bei 0% Energiehybridisierung in die Grafik aufgenommen worden. In allen Diagrammen dieser Abbildung können jeweils drei Kurvenscharen identifiziert werden. Im Diagramm für die Blockenergie ist dies allerdings am wenigsten stark ausgeprägt bzw. insbesondere erst bei höheren Hybridisierungsgraden deutlicher sichtbar. Die Kurvenscharen entstehen durch die unterschiedlichen zeitlichen Dauern des Haltesegments. Wie zu erwarten, nehmen der Missionsenergie- und Kraftstoffbedarf (letzteres für Block und Mission) mit zunehmender Haltesegmentezeit zu. Aufgrund der daraus resultierenden größeren Massen für Kraftstoff und Batterien nimmt auch die maximale Abflugmasse zu. Innerhalb der Kurvenscharen für die einzelnen Haltesegmente kann die gleiche qualitative Beobachtung für die verschiedenen Distanzen des Ausweichsegments gemacht werden. Kürzere Distanzen führen zu kleineren Missionsenergie- und Kraftstoffbedarfen und dadurch zu kleineren maximalen Abflug-

massen. Weiterhin ist den Diagrammen zu entnehmen, dass sämtliche Werte für Kraftstoffbedarf und maximale Abflugmasse der hybridisierten Flugzeuge über denen der jeweiligen angepassten konventionellen Flugzeuge liegen. Die bis hierhin beschriebenen Beobachtungen gelten unabhängig vom untersuchten Energiehybridisierungsgrad.

Auffällig in Bezug auf den bestimmten Kraftstoffbedarf ist der Bereich um 10% Energiehybridisierung. Insbesondere im Diagramm für den Blockkraftstoffbedarf ist über alle drei Kurvenscharen eine Trendänderung bzw. im Fall von lediglich 15 Minuten Haltedauer eine Trendumkehr zu erkennen. Ausgehend von den angepassten konventionellen Flugzeugen steigt der Block- und Missionskraftstoffbedarf bis etwa 10% Energiehybridisierung zunächst stark an. Anschließend ist ein abflachender Anstieg der Kurven zu erkennen. Im Fall von lediglich 15 Minuten Haltedauer ist ausgehend von dem Maximum bei rund 10% Energiehybridisierung sogar eine leichte Reduktion des Block- und Missionskraftstoffbedarfs mit größer werdendem Hybridisierungsgrad zu erkennen. Allerdings bleiben die Werte deutlich oberhalb denen der angepassten konventionellen Flugzeuge mit entsprechend verkürzten Reservesegmenten.

Da der elektrische Blockenergiebedarf im Wesentlichen unabhängig von der Ausgestaltung der Reservesegmente ist (ein anderes Bild würde natürlich die Untersuchung des elektrischen Missionsenergiebedarfs ergeben), liegen die Kurven für die hier untersuchten Verläufe Blockenergie in Abhängigkeit des Energiehybridisierungsgrades und des Reservesegments weitestgehend übereinander.

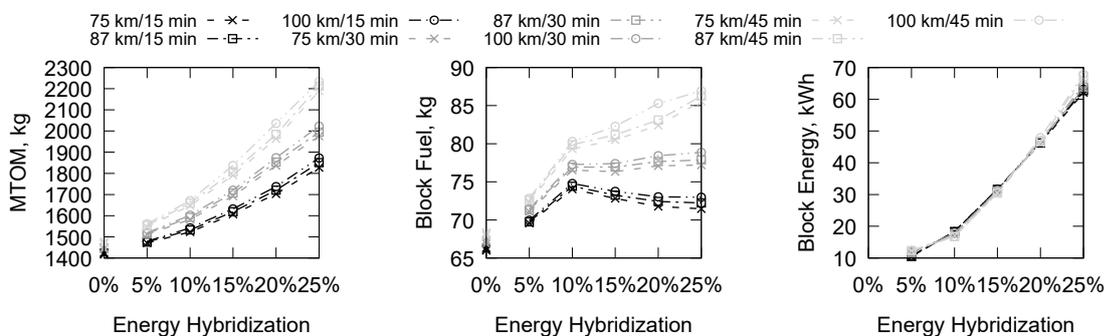


Abbildung 5.23: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T

Ergebnisse für die Bewertung der Ökoeffizienz sind in [Abbildung 5.24](#) dargestellt. Wie aus der Auswertung des Blockkraftstoffbedarfs zu erwarten ist, hat die Verwendung des seriell-hybriden Antriebs bezogen auf die angepassten Referenzflugzeuge auch bei Reduktion der Reserven keinen positiven Einfluss auf das mit der Designmission verbundene GWP. Alle Kurven liegen für die betrachteten Fälle höher als der zugehörige Referenzwert. Hinzu kommt, dass fast alle Kurven mit zunehmendem Hybridisierungsgrad kontinuierlich steigen. Gleiches gilt für die Betriebskosten und den Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt.

Wie ein Vergleich mit der [Abbildung A.5](#) im Anhang, welche die Ergebnisse für die Cessna T182T darstellt, zeigt, ist der Verlauf der Kurven auch bei dieser Studie qualitativ identisch zu denen der Cirrus SR22T. Auch bei diesem Flugzeugtypen ist die zuvor beschriebenen Auffälligkeit beim

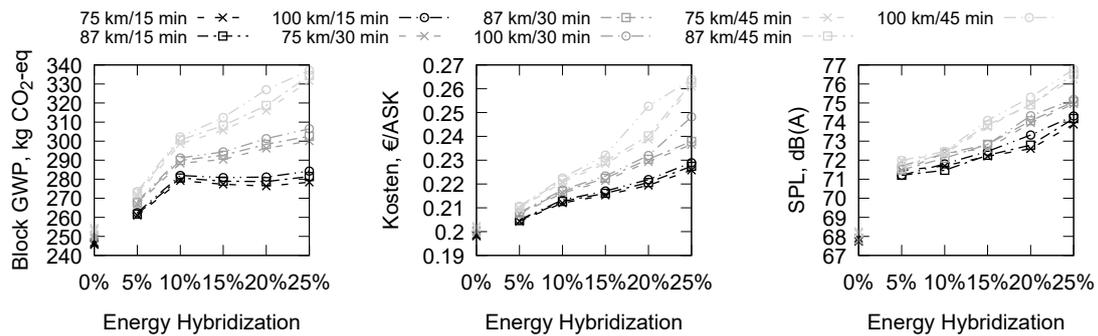


Abbildung 5.24: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T

Verlauf der Kurven für den Kraftstoffbedarf im Bereich von 10% Energiehybridisierung zu erkennen, für diesen Flugzeugtypen allerdings etwas weniger stark ausgeprägt. Davon abgesehen können keine weiteren Erkenntnisse gewonnen werden.

Auch für den seriell-hybriden Antriebsstrang wird perspektivisch untersucht, welche Auswirkung eine um 200 Wh/kg erhöhte Batterieenergiedichte von insgesamt 600 Wh/kg hätte.

Bezogen auf das resultierende maximale Abfluggewicht ist dabei in Abbildung 5.25 zunächst zu erkennen, dass unabhängig von der Länge der Reservesegmente insgesamt leichtere Flugzeuge gebaut werden könnten. Bei unveränderter Auslegungsmission würde das MTOM bei 25% Energiehybridisierungsgrad nur noch auf etwa 1770 kg ansteigen, wohingegen bei einer Batterieenergiedichte von 400 Wh/kg noch ein maximales Abfluggewicht von über 2200 kg berechnet wurde. Nichtsdestotrotz liegt das MTOM aller hier simulierten seriell-hybriden Konfigurationen über denen der angepassten konventionellen Referenzflugzeuge.

Aufgrund der im Vergleich zu den Flugzeugen mit einer Batterieenergiedichte von 400 Wh/kg hier insgesamt leichteren Flugzeuge sind der Missionsenergiebedarf (hier im Sinne von Kraftstoff und elektrischer Energie) insgesamt geringer. Von daher liegt auch der elektrische Blockenergiebedarf unterhalb dessen der vergleichbaren Konfigurationen bei einer Batterieenergiedichte von 400 Wh/kg.

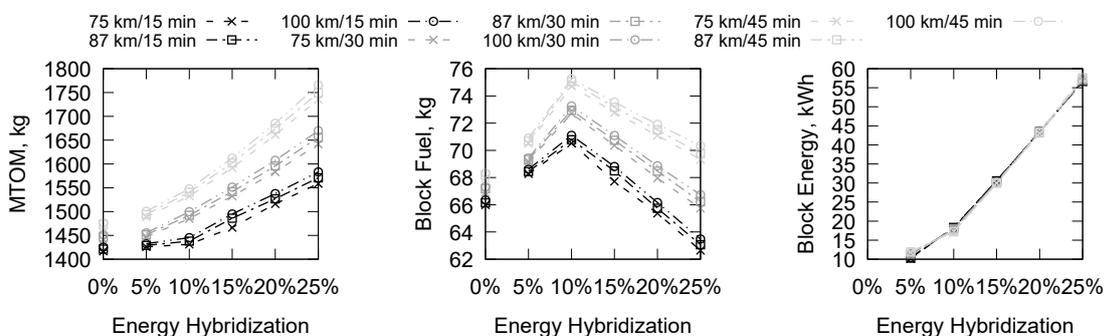


Abbildung 5.25: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cirrus SR22T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

Bezogen auf den Blockkraftstoffbedarf ist in Abbildung 5.25 eine interessante Beobachtung zu ma-

chen. Bis 10% Energiehybridisierung ergeben die Simulationen einen mit dem Hybridisierungsgrad steigenden Kraftstoffbedarf, der für die seriell-hybriden Konfigurationen auch jeweils über dem des angepassten konventionellen Referenzflugzeugs liegt. Für Energiehybridisierungsgrade größer als 10% nimmt der Blockkraftstoffbedarf mit zunehmendem Hybridisierungsgrad ab. Für den Fall, dass die Dauer des Haltesegments von 45 Minute auf 30 bzw. sogar lediglich 15 Minuten reduziert werden könnte, wäre es für die höchsten hier betrachteten Energiehybridisierungsgrad von bis zu 25% sogar möglich, den Blockkraftstoffbedarf unter den der angepassten Referenzflugzeuge zu senken.

Eine Erklärung für den zunächst steigenden und ab 10% Energiehybridisierung dann abfallenden Blockkraftstoffbedarf kann durch Untersuchung der Verläufe der Leistungsabgaben von Batterie und Range Extender sowie des Kraftstoffflusses des Range Extenders über die Missionsreichweite, wie es in Abbildung 5.26 dargestellt ist, gefunden werden. Zunächst sei daran erinnert, dass der Range Extender so ausgelegt wird, dass er über die Missionsdauer möglichst konstant Leistung abgibt und gleichzeitig ein vorgegebenes Verhältnis von konventioneller zu elektrischer Energie für die Absolvierung der Mission eingehalten wird. Die Auslegung für einen möglichst konstanten Betrieb ist im mittleren Diagramm an der gelben, grünen und roten Linie gut zu erkennen, die annähernd konstant und parallel zueinander verlaufen. Für den hier kleinsten Hybridisierungsgrad von 5% ist zu erkennen, dass die Leistungsanforderung während des Reiseflugs so gering ist, dass der Range Extender nicht mit durchgehend konstanter Leistung betrieben werden kann, sondern im Reiseflugssegment des eigentlichen Trips reduziert werden muss. Dies hat zur Folge, dass auch der Kraftstoffverbrauch in diesem Segment sinkt (linkes Diagramm). Damit ist zu erklären, dass der Blockkraftstoffbedarf bei 5% Energiehybridisierung geringer ist als bei 10%. Ab 10% Energiehybridisierung nimmt die kontinuierliche Leistung und damit auch der Kraftstofffluss des Range Extenders ab. Gleichzeitig nimmt die von den Batterien beigesteuerte Leistung zu. In Summe überwiegen jedoch die positiven Effekte durch geringere Leistungsabgabe des Range Extenders und hohe Effizienz im elektrischen Bereich des Antriebsstrangs gegenüber der größeren Masse der mit zunehmendem Hybridisierungsgrad größer werdenden Batterien.

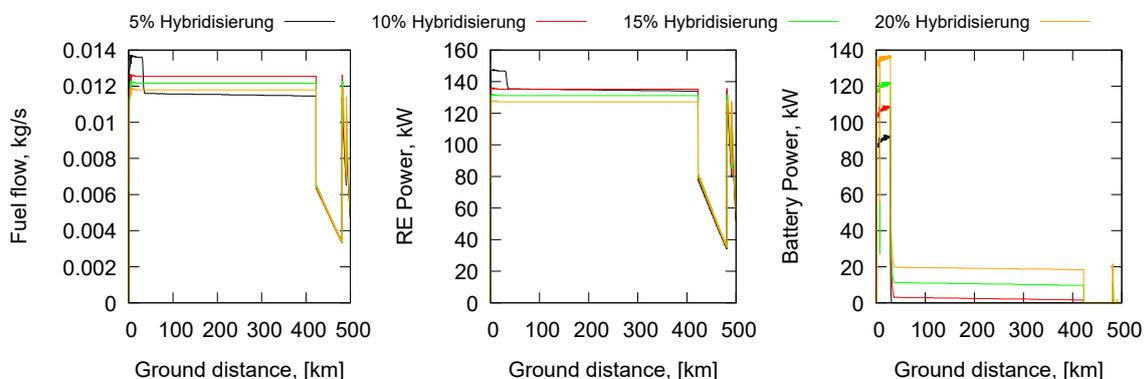


Abbildung 5.26: Einfluss der Energiehybridisierung auf Leistungsabgaben von Range Extender und Batterie sowie den Kraftstofffluss des Range Extenders

Die zugehörige Auswertung zur Ökoeffizienz ist in Abbildung 5.27 dargestellt. Grundsätzlich folgen die Kurven für das GWP wieder qualitativ dem Verlauf des Blockkraftstoffbedarfs. Während für Kombinationen von hohen Energiehybridisierungsgraden und verkürzten Haltedauern der Blockkraftstoffbedarf der hybridisierten Flugzeuge unter den des angepassten Referenzflugzeugs gesenkt werden kann, ist dies bezogen auf das GWP nicht mehr der Fall. Dies ist ebenfalls wieder auf die zusätzlich zum konventionellen Kraftstoff benötigte elektrische Energie zurückzuführen, deren GWP pro Einheit zwar geringer, aber nicht zu vernachlässigen ist.

Der Anstieg der Betriebskosten würde sich bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg dahingehend verändern, dass er nicht mehr so stark ausfallen würde wie bei der zuvor untersuchten geringeren Batterieenergiedichte. Nichtsdestotrotz ist durch die Verwendung eines seriell-hybriden Antriebssystems keine Senkung der Betriebskosten gegenüber den angepassten konventionellen Referenzflugzeugen möglich.

Auch die simulierten Schalldruckpegel liegen mit einem Abstand von mindestens 3 dB deutlich über denen der Referenzflugzeuge. Die höhere Batterieenergiedichte, die verglichen mit 400 Wh/kg Batterieenergiedichte immerhin zu geringeren Abflugmassen führt, hat wenigstens zur Folge, dass die Schalldruckpegel insbesondere bei Flugzeugen mit großen Energiehybridisierungsgraden weniger stark ansteigen. Die höchsten simulierten Werte liegen noch unter 74 dB(A), wohingegen bei der Studie mit 400 Wh/kg bis zu 77 dB(A) erreicht werden.

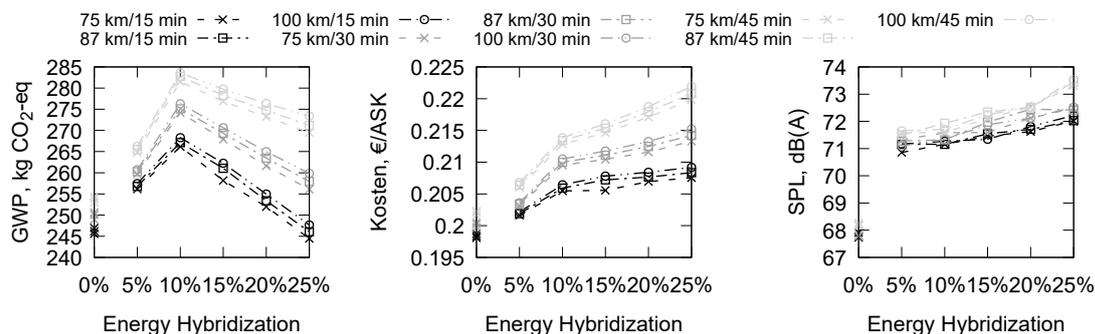


Abbildung 5.27: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cirrus SR22T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

Fazit zum seriell-hybriden Antriebsstrang

Bezogen auf den seriell-hybriden Antriebsstrang kann zusammenfassend festgestellt werden, dass im Sinne eines möglichst geringen Bedarfs an Kraftstoff und elektrischer Energie die Verwendung dieses Antriebsstrangtyps unabhängig vom Hybridisierungsgrad bei Betrachtung der SAT-Mission sowohl für eine seriell-hybride Version der Cirrus SR22T als auch der Cessna T182T nicht sinnvoll ist. Sowohl konventioneller Kraftstoffbedarf, Global Warming Potential, Betriebskosten als auch Schallemissionen liegen für beide untersuchten Flugzeugtypen deutlich über denen der angepassten konventionellen Versionen dieser Flugzeuge. Eine auf 600 Wh/kg verbesserte gravimetrische

Batterieenergiedichte auf Batteriepack-Level hat zwar einen erkennbar positiven Einfluss auf die Ökoeffizienz der Flugzeuge. Allerdings reicht auch dieser Technologiestand nicht aus, um zum konventionellen oder parallel-hybriden Antrieb konkurrenzfähige Konfigurationen zu entwerfen. Eine Verringerung der mitzuführenden Reserven würde im Fall von 600 Wh/kg zwar zur Einsparung von konventionellem Kraftstoff führen. Bezogen auf die durch das GWP abgebildete Wirkung auf das Klima, könnte jedoch kein positiver Effekt erzielt werden, da für diese Bilanz auch die Wirkung der Erzeugung und Bereitstellung elektrischer Energie berücksichtigt werden muss.

5.1.8 Fazit und Ableitung von Entwurfsleitplanken

In dem hier untersuchten Szenario wird für (teil-)elektrisches Fliegen eine verhältnismäßig große Auslegungsreichweite von 500 km gefordert. Hinzu kommen für den kommerziellen Passagiertransport derzeit notwendige Reserven für einen Flug zu einem Ausweichflughafen und ein dortiges Verweilen in der Warteschleife. Weiterhin wird für Batteriespeicher berücksichtigt, dass diese im Sinne einer langen Lebensdauer nicht vollständig geladene und entladen werden sollte. Als letzter Punkt ist berücksichtigt, dass die Flugzeuge auch am Lebensende der Batterien, an dem sich die Speicherkapazität aufgrund von Alterungsprozessen reduziert hat, noch in der Lage sein sollen, die Auslegungsmission ohne Einschränkungen zu fliegen. Dies alles führt dazu, dass die elektrischen Teile der Antriebsstränge insbesondere aufgrund der benötigten Batterien relativ große Massen aufweisen. Der voll-elektrische und der seriell-hybride Antriebsstrang sind entsprechend in diesem Szenario in keiner der Bewertungskategorien der Ökoeffizienz konkurrenzfähig. Der parallel-hybride Antriebsstrang hingegen weist abgesehen von den Schallemissionen immerhin ein geringes Potential zur Effizienzsteigerung in den anderen beiden Bewertungskategorien auf. Dadurch dass beim parallel-hybriden Antriebsstrang die Effizienzsteigerung insbesondere in Phasen des Steigflugs erreicht wird, nimmt das Potential dieses Antriebsstrangtypen im Verhältnis zum konventionellen Antrieb auf kürzeren Missionen, d.h. Missionen mit einem höheren Anteil des Steigflugs am Gesamtflug, weiter zu.

Das größte Potential zur Reduktion von Betriebskosten und passagierbezogenen Emissionen entsteht durch die Hochautomatisierung des Flugbetriebs. Der Anteil der Kosten des Piloten an Bord des Flugzeugs stellt einerseits einen großen Anteil an den Gesamtbetriebskosten dar. Andererseits kann der freiwerdende Sitz für den Transport einer weiteren Person genutzt werden, sodass die Kosten und Emissionen pro Kilometer nicht nur durch drei, sondern vier Passagiere geteilt werden. Ein Vergleich in Form des GWP - ausgedrückt in Gramm äquivalenter CO₂-Emissionen pro Passagierkilometer - mit Daten für andere Transportmodi¹¹ ist in Abbildung 5.28 dargestellt. Die Vergleichsdaten sind auf das Jahr 2019 referenziert. Für den Vergleich mit den hier für das Jahr 2030 erzeugten Ergebnissen ist davon auszugehen, dass das GWP der zum Vergleich dargestellten Verkehrsmodi sinkt. Die Emissionen von Linienbussen und PKW werden durch zunehmende Elektrifizierung in diesen Bereichen sinken und durch die Veränderung des Strommixes hin zu einem

¹¹Umweltbundesamt (2021): Emissionsdaten. <https://www.umweltbundesamt.de/themen/verkehr-laerm/emissionsdaten#HBEFA>

höheren Anteil erneuerbarer Energien werden auch die Emissionen des Eisenbahnverkehrs sinken. Im Jahr 2019 wiesen Linienbusse und Eisenbahnen mit 29 g die mit Abstand geringsten Emissionen im Regionalverkehr auf. Ein PKW, der mit durchschnittlich 1,4 Personen besetzt ist, liegt bei den pro Passagierkilometer bezogenen Emissionen mit 154 g zwischen den mit drei (166 g) bzw. vier (125 g) Passagieren besetzten Flugzeugen. Lediglich Inlandsflüge mit Flugzeugen der Airliner-Kategorie verursachen mit 214 g noch mehr Emissionen als die für den Silent Air Taxi-Betrieb untersuchten Flugzeugkonfigurationen. Vor diesem Hintergrund bleibt also fraglich, ob aus ökologischer Perspektive die Einführung eines luftgebundenen Regionalverkehrssystems sinnvoll ist.

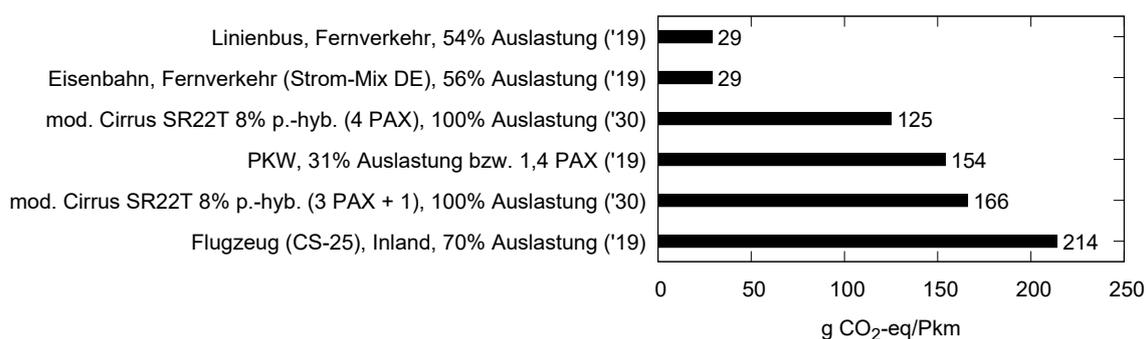


Abbildung 5.28: Vergleich des GWP pro Passagierkilometer für verschiedene Transportmodi

Der Einfluss des im Fall einer Hochautomatisierung möglich werdenden Verzichts auf einen Pilot auf die Kosten pro Platzkilometer (berechnet für die Auslegungsmiession) ist in [Abbildung 5.29](#) dargestellt. Beispielhaft wird hier die parallel-hybrid-elektrisch angetriebene Variante der Cirrus SR22T verwendet. Im Fall des pilotenlosen Betriebs können bis zu vier Passagiere transportiert werden. Ansonsten ist lediglich der Transport von maximal drei Passagieren möglich. Dargestellt sind Kosten in den Kategorien Kraftstoff, Elektrizität, andere variable direkte Betriebskosten, fixe direkte Betriebskosten, indirekte Betriebskosten und die Kosten für einen Piloten. Die Kraftstoffkosten machen in beiden hier betrachteten Fällen den größten Anteil der Betriebskosten aus. Aufgrund der verhältnismäßig geringen Hybridisierung und der Beschränkung der Nutzung des Elektromotors auf Phasen des Startens und Steigens sind die Kosten für elektrische Energie zum Laden der Flugzeugbatterien quasi vernachlässigbar gering. Die verbleibenden variablen direkten Betriebskosten, die fixen direkten Betriebskosten und die indirekten Betriebskosten sind in etwa gleich groß. Für den Fall des Betriebs mit einem Piloten kommt pro Platzkilometer für den Piloten noch einmal etwa der gleiche Anteil wie für den Kraftstoff hinzu. Insgesamt ist zu erkennen, dass durch einen pilotenlosen Betrieb die Kosten pro Platzkilometer um etwa 40% von 36,6 Cent/km auf 20,0 Cent/km reduziert werden können.

Bei der Interpretation dieser Kosten im Vergleich zu den Kosten anderer Verkehrsmittel ist zu berücksichtigen, dass eine Betreibergesellschaft eines solchen ODAM-Konzepts hinsichtlich des Verkaufspreises der Tickets berücksichtigen muss, dass die durchschnittliche Auslastung der Flüge deutlich unter 100% liegen wird und dass es unter Umständen zu Repositionierungsflügen kommen kann, mit denen das Flugzeug ohne zahlende Passagiere an Bord zu seinem nächsten Einsatzort geflogen werden muss. Unter der Annahme von 60% durchschnittlicher Auslastung der Flüge und

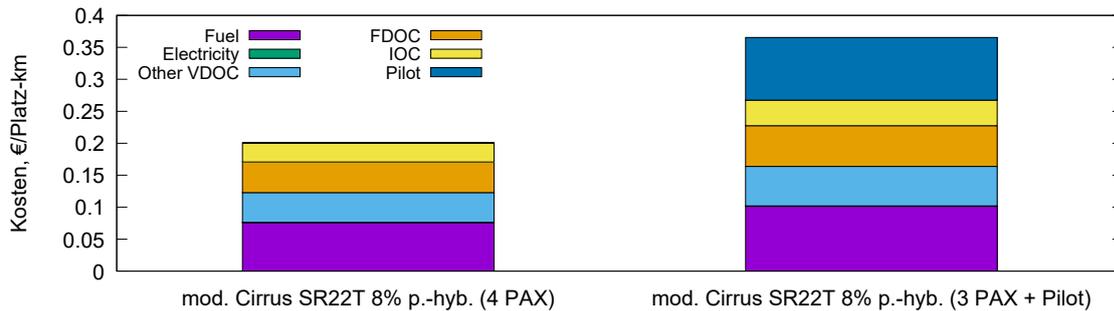


Abbildung 5.29: Vergleich der Kosten pro Platzkilometer mit und ohne Pilot

einem Anteil von 10% Repositionierungsflügen erhält Kreimeier [61] beispielsweise ein Verhältnis von 1,83 zwischen dem Ticketverkaufspreis und den Kosten pro Platzkilometer. Für den Endverbraucher ist weiterhin zu berücksichtigen, dass Mehrwertsteuer in Höhe von zur Zeit 19% abgeführt und entsprechend noch im Ticketpreis berücksichtigt werden müssen. Die Ticketpreise lägen unter diesen Annahmen für den Endverbraucher also bei 79,7 Cent/km (mit Pilot) bzw. 43,6 Cent/km (pilotenlos).

Im hier gewählten Anwendungsfall, bei dem insbesondere auch Reserven für etwaige Flüge zu Ausweichflughäfen oder Warteschleifen berücksichtigt werden, erweist sich der parallel-hybride Antrieb als geringfügig vorteilhaft gegenüber dem konventionellen Antrieb und als deutlich überlegen gegenüber dem seriell-hybriden Antrieb. Bei der Auslegung sollte darauf geachtet werden, dass ein moderater Leistungshybridisierungsgrad gewählt wird, um möglichst geringe Emissionen und Betriebskosten zu ermöglichen. In diesen Untersuchungen haben sich Leistungshybridisierungsgrade zwischen etwa 10 und 20% in Abhängigkeit des gewählten Referenzflugzeugs und der verfügbaren Batterieenergiedichte als optimal erwiesen. Darüber hinaus sollte im Entwurf so geplant werden, dass der Elektromotor lediglich in Phasen hohen Leistungsbedarfs eingesetzt wird, um die benötigte Batteriekapazität zur Versorgung der Elektromotoren und damit die Batteriemasse möglichst gering zu halten. Dies gilt so lange bis es signifikante Verbesserungen bei der Batterietechnologie in Hinblick auf die gravimetrische Energiedichte dieses Speichermediums gibt (d.h. über 400 bzw. 600 Wh/kg hinausgehend). Große Bedeutung kommt im Entwurf die Berücksichtigung von pilotenlosem Betrieb zu, wie die Ergebnisse zur sitzplatzbezogenen Ökoeffizienzanalyse zeigen. Aufgrund des zusätzlichen Platzes für einen Passagier können entsprechend der Ergebnisse die durch den Flug entstehenden Emissionen pro Passagier um bis zu 25% und die Betriebskosten sogar um bis zu 45% gesenkt werden.

5.2 HAP 2: Funktionsintegrierende Struktur

Die Arbeiten am HAP2 wurden in 4 Arbeitspaketen durchgeführt. Im ersten (Sektion 5.2.1), wurden verschiedene Bauweisen bewertet, um anschließend die vielversprechendste auszuwählen. Im nächsten Schritt (Sektion 5.2.2), wurde eine detailliertere Auslegung durchgeführt. Danach ist die Integration eines Bauteilzustandsüberwachungssystems untersucht worden (Sektion 5.2.3), um abschließend eine ökonomische Betrachtung des Systems durchzuführen (Sektion 5.2.4).

5.2.1 Bewertung und Auswahl der Bauweisen

In AP2.1 (Strukturauslegung und -konstruktion) waren die Definition eines Strukturkonzepts für den Rumpf und Flügel des in AP1.1 (Meilenstein 3) ermittelten Flugzeugreferenzentwurfs vorgesehen. Dabei wurden für die Auslegung die Bauweisen Schale in Sandwichbauweise mit Gitterstrukturen und Gitterrohrrahmen mit Beplankung betrachtet.

Für die Auslegung der Schale in Sandwichbauweise mit Gitterstrukturkern wurde zuerst eine Werkstoffauswahl zwölf verschiedener Materialien durchgeführt, da die zum metallischen 3D-Druck verfügbaren Materialien im Vergleich zu den im Kleinflugzeugbau gängig eingesetzten Legierungen unterschiedliche Eigenschaften besitzen. Für den 3D-Druck einer metallischen Struktur sind Mindestwanddicken zu beachten, welche in der Regel zwischen 0,3 mm und 0,6 mm liegen. Dadurch kann sich eine überdimensionierte Struktur ergeben. In Abbildung 5.30 ist das berechnete, minimale Gewicht der Flügelstruktur zu sehen beim Einsatz der Laserschmelzmaterialien St-1.2709, TiAl6V4 und AlSi10Mg, die Schmelzlegierungen mit den besten spezifischen Eigenschaften der jeweiligen Metallfamilie (Stahl, Titan und Aluminium). Obwohl St-1.2709 die höchste spezifische Festigkeit und Steifigkeit besitzt, ist das damit erreichbare Mindeststrukturgewicht der Flügel zu groß. Für den Flugzeugreferenzentwurf des Silent Air Taxis sind Werte im Bereich der ersten zwei Spalten erforderlich (ca. 7 bis 15 kg/m², vergleichbar zu den Werten von einmotorigen und kleineren zweimotorigen Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt) damit die Bauweise konkurrenzfähig bleibt. Nach einer Analyse der Kosten der übrig gebliebenen Werkstoffe ergab sich AlSi10Mg als leichtester und günstigster Werkstoff und wurde für die Auslegung der Sandwichschale mit gedruckten Gitterkernen ausgewählt.

Für die Fachwerkstruktur wurden Stäbe aus den metallischen Legierungen St 1.7334.5 und Al 2024T3 sowie aus pultrudiertem CFK betrachtet. Die Auswahl des Werkstoffes folgte jedoch nach der Dimensionierung, da beim Fachwerk Mindestherstellerticken nicht ausschlagend für die Struktur sind.

Bei der Dimensionierung der Flugzeugstruktur wurden abhängig von der Bauweise unterschiedliche Methoden verwendet. Die zur Dimensionierung der Flügel in beiden Bauweisen sowie des Rumpfes als Sandwichschale mit gedruckten Gitterkernen verwendete Methodik ist in Abbildung 5.31 dargestellt. Als Erstes werden die wichtigsten geometrischen Eigenschaften sowie Geschwindigkeiten, Punktmassen und Lastvielfaches aus einer MICADO-Datei ausgelesen. Anhand dessen wird auto-

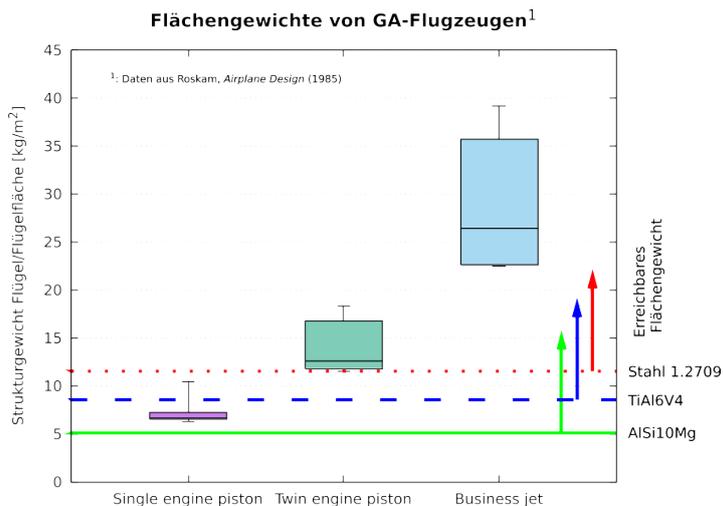


Abbildung 5.30: Flächenbezogenes Strukturgewicht von Kleinflugzeugklassen und Mindestgewicht gedruckter Flügel mit Sandwichstrukturen

matisiert ein AVL-Modell [26] erstellt zur Berechnung der aerodynamischen Lasten. Parallel dazu wird ein FE-Modell initialisiert, auf welches später die mit dem Wirbelgitterverfahren berechneten Lasten aufgebracht werden. Ausgehend von den aerodynamischen, Trägheits- und Schublasten werden Schnittreaktionen in den Flugzeugstrukturen ermittelt, mit denen die einzelnen Querschnitte dimensioniert werden. Die Dimensionierung ändert die Strukturmassen, wodurch sich auch die Trägheitskräfte ändern. Da diese für ca. 20% der angreifenden Lasten verantwortlich sind, wird die Dimensionierung und Ermittlung der Trägheitskräfte so lange iteriert, bis die Strukturmassen konvergieren. Diese Methodik wurde als Programm implementiert und kann beliebige Flugzeuge in Drachenkonfiguration statisch dimensionieren.

Die Dimensionierung erfolgt anhand mehrerer Lastfälle gleichzeitig und basiert auf der aktuellen Zulassungsvorschrift der EASA für leichte Motorflugzeuge [16]. Zusätzlich zu den in der CS-23 vorgesehenen Lastfällen, unter anderem stationäre Manöverlasten, Böenlasten und Lasten durch

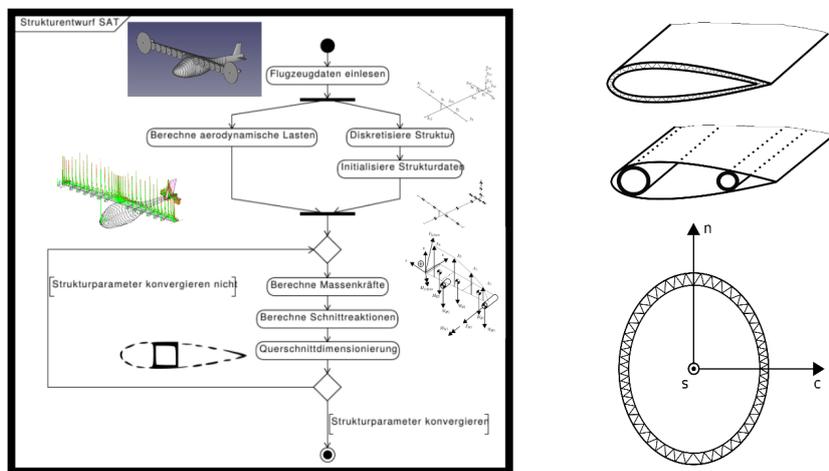


Abbildung 5.31: Entwurfsmethodik und betrachtete Querschnittstypen bei der Flugzeugdimensionierung

Ruderausschläge, werden für das Silent Air Taxi die Lasten durch den Einsatz von Hochauftriebspropellern berücksichtigt. Dafür wurde ein zusätzlicher Bereich im V-n Diagramm in Zusammenarbeit mit dem ILR definiert, um die gewünschten Betriebspunkte zu berücksichtigen (Abbildung 5.32).

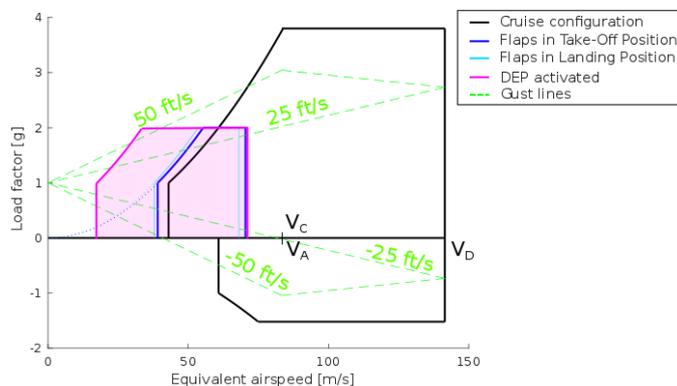


Abbildung 5.32: Mit Hochauftriebspropellerbereich erweitertes V-n Diagramm

Für die einzelnen Querschnittsparameter (Haut- und Kerndicke für gedruckte Querschnitte und Rohrdurchmesser sowie Wanddicke für Rohrholme) werden diskrete Werte angenommen. Die Dimensionierung und Optimierung der Struktur findet mittels der Exhaustionsmethode statt. Für den Rumpf als Gitterrohrrahmen wird die Beplankung als nicht tragend angenommen, da dies eine einfachere Wartung erlaubt und bspw. Vogel- oder Steinschlag die Lasttragende Struktur nicht direkt beschädigen können. Für die FE-Berechnung wird die Struktur als Fachwerk mittels Balkenelementen modelliert und mithilfe eines genetischen Algorithmus dimensioniert. Aus den sich ergebenden Rohrdurchmessern und Wanddicken wird die Masse berechnet. Im Gegensatz zu metallischen Fachwerkstrukturen, welche geschweißt werden können, werden Rohre eines Fachwerks aus CFK-Stäben mittels Knoten verbunden. Deren Masse wird anhand der eingeleiteten Lasten abgeschätzt und bei der Bewertung berücksichtigt. Für die aerodynamischen Lasten der Flügel und Leitwerke werden die bereits mit AVL berechneten Werte übernommen. Ähnlich zur Auslegungsmethodik für Querschnitte ist die Topologiegenerierung, Lastenberechnung sowie Strukturdimensionierung als Programm implementiert. In Abbildung 5.33 sind verformte Gitterrohrrahmen mit unterschiedlichen Geometrieparametern dargestellt.

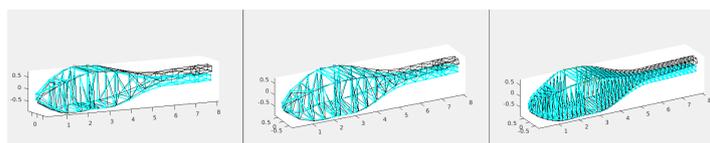


Abbildung 5.33: Rumpf als Gitterrohrrahmen mit unterschiedlichen Stationsabständen. Blau unverformt, in schwarz verformte Struktur aus FE-Berechnung für Lastfall 1 (Abfangen mit maximalen Lastvielfachen)

Mit der oben beschriebenen Methode wurde die Rumpfgeometrie optimiert. In Abbildung 5.34 ist der Einfluss des Abstands zwischen Stationen des Gitterrohrrahmens auf die Masse des Rumpfes bei der Verwendung verschiedener Werkstoffe zu sehen. Da der genetische Algorithmus eine

heuristische Optimierungsmethode ist und die Optimalität der gefundenen Lösung nicht gewährleisten kann, wurde die Optimierung mit unterschiedlicher Populationsgröße und Generationsanzahl durchgeführt. Für die Strukturmasse des Rumpfes ergibt sich ein Minimum bei einem Stationsabstand von 0,7 m für alle betrachteten Optimierungseinstellungen. Im Bild sind die Ergebnisse der Optimierung mit 200 Generationen und einer Populationsgröße von 10 sowie 100 Generationen mit 100 Individuen pro Generation dargestellt.

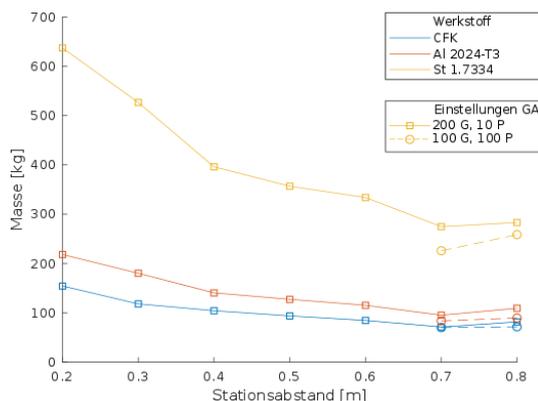


Abbildung 5.34: Einfluss des Abstands zwischen Rumpfstationen auf das Strukturgewicht des Rumpfes für die betrachteten Werkstoffe. Abkürzungen: GA- genetischer Algorithmus, G- Generationen und P- Populationsgröße.

Für die anschließende Bewertung wurden folgende Kriterien berücksichtigt: Gewicht, Automatisierbarkeit der Produktion, Anpassbarkeit der Struktur bei Geometrieänderungen, Produktionsrisiko, Zertifizierungsaufwand, Kosten, aerodynamische Güte der Oberfläche sowie Wartungsaufwand. Die Gesamtwertigkeit jedes Konzepts wurde über eine additive multiattributive Wertefunktion ermittelt. Die dazugehörigen Gewichtungsfaktoren wurden anhand vom erwarteten Einfluss des jeweiligen Kriteriums auf die Betriebs- und Anschaffungskosten bestimmt. Die Wertigkeit der einzelnen Kriterien ist eine Zahl zwischen 0 (schlechteste) und 1 (beste Variante). Bei quantitativen Kriterien (Masse und Kosten) wurden die Werte interpoliert, während bei qualitativen Kriterien ein Wert aus 0, 0,5 und 1 ausgewählt wurde. Für die Abschätzung der Kosten wurden die reinen Materialkosten mit der in [2] erläuterten Methodik hochskaliert, um die tatsächlichen Fertigungskosten zu bestimmen. Aus der Gesamtwertigkeit der betrachteten Bauweisen (siehe Abbildung 5.35) ergibt sich die gedruckte Sandwichstruktur mit Gitterkernen als präferierte Strukturbaweise für das Silent Air Taxi. Die abgeschätzten Fertigungskosten der ausgewählten Bauweise betragen jeweils 11.190 € für den Rumpf und 21.545 € für die Flügel.

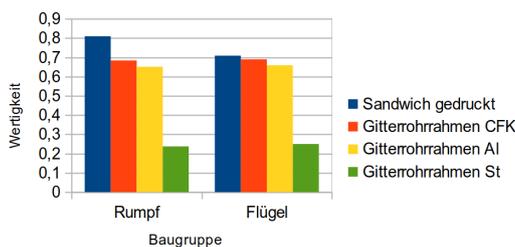


Abbildung 5.35: Gesamtwertigkeit der Bauweisen

5.2.2 Detailauslegung und numerische Modellierung von additiv gefertigten Strukturen

Um die Strukturdetailanalyse durchzuführen, wurde zuerst ein reduzierter Ansatz zur Beschreibung der Gitterkernstrukturen ermittelt, da eine diskrete Modellierung des Gitterstrukturkerns aufgrund des Diskretisierungsaufwands nicht möglich ist. Für den Kern wurden analytische Gleichungen hergeleitet, um Ersatzsteifigkeiten zu ermitteln und mithilfe einer Mehrlagenformulierung das Verhalten der Sandwichstruktur zu beschreiben. Um das Ersatzmodell zu validieren wurde diese Formulierung an kleinen Platten mit genauen FE-Berechnungen, bei denen jede Strebe der Struktur einzeln modelliert wird, sowohl wie auch mit Materialversuchen verglichen. Nach erfolgreicher Validierung des Modells fand eine Evaluierung der gedruckten Bauweise mit Gitterkern statt, in dem ein Flügel dimensioniert und mit einem in konventioneller Bauweise ausgelegten verglichen wurde. Bei dieser Berechnung sind neben der statischen Festigkeitsanalyse auch Stabilitätsanalysen durchgeführt worden, um das Beulverhalten der Struktur zu beschreiben. Zuletzt sind mithilfe des Ersatzmodells und der entwickelten Methodik FE-Berechnungen an der Flügel- und Rumpfstruktur des Silent Air Taxi durchgeführt worden.

In Abbildung 5.36 sind ein Bild einer echten gedruckten Sandwichstruktur mit Gitterkern sowie zwei vereinfachte Modellierungsmöglichkeiten dargestellt. Obwohl man normalerweise die Streben als Balken statt als Volumenkörper modellieren würde, was bereits eine erhebliche Vereinfachung ist (wenn auch begründet, da diese einen hohen Schlankheitsgrad besitzen), wäre die Komplexität für die Berechnung einer größeren Struktur wie die Flügel und Rumpf des SATs zu groß, da mehrere Millionen von Streben modelliert werden müssten. Um das Modell weiter zu vereinfachen ist eine Homogenisierung des Kerns nötig, sodass mehrere Gitterzellen sowie beide Deckflächen in ein einziges Element zusammengefasst werden können, wie in der unteren Zeichnung von Abbildung 5.36 dargestellt.

Die Herleitung erfolgte analytisch, in dem die Verschiebungen der Spitze einer Einheitszelle (wie auf der linken Hälfte in Abbildung 5.37 gezeigt) für Kräfte, welche in jede Koordinatenrichtung angreifen analytisch bestimmt wurden. Mit diesen Steifigkeiten und den geometrischen Abmaßen (Höhe und Breite) der Zelle wurden dann die Gleichungen zur Ermittlung der Eigenschaften der mittleren Verbundschicht für das homogenisierte Materialmodell bestimmt.

In Gleichung (5.18) bis (5.22) sind die hergeleiteten Steifigkeiten in Abhängigkeit der geometrischen Parameter (r - Strebenradius, t_c - Kerndicke, ω - Strebenwinkel zur Deckflächen) sowie der relativen Dichte (Gleichung (5.17)). Im Gegensatz zu bisherigen Ansätzen aus der Literatur wie [104] und [67] ist die Verbindungsstelle zwischen den Deckschichten und den Streben nicht nur als gelenkig angenommen, sondern als ein- und zweiseitig fest eingespannt. Dies ist der Realität näher, da die 3D-gedruckte Streben nicht frei rotieren können.

$$\bar{\rho} = \frac{\rho}{\rho_s} = \frac{4\pi r^2 l}{b^2 t_c} = \frac{2\pi}{\cos(\omega) \cot(\omega)} \left(\frac{r}{t_c} \right)^2 \quad (5.17)$$

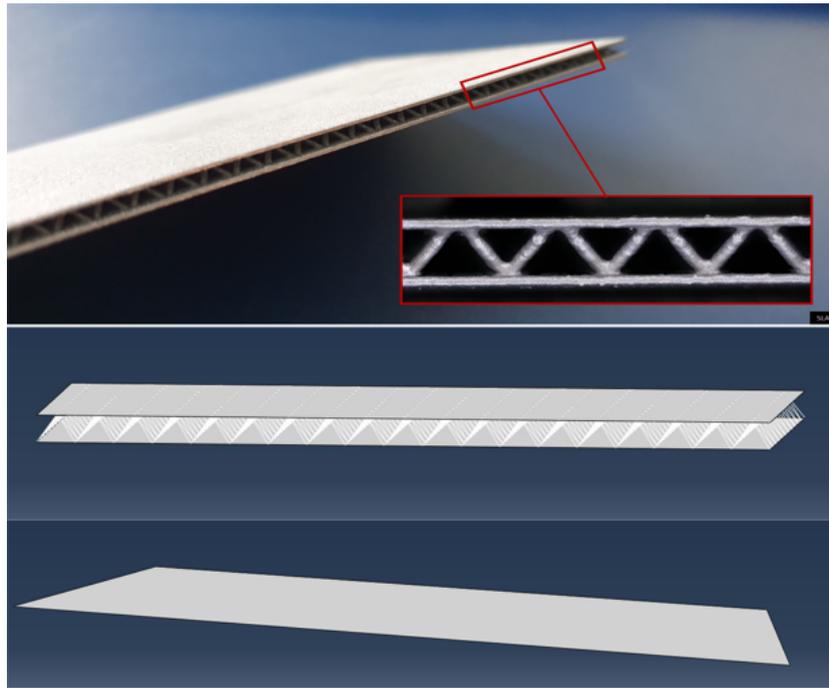


Abbildung 5.36: Sandwichstruktur mit Gitterkern wie gebaut (oben), modelliert mit Deckflächen als Schalenelemente und Streben als Balken (mitte) sowie als Verbundschale (unten)

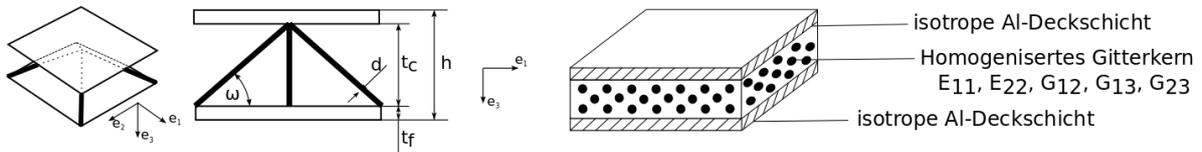


Abbildung 5.37: Einheitszelle (links) sowie Verbundbeschreibung (rechts)

$$E_{11} = E_{22} = \frac{E_s \bar{\rho}}{4} \cos(\omega)^4 \cdot \left[1 + C_i \left(\frac{r}{t_c} \right)^2 \tan^2(\omega) (1 + \sin^2(\omega)) \right] \quad (5.18)$$

$$E_{33} = E_s \bar{\rho} \sin(\omega)^4 \cdot \left[1 + C_i \left(\frac{r}{t_c} \right)^2 \cos^2(\omega) \right] \quad (5.19)$$

$$G_{12} = G_{21} = \frac{E_s \bar{\rho}}{4} \cos(\omega)^4 \cdot \left[1 + C_i \left(\frac{r}{t_c} \right)^2 \tan^2(\omega) (1 + \sin^2(\omega)) \right] \quad (5.20)$$

$$G_{13} = G_{23} = \frac{E_s \bar{\rho}}{8} \sin(2\omega)^2 \cdot \left[1 + C_i \left(\frac{r}{t_c} \right)^2 \cos^2(\omega) \right] \quad (5.21)$$

$$G_{31} = G_{32} = \frac{E_s \bar{\rho}}{8} \sin(2\omega)^2 \cdot \left[1 + C_i \left(\frac{r}{t_c} \right)^2 \tan^2(\omega) (1 + \sin^2(\omega)) \right] \quad (5.22)$$

Der Einfluss der Einspannung zwischen den Deckschichten und den Streben wird über die Konstanten C_i modelliert. In [Abbildung 5.38](#) sind die hergeleiteten Werte für C_i angezeigt. Für die in den Proben verwendete Geometrie ergibt die Berücksichtigung der festen Einspannung eine um ca. 8% höhere Dehnsteifigkeit in Kernrichtung, sodass dieser Einfluss nicht zu vernachlässigen ist.

Um die hergeleiteten Gleichungen sowie das Schalenelement mit Verbundformulierung zu validieren wurden umfangreiche Materialversuche mit additiv gefertigten Sandwichplatten durchgeführt.

Einspannung			
C_i	0	3/4	3

Abbildung 5.38: Konstanten C_i für verschiedene Einspannrandbedingungen

Die Platten, mit Deckschichtdicke 0,4 mm und Kernhöhe 2 mm, sind im SLM (Selektives Laserschmelzen) Verfahren aus AlSi10Mg gefertigt worden. Folgende Versuche fanden statt:

- Zugversuche an Material und Sandwichplatten
- Druckversuche an Sandwichplatten in Plattenrichtung (Festigkeit & Knickverhalten) sowie Quer dazu
- Biegeversuche an Sandwichplatten
- Schubversuche an Sandwichplatten
- Trommelschälversuche an Sandwichplatten

Die Aufbauten zu diesen Versuchen sind in [Abbildung 5.39](#) dargestellt. Die Versuche wurden an einer elektrischen Universalprüfmaschine INSTRON 5567 durchgeführt.

Um das Material zu charakterisieren, sind zuerst Versuche am reinen Material ohne Sandwichaufbau durchgeführt. Die Ergebnisse sind im linken Diagramm von [Abbildung 5.40](#) dargestellt. Die dort gewonnenen Werte wurden verwendet, um Materialkennwerte für die FE-Modelle, sowohl in der detaillierten Variante wie auch im homogenisierten Ansatz, zu erstellen. Mit dem homogenisierten Modell sind Zugversuche, Biegeversuch und Druckversuche berechnet worden. Die Druckversuche quer zur Sandwichplatte und die Trommelschälversuche können mit einem homogenisierten Schalenelement nicht nachgebildet werden, wurden aber trotzdem durchgeführt, um



Abbildung 5.39: (von links nach rechts) Zug-, Biege-, Schub und Trommelschälversuch zur Validierung der homogenisierten FE-Verbundformulierung

das Versagensverhalten der gedruckten Sandwichstrukturen mit Gitterkern zu charakterisieren und die Materialmodelle weiter zu verfeinern.

Bei den reinen Materialversuchen wurde eine große Streuung der Kennwerte festgestellt (bspw. bei der Bruchspannung: Mittelwert von 301,1 MPa mit einer Standardabweichung von 58,7 MPa). Dies hat mehrere Gründe. Zum einen waren die Proben mit der Mindestherstelldicke von 0,4 mm gefertigt worden [28]. Somit erzeugen die Druckungenauigkeiten von $\pm 0,1$ mm [28] lokale Querschnittsänderungen von über 25%. Obwohl diese Fertigungsgenauigkeit in Bereichen mit einer größeren Deckschichtdicke einen kleineren Einfluss hat, ist davon auszugehen (siehe bspw. SAT Bericht für das Jahr 2018) dass in den meisten Bereichen einer additiv gefertigten Struktur die Deckschichten mit der Mindestherstelldicke verwendet werden. Andererseits waren die Proben nicht wärmebehandelt. Somit kann eine höhere Festigkeit erreicht werden, allerdings ist auch lokal von hohen Konzentrationen an Eigenspannungen auszugehen. [103]

Besonders vielversprechend sind die Trommelschälversuche gewesen. Obwohl teilweise mehrere Strebenreihen entfernt worden sind, konnte in den Versuchen keine Delamination weder induziert noch festgestellt werden. Dies stellt einen großen Vorteil der Bauweise gegenüber konventionellen Sandwichstrukturen mit adhäsiver Fügung zwischen den Deckschichten und dem Kern und sollte in zukünftigen Projekten genauer untersucht werden.

Die zwei Diagramme im rechten Teil von Abbildung 5.40 zeigen den Vergleich zwischen den zwei FE-Berechnungen und den Versuchsergebnissen. Es liegt eine sehr gute Übereinstimmung der Ergebnisse im linearen Bereich vor. Im plastischen Bereich ist eine Abweichung zwischen den Versuchsergebnissen zu sehen, die Ergebnisse der zwei FE-Berechnungsmethoden stimmen allerdings weiterhin sehr gut überein. Somit wurde das homogenisierte Element validiert und gezeigt, dass es eine gute Alternative zur detaillierten Modellierung für die Simulation ist.

Vor dem Durchführen der statischen Nachweise am Silent Air Taxi wurde das Element erstmals verwendet, um einen konventionellen Flügel auszulegen (angelehnt an die Geometrie eine TBM 900) und damit eine bessere Potenzialeinschätzung durchführen zu können. Die Kerndicke besitzt einen sehr geringen Einfluss auf die Festigkeit und dessen Dicke wird iterativ anhand von Beulanalysen ermittelt. Dabei wird bei jedem Iterationsschritt die Dicke im beulgefährdeten Bereich mithilfe

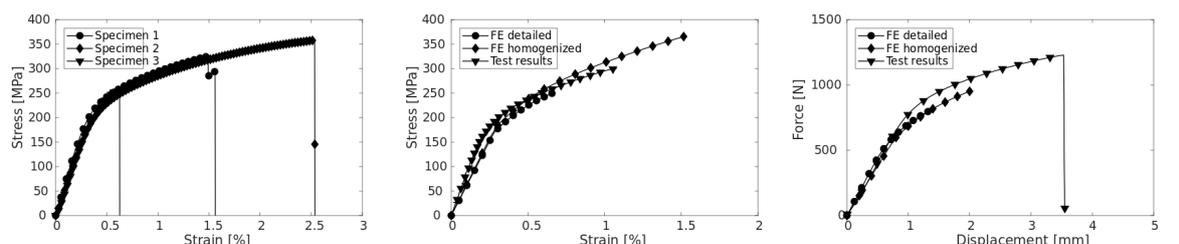


Abbildung 5.40: Spannungs-Dehnungskurve der getesteten Materialproben (links) sowie Vergleich zwischen homogenisierter FE-Berechnung, detaillierte FE-Berechnung und den Versuchen an Sandwichplatten für die Zugversuche (mitte) und Biegeversuche (rechts)

Gleichung (5.23) skaliert. Dabei sind λ_i der kritische Eigenwert, SF der Sicherheitsfaktor, t_c die Kernhöhe, t_f die Sandwichhöhe und die Gesamtdicke der Sandwichstruktur beim Iterationsschritt i .

$$t_{c,i+1} = \sqrt{t_f^2 - \frac{1}{6} \left(8t_c^2 - \frac{SF}{t_f \lambda_i} (h_i^3 - t_{c,i}^3) \right)} - t_f \quad (5.23)$$

Da sich in den Versuchen herausgestellt hat, dass eine große Streuung der Festigkeiten vorliegt und somit die zulässige Vergleichsspannung einer solchen Struktur niedriger sein würden, als ursprünglich angenommen, wurde der Flügel für verschiedene Vergleichsspannungen ausgelegt. In Abbildung 5.41 sind die Massen der Flügelstruktur nach einer Auslegung des Flügels für verschiedene Vergleichsspannungen (Abszisse) dargestellt. Da bei der Abschätzung mit Klasse II-Methoden (bspw. Formel nach Raymer [87]) Sekundärstrukturen berücksichtigt werden und diese nicht direkt mit der Masse nach der Auslegung der Primärstruktur verglichen werden können, ist im Diagramm eine Kurvenschar dargestellt. Für einen Flügel in konventioneller Bauweise liegt der „fudge factor“ erfahrungsgemäß bei ca. 1,8 [44]. Da bei einem additiv gefertigten Flügel die Masse der Verbindungselemente (Niete, lokale Versteifungen für Krafteinleitungen oder aus Fertigungsgründen...) viel geringer sein wird bzw. komplett ausfällt ist davon auszugehen, dass dieser kleiner wird.

Bei Verwendung der aus den Versuchen ermittelten Materialfestigkeit (A-Wert < 100 MPa aufgrund der hohen Streuung) ist die additive nicht konkurrenzfähig mit der aktuell konventionellen Bauweise. Auch wenn die Festigkeit von Wärmebehandelten AISi10Mg nach Herstellerangaben [28] (345 ± 10 MPa \rightarrow A-Wert ≈ 300 MPa) benutzt ist keine Besserung zum aktuellen Stand der Technik möglich. Werden die zulässigen Spannungen vom Hersteller für das unbehandelte Al-Si10Mg (460 ± 20 MPa \rightarrow A-Wert ≈ 380 MPa) benutzt, kann eine ca. 10% geringere Masse als konventionell erwartet werden. Um mit einer Flügelstruktur in Faserverbundbauweise zu konkurrieren

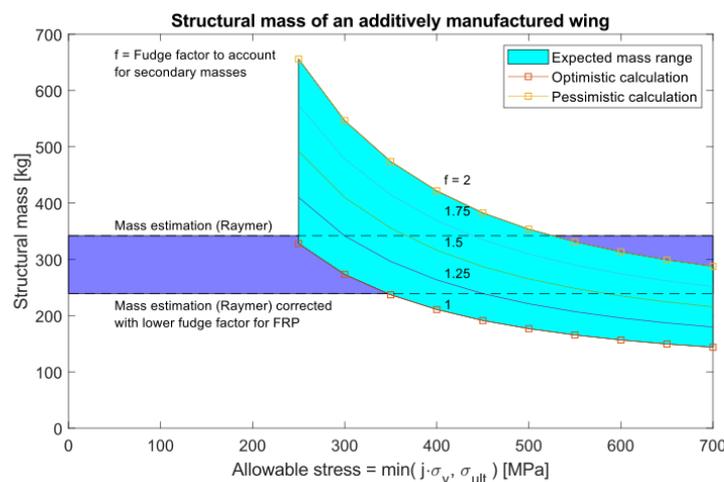


Abbildung 5.41: Vergleich der erwarteten Strukturmasse eines Flügels in additiver Bauweise (Cyan) mit einer konventionellen Bauweise (dunkel Blau)

ren, müssten die additiv gefertigten Bauteile zuverlässig Vergleichsspannungen von über 500 MPa aushalten können.

Nach der erfolgreichen Entwicklung und Validierung des homogenisierten Elements für Sandwichschalen mit Gitterkern erfolgte der statische Nachweis des SATs. Das Hauptaugenmerk lag dabei auf der Überprüfung der Festigkeit mit einem detaillierten FE-Modell als bei AP2.1. Zusätzlich dazu wurden auch Stabilitätsanalysen durchgeführt, um die Beulsicherheit zu überprüfen. In Abbildung 5.42 sind Bilder der in der FE-Analyse verwendeten Modellen dargestellt: links des Flügels nach linear statischen Berechnung und rechts des Rumpfes und Leitwerks mit der zweiten positiven Eigenform der Beulberechnung.

Die kritischen Lastfälle wurden mithilfe der in AP2.1 erstellten Toolbox ermittelt. Diese sind:

- Lastfall 4 (abfangen mit maximalen Lastvielfachen) für den Hauptflügel
- Lastfälle 281 und 305 (positiver Vollausschlag des Seitenruders bei Manövergeschwindigkeit) für das Seitenleitwerk
- Lastfall 169 (negativer Vollausschlag des Höhenruders bei Manövergeschwindigkeit) für das Höhenleitwerk

Die mit AVL ermittelten aerodynamischen Lasten wurden auf das Modell aufgeprägt und die Sicherheit der Struktur ist mit der gleichen Methodik wie bei den Untersuchungen zur Potentialeinschätzung nachgewiesen. Als Werkstoffkennwerte wurden die vom Hersteller veröffentlichten Daten verwendet [28]. Als Ergebnis der FE-Berechnungen konnte die Dimensionierung der Vorauslegung bestätigt werden, welche in Abbildung 5.43 dargestellt wird.

5.2.3 Bauteilzustandsüberwachung

Obwohl erste Studien zur Bestimmung von mechanischen Eigenschaften an Sandwichstrukturen mit Gitterzellen bereits vor über 20 Jahren durchgeführt worden sind ([104], [36]), gibt es wenige Veröffentlichungen zur Bauteilzustandsüberwachung dieser Strukturen. Deshalb sind die Ziele von AP2.3 der Vorentwurf und die Auslegung des Bauteilzustandsüberwachungssystems (SHM-System). Die dafür durchgeführten Arbeiten sind in drei Unterarbeitspaketen aufgegliedert: Untersuchung von dehnungsbasierten SHM-Methoden zur Überwachung von Gitterstrukturen, Un-

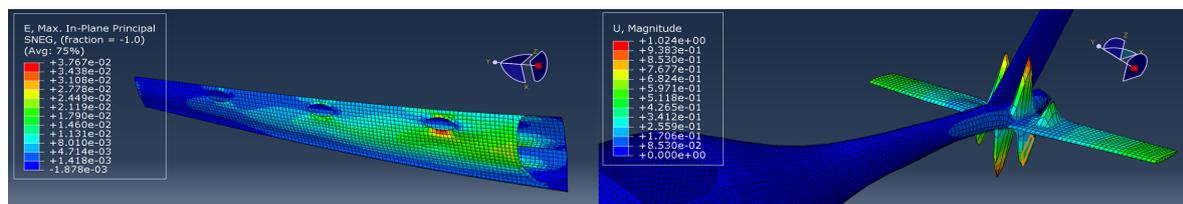


Abbildung 5.42: FE-Analyse

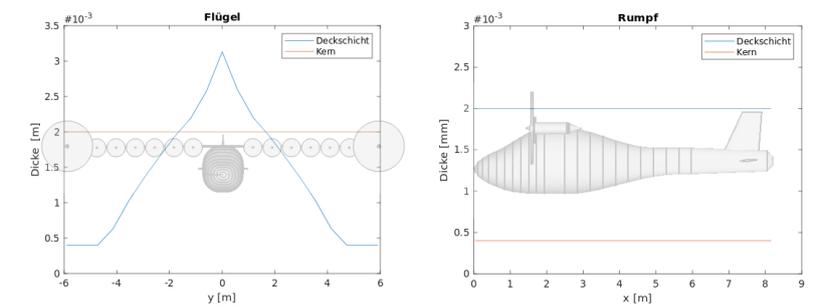


Abbildung 5.43: Erforderliche Dicken der Sandwichstruktur mit gedruckten Gitterkern nach der detaillierten Auslegung

tersuchung von vibrationsbasierten SHM-Methoden zur Überwachung von Gitterstrukturen und Abschätzung möglicher Kosten zur Bewertung und Auswahl eines SHM-Konzeptes. Diese Arbeitsspakete wurden von drei studentischen Arbeiten unterstützt. [102], [27], [83] Die zusätzlichen Untersuchungen im Bereich der Delamination von Sandwichstrukturen mit Gitterkern sind in ein Journal-Paper verfasst, welches sich zum Zeitpunkt der Berichterstellung im Review-Prozess befindet. [80] Um die Vergleichbarkeit zwischen den dehnungsbasierten und vibrationsbasierten Methoden zu gewährleisten, wurde ein repräsentativer Bereich einer Sandwichstruktur mit gedrucktem Gitterkern ausgewählt. Dieser Bereich, gezeigt in Abbildung 5.44, wurde dann sowohl für die vibrationsbasierte, als auch für die dehnungsbasierte Untersuchungen verwendet. Der Bereich besteht aus einer ebenen Platte mit einem Gitter von 10×10 pyramidalen Zellen in 45° zu den Deckschichten. Diese Geometrie entspricht auch der Geometrie, welche in AP2.1 und AP2.2 verwendet worden ist. Weitere Details können der Journal-Publikation [10] entnommen werden.

Die betrachteten Lastfälle ergeben sich aus den Arbeiten in AP2.2 und sind in Abbildung 5.45 zu sehen. Lastfall (a), Zug- und Druckbelastung in der Sandwichebene, ist die gängigste Belastungsform der Flugzeugstrukturen aus AP2.2. Die anderen Belastungsformen (quer zur Ebene (b), Schub (c) und Biegebelastung (d)) sind aber auch zu erwarten.

Aus der Literatur und eigenen Untersuchungen sind verschiedene Versagensmodi der Sandwichstrukturen mit Gitterzellen bekannt: Festigkeitsversagen der Deckschichten, Festigkeitsversagen der Streben, Knicken der Streben, Knittern der Deckschichten sowie Delamination (Versagen der

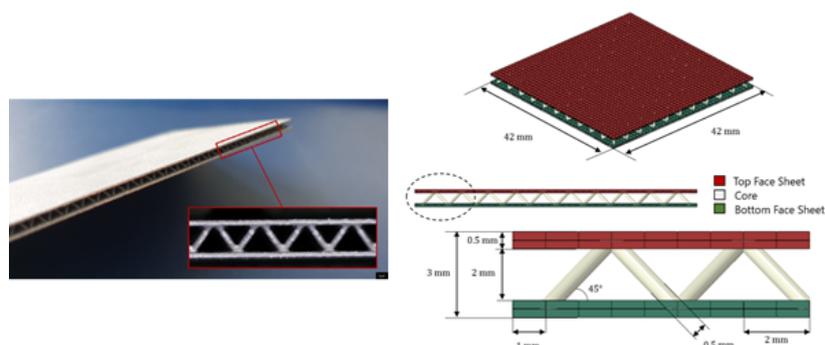


Abbildung 5.44: Reale Struktur (links) und idealisiertes Modell für FE-Untersuchungen (rechts)

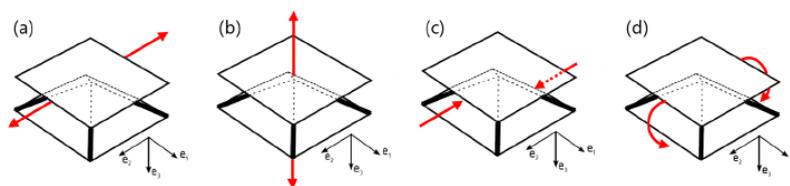


Abbildung 5.45: Betrachtete Lastfälle: (a) in-plane, (b) out-of-plane, (c) Schub- und (d) Biegebelastung

Anbindung zwischen Streben und Deckschichten). Für die untersuchte Geometrie wurden das Festigkeitsversagen der Deckschichten sowie mögliche Strebendefekte als kritisch angenommen. In [Abbildung 5.46](#) sind die bei den numerischen Simulationen untersuchten Defekte angezeigt. Um Defekte in den Deckschichten zu simulieren, wurde die Steifigkeit der hell markierten Elemente um 25 % bzw. 75 % reduziert. Um Defekte in den Streben zu simulieren, wurde die Verbindung zwischen den Streben und der Deckschicht in den grün umkreisten Punkten gelöst. Bei den Defekten wurden unterschiedliche Defektgrößen (erste drei Spalten) sowie das Vorhandensein mehrerer Defekte in der gleichen Platte untersucht.

Nach der Durchführung der numerischen Simulationen (Modalanalysen im Falle des Vibrationsbasierten Ansatzes und statische Verformungsanalysen im Falle des dehnungsbasierten Ansatzes) an den unversehrten und den defekten Modellen der Referenzplatte wurden strukturelle Schadensindikatoren (SDI) gebildet. In der nachfolgenden Gleichung ist die Formel für die Berechnung des relativen Schadensindikators angezeigt, welcher die Verformung im Referenzmodell (u_{Referenz}) mit der Verformung im defekten Modell (u_{Defekt}) vergleicht. Dieser Schadensindikator, zusammen mit dem Nulldehnungsrichtung-SDI [7] ist bei den dehnungsbasierten Untersuchungen verwendet worden.

Bei den vibrationsbasierten-Untersuchungen ist die Modenform-Krümmung (Mode Shape Curvature (MSC)) [8] gekoppelt mit dem Teager Energy Operator (TEO) [5] benutzt worden, um

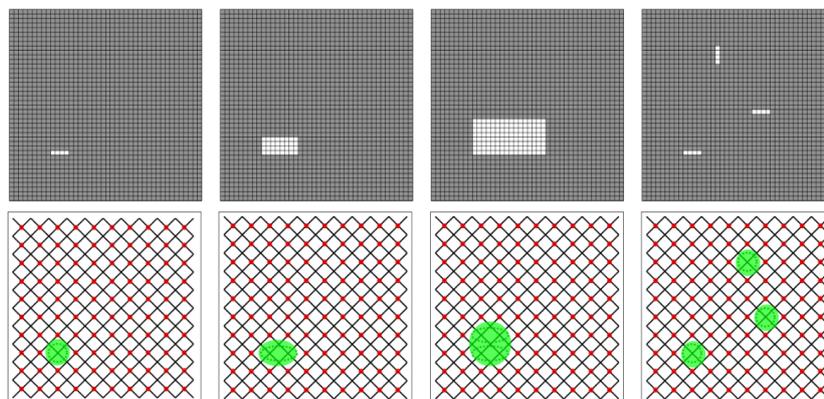


Abbildung 5.46: Untersuchte Defekte. In der oberen Reihe Deckschichtzellen mit reduzierter Steifigkeit der Deckschichten und in der unteren Reihe gelöste Verbindung zwischen einzelnen Streben und den Deckschichtzellen. Schadensfall 1 ist in der oberen Reihe links dargestellt.

weniger sensitiv auf Rauscheffekte zu sein. Abbildung 5.47 zeigt die Performance dieser drei Schadensindikatoren für eine Reduzierung der Steifigkeit in einem kleinen Bereich bei 25% mit der Sandwichstruktur unter Zugbelastung. Für diesen Fall werden die genauesten Ergebnisse vom Nulldehnungsrichtung-SDI geliefert.

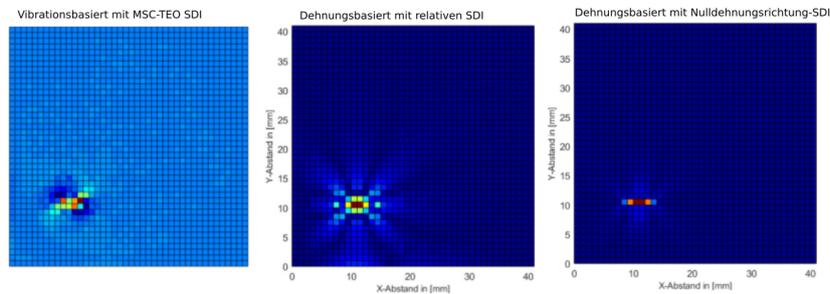


Abbildung 5.47: Vergleich zwischen unterschiedlichen Schadensindikatoren zur Erkennung des Schadenfalls 1 aus Abbildung 5.46

Für die Anwendung im Flugzeug ist die Verwendung verschiedener Sensortypen untersucht worden. Für die vibrationsbasierte Ansätze können piezoelektrische Sensoren, faseroptische Sensoren (FOS/FBGs), MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) oder LDV (Laser Doppler Vibrometer) verwendet werden. Für den dehnungsbasierten Ansatz können vor allem Dehnungsmessstreifen (DMS) und FBGs benutzt werden. Dehnungseffekte durch Temperaturänderungen im Betrieb können durch Benutzung von zwei parallelen FBGs mit unterschiedlichen Wellenlängen kompensiert werden [6].

Der Einfluss des Messrauschens und des Abstands der Messpunkte auf die Erkennbarkeit des Defekts wurde auch untersucht. In Abbildung 5.48 sind zwei Diagramme gezeigt, welche die Erkennbarkeit der Schäden, abhängig vom Sensorabstand und Grad des Rauschens darstellen. Die zwei Diagramme beziehen sich auf dehnungsbasierte SDIs. Die schraffierte Flächen Level 1 und Level 2 stellen dar, welches SHM-Niveau für einen gegebenen Sensorabstand und Rauschen erreicht werden kann: Level 1 für allgemeine Erkennbarkeit und Level 2 für Lokalisierung. SHM-Level 3 (Größe des Schadens) und Level 4 (Auswirkung des Schadens auf die Restfestigkeit der Struktur) wurden nicht untersucht. Für die untersuchten Schäden darf das Rauschen nicht mehr als 10% betragen und die Sensorabstände dürfen maximal 12 mm bis 16 mm sein. Dies entspricht ungefähr der 30-fachen Dicke der Deckschichten.

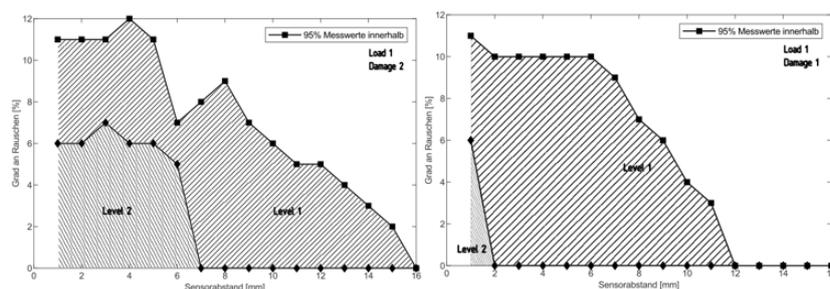


Abbildung 5.48: Schäden abhängig von Sensorabstand und Grad des Rauschens

Um die Effizienz der unterschiedlichen SDIs zu untersuchen, wurden für die einzelnen Schadensfälle und Belastungsarten Diagramme wie in Abbildung 5.49 erstellt. Dort ist zu sehen, dass das SDI in Nulldehnungsrichtung viel weniger empfindlich gegenüber Störeffekten ist als das absolute SDI mit Längsdehnungen. Dies kann sowohl am absoluten Wert gesehen werden (Peak von 0,01 ca. eine Größenordnung größer als das absolute, welches bei ca. 0,001 liegt), wie auch an der relativen Höhe der Maxima im unbeschädigten Bereich. Weitere Details können in den Veröffentlichungen [27] und [53] nachgelesen werden.

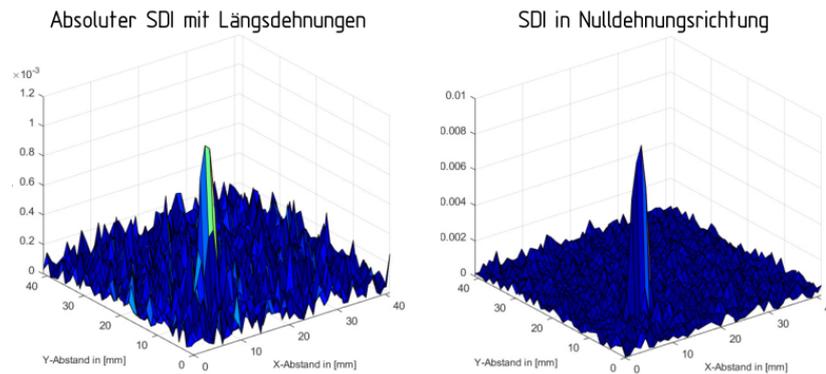


Abbildung 5.49: SDIs für in-plane Belastung und Schadensfall 1. SDI in Nulldehnungsrichtung ist weniger empfindlich gegenüber Störeffekten

Aus den Untersuchungen an den reduzierten Modellen stellt man fest, dass für eine großflächige Überwachung einer Sandwichstruktur der dehnungsbasierte Ansatz mit FBGs das höchste Potenzial besitzt. Für einzelne, kritische Punkte sind aufgrund der höheren Genauigkeit DMS zu empfehlen [9].

Um die kritischen Punkte der Struktur zu ermitteln, sind FE-Berechnungen mit der in AP2.2 ausgelegten Struktur durchgeführt worden. Für die Berechnung wurden zwei kritische Fälle betrachtet: Abfangen mit maximalen Lastvielfachen (maximales Biegemoment in der Struktur) und schlagartige Ausschläge des Quer- und Seitenruders bei 2/3 des maximalen Lastvielfachens und Manövergeschwindigkeit. In Abbildung 5.50 sind einige der Simulationsergebnisse grafisch dargestellt.

Da im Rahmen des Strukturüberwachungskonzepts sowohl die Lastüberwachung, als auch die Zustandsüberwachung von Relevanz sind, sollen an den kritischen Stellen der Struktur gesondert

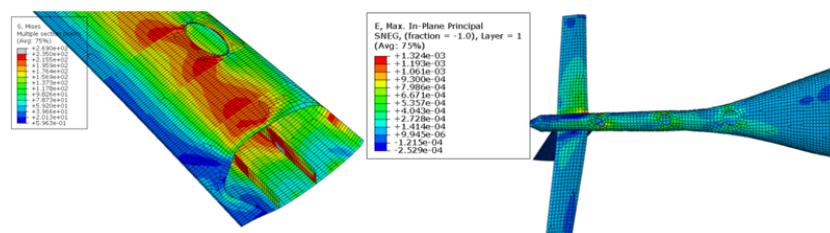


Abbildung 5.50: Spannungsverteilung an der Flügeleinspannung und Dehnungsverteilung in der unteren Seite der Rumpfröhre

DMS eingebaut werden. In Abbildung 5.51 sind die kritischen Stellen dargestellt. Der Rest der Struktur wird entsprechend mit den FBGs überwacht.

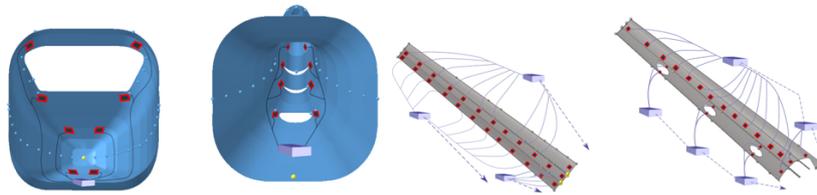


Abbildung 5.51: Kritische Stellen zur Lastüberwachung

Zukünftig sollte das SHM-System auf Level 3 (Bestimmung der Schadensgröße) und Level 4 (Berechnung der Restfestigkeiten und Lebensdauer anhand des aktuellen Zustands der Struktur) erweitert werden.

5.2.4 Kosten

Das Arbeitspaket 4.4 betrachtet die Strukturkosten, um eine möglichst günstige Struktur fertigen zu können. Dabei werden zwei Schwerpunkte verfolgt: die Integration des SHMs Systems sowie die Materialauswahl.

Um die Wirtschaftlichkeit eines SHM Systems zu untersuchen, ist ein Top-Down Ansatz gewählt worden: ausgehend von den berechneten Kosten über der gesamten Lebensdauer kann abgeschätzt werden, welche Kosten von einem SHM-System beeinflusst werden: Niedrigere Wartungskosten, veränderte Abflugmasse durch SHM-Systeme und somit höherer Verbrauch und Benzinkosten. . . Diese Kosten können mit den Anschaffungs- und Entwicklungskosten des SHM Systems verglichen werden. Dafür werden die Kostenmodelle nach Roskam [91] und Gudmundsson [44] verwendet.

Bei der Materialwahl ist die spezifische Kennzahl K_{sf} hergeleitet worden, mit der Werkstoffe direkt bewertet werden können anhand von deren Herstellungskosten.

Im folgenden Diagramm (Abbildung 5.52) sind alle Kosten, die bei der gesamten Lebensdauer eines Flugzeuges nach Roskam [91] anfallen schematisch aufgelistet. Durch die Integration eines SHM Systems sind hauptsächlich die Wartungs- und Versicherungskosten positiv beeinflusst, während die Entwicklungskosten negativ beeinflusst werden. Der Einfluss auf die Gesamtmasse des Flugzeuges wird als gering abgeschätzt (der Massenzuwachs durch die Sensorik kann durch eine etwas leichtere Struktur kompensiert werden, sodass die Flugzeuge mit und ohne SHM-System eine ähnliche Abflugmasse und Verbrauchswerte besitzen).

In Tabelle 5.10 sind die angenommenen prozentualen Kostensenkungen durch den Einsatz von SHM-Systemen für die Überwachungsniveaus 1 bis 4 aufgelistet. Die Werte basieren auf Diskussionen mit Experten sowie eine Grenzwertbetrachtung, welche genauer in [102] erläutert wird. Bspw. im Fall der Wartungskosten, kann das SHM System nur die Wartungskosten der Zelle beeinflussen, nicht des Antriebs. Diese werden bei der Kostenaufschlüsselung nach Gudmundsson

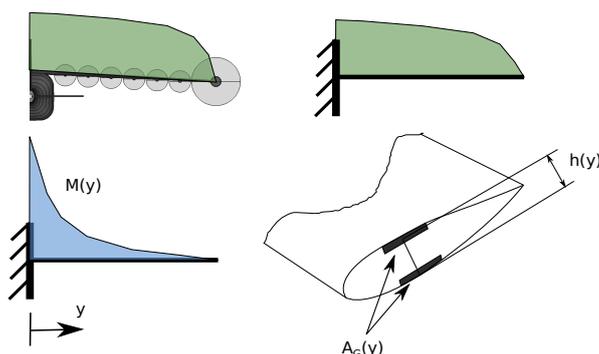


Abbildung 5.52: Auschlüsselung der Kostenpunkte eines Flugzeugs nach Roskam [91]

und Roskam separat betrachtet. Eine ähnliche Untersuchung wurde bei den Versicherungskosten durchgeführt.

Tabelle 5.10: Erwartete Senkung der Kosten für unterschiedliche SHM-Niveaus durch den Einsatz eines SHM-Systems

SHM-Niveau	Einsparung Wartungskosten	Einsparung Versicherung
1	10%	5%
2	25%	10%
3	40%	20%
4	50%	30%

Zusätzlich zum normalen Szenario, mit den vorher aufgelisteten Werten, sind in Tabelle 5.11 weitere Szenarien mit etwas pessimistischeren Werten angezeigt (1 und 2), welche für die Untersuchung betrachtet werden. Da bei großen Luftfahrtprojekten Kostenannahmen oft zu optimistisch sind, wird hiermit probiert, die Auswirkung nicht optimaler Bedingungen darzustellen.

Tabelle 5.11: Betrachtete Szenarien zur SHM-Bewertung. Die prozentualen Änderungen beziehen sich auf die Werte aus Tabelle 5.10

Szenario	Unsicherheit	Senkung Wartungskosten	Änderung Versicherungskosten	Änderung Entwicklungskosten
1	Hoch	10%	0%	200%
2	Mittel	50%		150%
3	Nicht existent	100%	100%	100%

Die Ergebnisse einer ersten Studie sind in Abbildung 5.53 angezeigt. Die zwei linken Balken jeder Balkengruppe zeigen die erwarteten Ausgaben über der Flugzeugslebensdauer aufgrund des SHM-Systems, während die zwei rechten Balken jeder Balkengruppe die erwarteten Einsparungen darstellen. Die vier Diagramme der Abbildung zeigen verschiedene Sensoren sowie Szenarien an und sind repräsentativ für die Berechnungen, welche in [83] detaillierter erläutert werden. Zu erkennen ist, dass unter den getroffenen Annahmen, nur im optimistischen Fall (Diagramm unten links) die Ersparnisse größer als die Kosten sind. Für alle andere Fälle, welche realistischer sind, würde ein SHM-System aus ökonomischen Gründen nicht zu empfehlen sein. Damit SHM-Systeme

für den großflächigen Einsatz bei Kleinflugzeugen konkurrenzfähig sind, ist noch Forschungsarbeit notwendig.

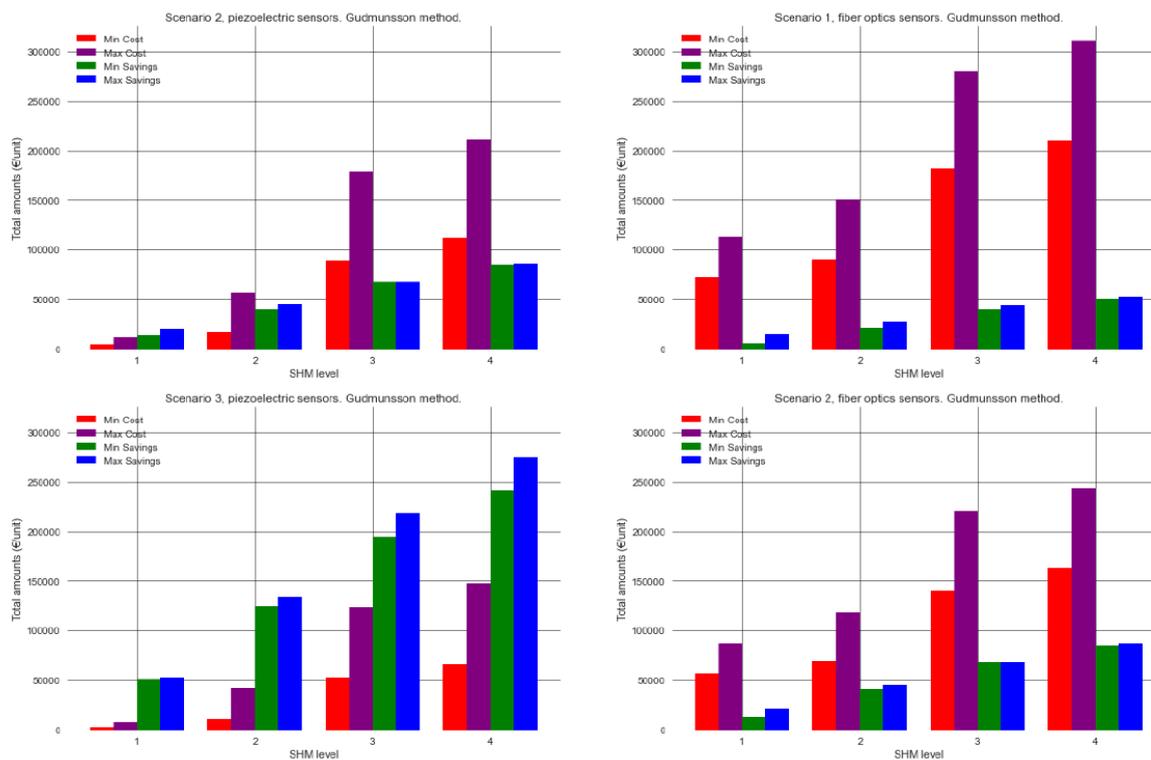


Abbildung 5.53: Erwartete Kosten und Ersparnisse durch den Einsatz unterschiedlicher SHM-Systeme

In Abbildung 5.54 sind die erwarteten Wartungsausgaben bei unterschiedlichen Produktionszahlen (zwei untere Diagramme) sowie die Kapitalrentabilität (ROI, aus dem englischen *Return of investment* - zwei obere Diagramme) über der Lebensdauer dargestellt. Bereits bei niedrigen Stückzahlen von ca. 10 Flugzeugen pro Jahr flacht die ROI-Kurve ab und bleibt ungefähr konstant. Die kumulierten Wartungskosten über der Lebensdauer schwanken je nach Szenario zwischen 40.000 € und 80.000 €. Weitere Details zu diesen Studien können auch aus [83] entnommen werden.

Um eine spezifische Kennzahl zur Werkstoffbewertung herzuleiten, wird das in Abbildung 5.55 dargestellte Ersatzmodell verwendet. Unter der Annahme, dass das Strukturgewicht maßgeblich vom Biegemoment beeinflusst wird, und dass die Produktionskosten anhand von den Materialkosten linear abgeschätzt werden können (siehe bspw. [70], bei dem für additiv gefertigte Bauteile die Werkstoffkosten ca. 10% der Bauteilkosten sind) können die Materialkosten C als Produkt der Strukturmasse m_S und des Massenbezogenem Werkstoffpreis K bestimmt werden (Gl. (5.27)). Bei jedem Flügelquerschnitt kann die maximale Spannung in den Gurten mit Gl. (5.24) berechnet werden, sodass sich mit dem Flächenträgheitsmoment $I(y)$ (Gl. (5.25)) die Mindestfläche $A_G(y)$

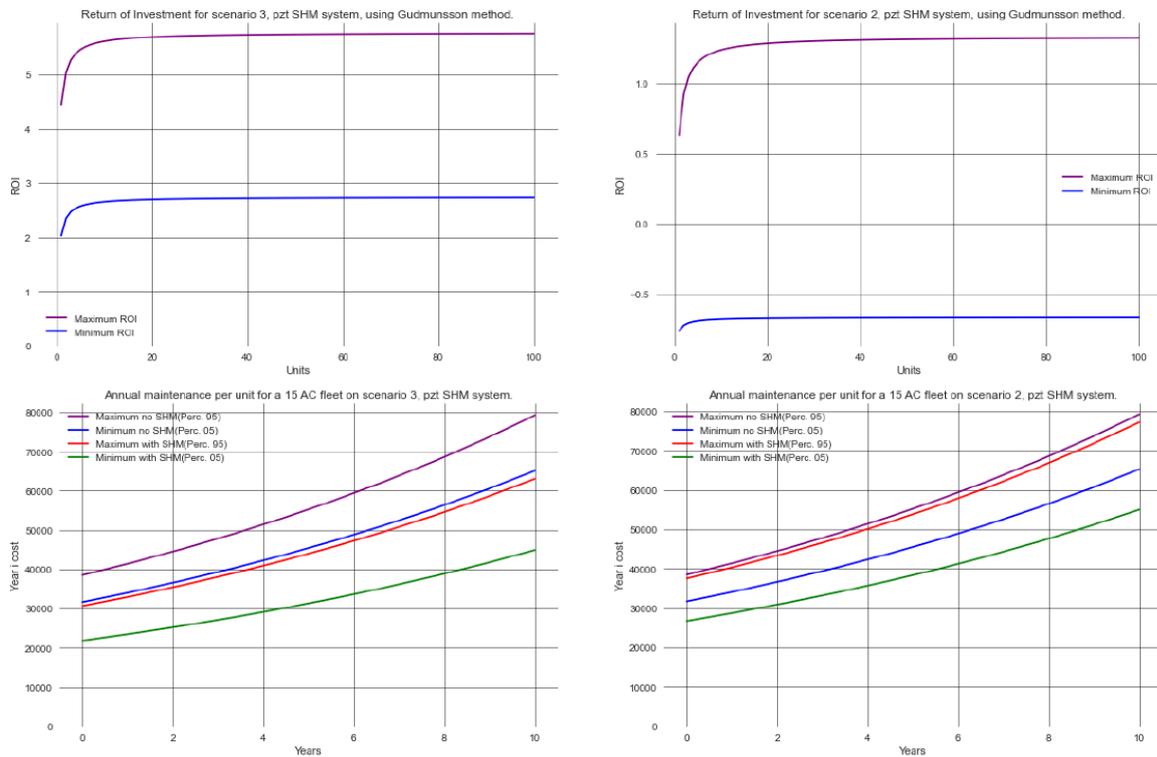


Abbildung 5.54: Return-of-investment (ROI) und erwartete Wartungsausgaben mit unter verschiedenen Szenarien

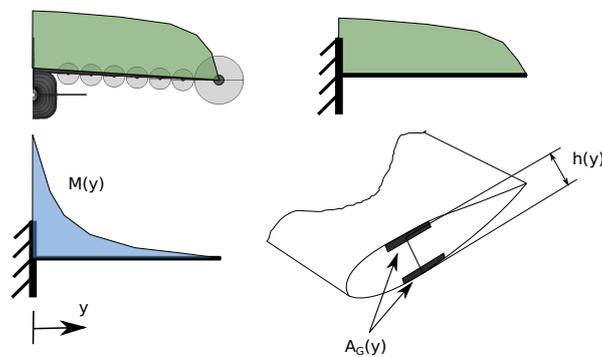


Abbildung 5.55: Flugzeug mit Auftriebsverteilung (oben links), mechanisches Ersatzmodell als Kragbalken mit Linienlast (oben rechts), resultierendes Biegemoment (unten links) und schematische Darstellung des Querschnitts mit Holmgurten mit einer Fläche $A_G(y)$ un einem Abstand $h(y)$ zueinander (unten rechts)

der Gurte an jeder Spannweiteigen Position y des Flügels ergibt.

$$\sigma_{\max} = \frac{M(y)}{I(y)} \cdot \frac{h(y)}{2} \quad (5.24)$$

$$I(y) = 2 \cdot \left(\frac{h(y)}{2} \right)^2 \cdot A_G(y) \quad (5.25)$$

$$\Rightarrow A_G(y) = \frac{M(y)}{h(y) \cdot \sigma_{\max}} \quad (5.26)$$

Durch einsetzen der Gurtfläche bei der spannweiten Integration der Flügelmasse, und da sowohl das Biegemoment $M(y)$ wie auch die Profildicke $h(y)$ unabhängig vom Werkstoff sind, kann hergeleitet werden, dass die Bauteilkosten proportional zur Kennzahl $K_{sf} = \frac{K \cdot \rho}{\sigma_{\max}}$ (Gl. (5.31)) sind. Diese Kennzahl wird im folgenden als Lastvolumen-spezifische Kosten bezeichnet. Zu beachten ist, dass diese Kennzahl nur bei dünnwandigen Querschnitten, bei denen das Widerstandsmoment der Sektion proportional zur eingesetzten Masse ist, gilt. Bei anderen Belastungen oder Querschnitten ergeben sich andere spezifische Kennzahlen. Bspw. bei einem Vollquerschnitt unter Biegebelastung gilt stattdessen $K_{sf, \text{Vollquerschnitt}} = \frac{K \cdot \rho}{\sigma_{\max}^{2/3}}$.

$$C = m_S \cdot K \quad (5.27)$$

$$= \int_0^{b/2} \frac{dm(y)}{dy} dy \cdot K \quad (5.28)$$

$$= \int_0^{b/2} 2A_G(y) \rho dy \cdot K \quad (5.29)$$

$$= \int_0^{b/2} \frac{2M(y)}{h(y)} dy \cdot \frac{K \cdot \rho}{\sigma_{\max}} \quad (5.30)$$

$$\Rightarrow C \propto \frac{K \cdot \rho}{\sigma_{\max}} = K_{sf} \quad (5.31)$$

In Tabelle 5.12 sind die Dichte, Preise, Festigkeit und berechnete Lastvolumen-spezifische Kosten der in AP2-1 betrachteten Werkstoffen angezeigt. Die Dichte und Festigkeit wurden aus [28] entnommen, während der Werkstoffpreis bei einem Online-Händler ermittelt worden ist [99] und auf große Abnahmemengen (>1000 kg) bezogen ist.

Obwohl das Werkzeugstahl 1.2709 das kostengünstigere Werkstoff ist ($K_{sf} = 59 \text{ €} / (\text{MPa m}^3)$), befindet sich die Aluminiumlegierung AlSi10Mg ($K_{sf} = 79 \text{ €} / (\text{MPa m}^3)$) in der gleichen Größenordnung. Die Titanlegierung TiAl6V4 ist eine Größenordnung teurer als die zwei anderen Werkstoffen und dementsprechend nicht so gut geeignet zur Herstellung einer kostengünstigen Struktur. Wie vorher diskutiert (siehe Abbildung 5.30), ist allerdings durch die minimalen Fertigungsdicken das Mindestgewicht eine der Stahlstruktur schwerer als beim Aluminium. Aus Kostensicht bestätigt dies somit auch die Wahl der Aluminiumlegierung als das am besten geeignete Werkstoff für eine additiv gefertigte Flügelstruktur.

Tabelle 5.12: Vergleich der Lastvolumen-spezifischen Kosten der in AP4-1 betrachteten Werkstoffe

Werkstoff	Dichte kg/m ³	Preis €/kg	Festigkeit MPa	K_{sf} € / (MPa m ³)
AlSi10Mg	2670	10	340	79
Stahl 1.2709	8000	15	2030	59
TiAl6V4 Gr.5	4410	160	1090	647

5.3 HAP 3: Automatisierung

5.3.1 Sicherheits- und Systemkonzept

Die Entwicklung eines geeigneten globalen Betriebskonzeptes stellt die erste Stufe im gesamten Entwicklungsprozess der Automatisierung dar. Grundsätzlich können zur Umsetzung des angenommenen Szenarios für eine autonom ausgeführte Lufttransportaufgabe unterschiedliche Konzepte und Strategien verfolgt werden. Diese müssen durch eine gezielte Schwerpunktlegung bei der Entwicklung für eine ausreichende Betriebssicherheit sorgen, ohne dass die Betriebskosten dabei signifikant steigen. Ziel ist die Findung eines Konzeptes für den sicheren automatisierten Flugbetrieb des SAT, welches sowohl die technische Ausstattung, als auch operationelle Aspekte und Notfallprozeduren umfasst. Zu bedenken sind dabei auch die Notwendigkeit der Integration neuer Technologien in bestehende Infrastrukturen und bereits vorhandene Verkehrskonzepte. Die bei der Entwicklung des Betriebskonzeptes und der Systemarchitektur erzielten Ergebnisse werden im Folgenden beschrieben.

Das Silent Air Taxi soll im Normalbetrieb von kleineren regionalen Flughäfen sowie von Verkehrslandeplätzen mit oder ohne vorhandene Instrumentenlandesysteme oder sonstige bodenbasierende Navigationslösungen operieren. Alle Missionsabschnitte, wie das Rollen am Boden, der Start, der Abflug, der Reiseflug, der Sinkflug, der Anflug und die Landung sowie das Rollen zum Abstellplatz erfolgen im pilotenlosen autonomen Modus. Im Folgenden wird das Betriebskonzept anhand einer Standardmission, ohne eingetretene Störungen, beschrieben. Mögliche Stör- und Notfallroutinen werden in den folgenden Kapiteln vorgestellt. Die gesamte Flugmission besteht dabei aus mehreren Abschnitten, die vom Flugführungssystem nacheinander abgearbeitet werden. Der erste Abschnitt ist die Initialisierungsphase. Während dieser Phase wird zunächst die funktionelle Bereitschaft aller Systeme festgestellt. Anschließend erfolgt die Festlegung der Roll- bzw. Flugtrajektorie in Abstimmung mit einem zentralen Verkehrsmanagementsystem ATM (engl.: Air Traffic Management). Bei der Definition wird ausgehend vom gewünschten Start- und Landeplatz eine Sollbahn unter Berücksichtigung sämtlicher äußerer Einflussparameter generiert. Die Sollbahn wird durch eine Abfolge fester Wegpunkte mit Angabe der geographischen Definition, der Geschwindigkeits- und Höhengvorgaben sowie weiterer Missionssteuerungsattribute festgelegt. Die geographische Definition beinhaltet die Position des Wegpunktes als Längen- und Breitenwinkel WGS84 (Engl.: World Geodetic System 1984). Die Geschwindigkeits- und Höhengvorgaben definieren die Überflughöhe sowie die Angabe von Fluggeschwindigkeit und gegebenenfalls der Vertikalgeschwindigkeit ab dem Passieren des Wegpunktes. Die Missionssteuerungsattribute bestimmen die Art des Wegpunktes und erlauben dem Flugführungssystem die einzelnen Flugphasen korrekt durchzuführen. Das Verkehrsmanagementsystem berücksichtigt bei der Erstellung der Bahn die aktuelle bzw. zum Zeitpunkt der Mission erwartete Verkehrslage, die bei der Mission zu penetrierenden Lufträume sowie die vorliegenden meteorologischen Bedingungen. Neben der Vorgabe des Flugablaufs zum gewünschten Landeplatz ist zusätzlich die Definition des Durchstartmanövers sowie der Ausweichroute zu mindestens einem mit bodengebundenen Navigationseinrichtungen (ILS/DME)

ausgestatteten Landeplatz erforderlich. Die Betrachtung der Zuverlässigkeit der Positionsbestimmung zeigte, dass in bestimmten Störungsfällen eine Landung nur durch Nutzung weiterer GNSS unabhängiger Systeme möglich ist.

Die vorgegebene Bahn wird einer Plausibilitätsprüfung durch den Flugführungsrechner des SAT unterzogen. Hierbei wird mit den bekannten Flugleistungen und Beschränkungen des SAT geprüft, ob der Bahnverlauf physikalisch sinnvoll ist und ob die verfügbare Energie zur sicheren Durchführung ausreicht. Anschließend wird eine physikalisch sinnvolle Flugtrajektorie generiert. Ein physikalisch sinnvoller Bahnverlauf in der Horizontalebene wird dabei wie folgt aus der geometrischen Definition über die Stützpunkte erzeugt. Die Punkte werden zunächst durch Geraden (Legs) mit einander verbunden. Der Übergang zwischen den einzelnen Legs erfolgt durch tangierende Kreisbögen. Zur vertikalen Führung werden die Angaben der Wegpunkthöhe und der erlaubten Vertikalgeschwindigkeit im Steig- beziehungsweise Sinkflug zur Zielhöhe herangezogen. Beim Vorliegen der Abflugbereitschaft und einer Freigabe zum Missionsbeginn wird die Initialisierungsphase von der Rollphase zum Start abgelöst. Die einzelnen Wegpunkte des Rollpfades können dabei mit einem Missionssteuerungsattribut "Freigabe zum Fortsetzen erforderlich" versehen werden. Eine zusätzliche Freigabe bietet sich beispielsweise vor dem Aufrollen auf die Start-/Landebahn an. Nach Abarbeiten der Bodenrollphase und beim Vorliegen einer Startfreigabe beginnt der Startlauf, welcher unmittelbar in einen Start mit anschließendem Anfangssteigflug und Reisesteigflug übergeht. Der Anfangssteigflug erfolgt entlang der verlängerten Achse der Startbahn bis zum Erreichen der Sicherheitshöhe immer mit der Geschwindigkeit für die beste Steigrate bei maximaler Triebwerksleistung. Anschließend stellt sich die Steigrate und Geschwindigkeit gemäß der Streckendefinition ein. Hierbei wird die Hindernisfreiheit durch die Definition der Wegpunkte zu Beginn des Steigflugs gewährleistet. Während der folgenden Reisesteigflug-, Reiseflug- sowie Sinkflugphase bis zum Beginn des Landeanflugs wird der jeweils aktive Leg beziehungsweise Verbindungskreisbogen vom Flugführungssystem bestimmt und die entsprechenden Daten an die Bahnregelung übermittelt. Aus der aktuellen Position wird eine seitliche Ablage berechnet, welche durch die Regelung egalisiert wird. Auf die gleiche Weise werden die Geschwindigkeit und die Höhenänderungsrate geregelt. Beim Erreichen des letzten Wegpunktes der Reiseflugphase wird die Landeanflugphase eingeleitet. Der letzte Wegpunkt des Landeanflugsegments muss dabei als Aufsetzpunkt auf der Landebahn definiert sein, sodass bei der Annäherung an den Boden der Abfangregler aktiv werden kann. Die davorliegenden Punkte sind so zu definieren, dass ein Endanflug ohne Richtungsänderungen auf einem stabilen Gleitpfad erfolgen kann. Während des Anflugs werden vom Flugregler je nach kommandierter Geschwindigkeit und der Missionsphase die Hochauftriebshilfen sowie gegebenenfalls das Landegestell ausgefahren. Die Landeanflugphase wird in der Regel mit einer Landung beendet, wobei auch ein Durchstartmanöver und eine Rückkehr zum ersten Wegpunkt des Landeanflugs und ein erneuter Anflug, aber auch ein Flug zum Ausweichflugplatz mit einer ILS-Ausstattung möglich sind. Die einzelnen Wegpunkte der Reiseflug- bzw. der Anflugphase können mit einer Freigabeforderung versehen werden. Liegt beim Erreichen eines solchen Wegpunktes keine Freigabe vor, wird eine Warteschleife bis zur Erteilung der Freigabe eingeleitet.

Zum Durchstarten führende Abbruchkriterien können eine noch nicht erteilte Freigabe, Verlust der Positionsgenauigkeit oder Verlassen des zulässigen Toleranzbereiches bei den Regelabweichungen sein. Der Toleranzbereich für die seitliche Ablage vom Anflugpfad wird dabei als Winkel angegeben. Aus der Entfernung zum Aufsetzpunkt kann die zum gegenwärtigen Zeitpunkt zulässige Positions- beziehungsweise Höhenabweichung bestimmt werden. Diese Begrenzung ist für jeden Landeanflug spezifisch festgelegt und hängt in erster Linie von der Hindernissituation und von der verfügbaren Breite der Start-/Landebahn ab. Wie in der Abbildung 5.56 zu erkennen ist, wird bei der Überwachung neben der ermittelten Position und Höhe auch die vom Navigationssystem geschätzte Abweichung einbezogen. Zur Veranschaulichung ist die geometrische Interpretation in der folgenden Abbildung 5.56 dargestellt.

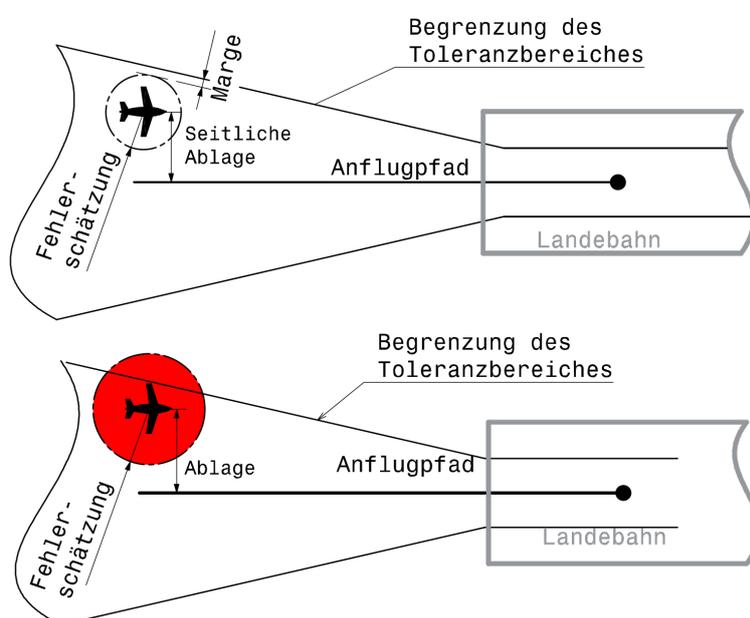


Abbildung 5.56: Überwachung der Abbruchkriterien beim Landeanflug

Das Eintreten eines Abbruchkriteriums kann auch durch zeitlich begrenzte Ereignisse hervorgerufen werden. Dabei kann es sich beispielsweise um eine ausgeprägte Seitenwindböhe handeln, die zum Verlassen des Toleranzbereiches aufgrund der Abweichung von der Sollbahn führt. Ein Verlust der erforderlichen GNSS Genauigkeit bedingt durch eine ionosphärische Störung könnte ebenfalls nur kurzzeitig vorliegen. Diese Störungen können schon bei einem erneuten Anflug in wenigen Minuten nicht länger vorliegen. Daher müssen nach einem Landeabbruch die beiden Optionen eines erneuten Anflugversuchs oder eines Flugs zum Ausweichplatz betrachtet werden. Bei der Entscheidung muss neben den ATM Vorgaben geprüft werden, inwieweit die verbleibende Restenergie für einen weiteren Anflugversuch und einen anschließenden Flug zum Ausweichflugplatz inklusive Warteverfahren ausreicht. Für die Ausweichstrecke wird dabei die Distanz zum Ausweichflugplatz angenommen, während für das Warteverfahren zusätzliche Restenergie für eine Flugdauer von 45 Minuten berücksichtigt wird. Das vollautomatisierte Abfliegen der Mission ohne Abweichungen von der vor dem Abflug generierten Trajektorie ist nicht immer möglich. Durch die gemeinsame

Nutzung des Luftraums ergibt sich eine Notwendigkeit einer Interaktion mit weiteren Lufraumteilnehmern. Bei den Teilnehmern kann es sich sowohl um weitere autonome als auch konventionelle Fluggeräte handeln. Deshalb muss das Flugführungssystem in der Lage sein mögliche Intruder zu detektieren und eine sichere Ausweichbahn unter Berücksichtigung sämtlicher Parameter zu planen und abzufliegen. Das SAT muss zudem sämtliche beabsichtigten Abweichungen abhängig von der aktuellen Luftraumklassifizierung mit dem zuständigen ATM abstimmen.

Zur Umsetzung des entwickelten Betriebskonzeptes wird eine geeignete Systemarchitektur benötigt. Diese wurde nach einer Top-Down-Vorgehensweise aus den funktionalen Anforderungen bis zur Systemkomponentenebene (Item-Ebene) erstellt. Betrachtet wurden hierbei ausschließlich die Systemkomponenten und Funktionen, die unmittelbar mit der Automatisierung des SAT und den zugehörigen Betriebsprozessen in Verbindung stehen. Eine detaillierte Gestaltung der Systemarchitektur von anderen am Betrieb des SAT beteiligten Systemen wie beispielsweise Bodeninfrastruktur, UTM sowie anderer Lufraumteilnehmer wurde nicht durchgeführt. Hier wurden ausschließlich die funktionalen Anforderungen bei Vorgabe der erforderlichen Zuverlässigkeit formuliert. Bei der Erarbeitung der Systemarchitektur des SAT wurde in Anlehnung an die Empfehlungen nach SAE ARP4754 (Guidelines for Development of Civil Aircraft And Systems) sowie SAE ARP4761 (Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment) vorgegangen. Ein schematischer Überblick der Anfangsphase des Konzeptentwurfprozesses nach ARP4754A [47] und ARP4761 [46] ist in der untenstehenden Abbildung 5.57 zu sehen. Der Umfang der im Rahmen des Projektes durchgeführten Arbeiten ist farblich hervorgehoben.

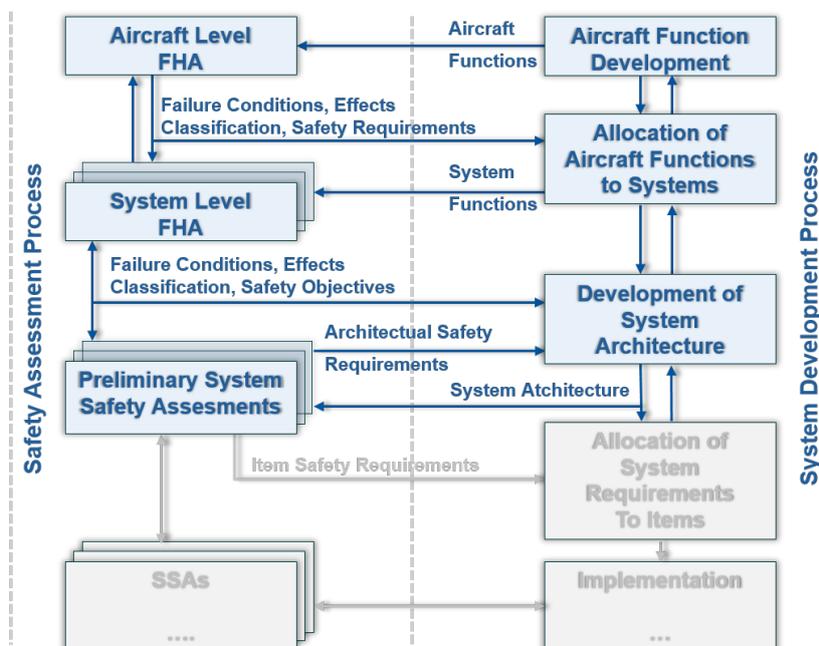


Abbildung 5.57: Überwachung der Abbruchkriterien beim Landeanflug

Bei der Entwicklung der technischen Ausstattung wurden zunächst die für den autonomen Flugbetrieb erforderlichen Funktionen identifiziert und systematisch festgehalten. Als eine Methode zur systematischen Erfassung der einzelnen Funktionen wurde eine IDEF0-Struktur (Integrierte

Definition 0) gewählt. Der Aufbau der Struktur ähnelt einem klassischen Funktionsbaum mit hierarchischer Aufteilung der Kernfunktionen auf untergeordnete Teilfunktionen. Anders als bei einem Funktionsbaum können jedoch auch die Abhängigkeitspfade sowie Wechselwirkungen der einzelnen Funktionen gut nachvollzogen werden.

Der Einsatz und der Betrieb von sicherheitskritischen Systemen erfordern schon bei der Entwicklung verlässliche Aussagen zur erforderlichen Zuverlässigkeit, mit der die ermittelten Systemfunktionen erfüllt werden müssen. Solche Aussagen können im Allgemeinen nicht ohne weitergehende Analysen getroffen werden. Während die Kernfunktionen wesentliche Flugzeugfunktionen sind, deren Ausfall im Verlauf einer Mission meist katastrophale Folgen hat, sind die Zuverlässigkeitsanforderungen für die einzelnen Teilfunktionen der zweiten und ggf. der dritten Ebene nicht direkt ersichtlich. Diese wurden daher mittels einer simplifizierten Funktionsgefährdungsbeurteilung (engl. Functional Hazard Assessment, FHA) abgeleitet. Die FHA fokussierte sich auf die Analyse und Bewertung der funktionalen Fehlerfälle und Abschätzung ihrer Folgen zunächst auf der Luftfahrzeug- und anschließend auf der Systemebene. Dabei wurden die im Systementwurf definierten Funktionen mittels qualitativer Bewertung systematisch analysiert. Dazu wurden zunächst alle mit der jeweiligen Funktion in Verbindung stehenden Ausfallszenarien betrachtet und die zu erwartenden Auswirkungen (potentiell gefährliche Zustände, Unfälle, Personenschäden, Sachschäden) auf das System selbst sowie auf dessen Umwelt qualitativ abgeschätzt. Um die möglichen Fehlerfälle vollständig zu erfassen, hat es sich als hilfreich erwiesen auf eine Liste generischer Ausfallarten zurückzugreifen. Bei der Abschätzung der Folgen sind zur Berücksichtigung betrieblicher Erfahrungen nach Möglichkeit Fachexperten (z.B. Piloten) einzubeziehen. Die zu erwartenden Auswirkungen eines eingetretenen Fehlerfalls wurden in fünf Schweregrade unterteilt, die wie folgt lauten: Vernachlässigbar (engl.: Negligible), Gering (engl.: Minor), Erheblich (engl.: Major), Gefährlich (engl.: Hazardous) und Katastrophal (engl.: Catastrophic). Den Schweregraden wurden basierend auf den Zulassungsrichtlinien Risikoakzeptanzen zugewiesen, welche sich aus dem Zertifizierungslevel des Luftfahrzeugs ergeben. Die Zertifizierungslevel werden in der CS-23 abhängig von der Anzahl der Passagiersitze sowie der Art des Flugbetriebs definiert. Da im vorliegenden Fall von einer beabsichtigten kommerziellen Nutzung ausgegangen wird, kommen die Vorgaben des Levels 4 zur Anwendung. Mittels der Risikoakzeptanztafel wurden die Sicherheitsanforderungen aus der Klassifizierung der Folgen eines Funktionsausfalls abgeleitet. Als Ergebnis lieferte die FHA die tolerierten Wahrscheinlichkeiten für das Auftreten jeder der identifizierten Ausfallarten der Funktion. Für die Sicherheitsanforderung an die Funktion sowie für die methodischen Vorgaben zur Entwicklung und Implementierung der Funktion und für den Nachweis der Erfüllung der Sicherheitsanforderung sind die schlimmsten der für die jeweiligen Funktionsausfälle ermittelten Folgen maßgebend. Die erarbeiteten FHA Ergebnisse wurden in tabellarischer Form erfasst. Die einzelnen Spalten der Tabelle beinhalten den Funktionsnamen, die möglichen Fehlerfälle, die Missionsphase, eine Beschreibung der Auswirkungen und die zugewiesene Folgenklassifizierung. Zur Verdeutlichung ist ein beispielhafter Auszug aus der FHA-Tabelle für die Funktion Staudruckmessung im Folgenden dargestellt.

Fehlerfall	Missionsphase	Auswirkung des Fehlerfalls	Klassifizierung	Wahrscheinl.
...
Daten stehen nicht zur Verfügung	Boden, Startlauf, $v < v_1$	Verlust der IAS Messung, Startabbruch, ggf. Nutzung der INS/IMU Geschwindigkeit	MAJ	$< 10^{-5}$
...
Daten sind fehlerhaft	Steigflug	Fehlerhafte IAS Messung, Kontrollverlust	CAT	$< 10^{-9}$
...

Tabelle 5.13: Auszug Fehlerfälle der Funktion Staudruckmessung

Im obigen Beispiel lässt sich feststellen, dass Fehlerfälle der Funktion Staudruckmessung unter anderem auch katastrophale Auswirkungen haben können. Deshalb ist bei der Systemgestaltung durch geeignete Redundanz dafür zu sorgen, dass der Eintritt dieses Ereignisses extrem unwahrscheinlich wird. Die im Rahmen des AP3.1 erstellte FHA befasst sich ausschließlich mit den Systemfunktionen, die unmittelbar mit der Automatisierung und Flugführung im Zusammenhang stehen. Nicht betrachtet wurden unter anderem die Konfiguration der Antriebe oder die Strukturintegrität. Als Ergebnis konnten alle Funktionen mit hierarchischer Aufteilung der Kernfunktionen auf untergeordnete Teilfunktionen und den jeweils zugehörigen tolerierbaren Ausfallraten festgehalten werden. Nach einer Recherche zu verfügbaren und in der Luftfahrt einsetzbaren Technologien im Bereich der Sensoren, Flugrechner sowie Aktuatoren wurden den Funktionen geeignete Systeme beziehungsweise Systemkombinationen zugewiesen. Somit wurde im ersten Schritt eine vorläufige Basisarchitektur festgelegt, welche zunächst nur die funktionalen Anforderungen erfüllt, ohne die geforderte Zuverlässigkeit der Funktionen zu gewährleisten. Sämtliche Systeme und Subsysteme sind zunächst nur einfach vorhanden (Simplexarchitektur). Ausgewählt wurden dabei ausschließlich die Technologiekonzepte für Systeme und Systemkombinationen, ohne dass eine Festlegung auf bestimmte Hersteller oder Typen erfolgte. Die erarbeitete simple Systemarchitektur erfüllt zwar die formulierten funktionalen Anforderungen, weist jedoch Schwachstellen in Bezug auf die Gesamtsystemzuverlässigkeit auf. Die potentiellen Schwachstellen wurden mittels einer vorläufigen Gesamtsystemanalyse PSSA (engl.: Preliminary System Safety Analysis) ermittelt. Dazu wurden die funktionalen Sicherheitsanforderungen aus der FHA auf einzelne Teilsysteme verteilt. Entsprechend der erzielten Ergebnisse wurde die Architektur durch die Wahl geeigneter Schutzmechanismen und Mitigationsstrategien (unter anderem Zustandsüberwachung, Redundanz, Diversität) in mehreren Iterationsschritten solange erweitert, bis die Anforderungen bezüglich der Systemzuverlässigkeit erfüllt werden konnten. Als Analyseverfahren wurde auf die Fehlerbaumanalyse zurückgegriffen. Die Fehlerbaumanalyse (engl.: FTA, Fault Tree Analysis) ist ein Mittel zur qualitativen und quantitativen Analyse unerwünschter Ereignisse in einem System. Der Baum besteht aus einer Vielzahl logischer Verknüpfungen von möglichen Teilsystemausfällen, welche zu einem Gesamtsystemausfall führen können. Ausgehend von einem Top-Ereignis wird in einer Top-down Analyse ein Abhängigkeitspfad bis zu den einzelnen Ausfallzuständen der Komponenten erstellt. Bei komplexeren Systemen oder bei unzureichender Kenntnis der Systemarchitektur kann eine Unterteilung in Subsysteme erfolgen. Solche Subsysteme können bei Bedarf zu einem späteren Zeitpunkt weiter

unterteilt werden, sodass das ursprüngliche Subsystem in Form von nicht mehr unterteilbaren Basisereignissen abgebildet ist. Die möglichen Ausfallkombinationen im Fehlerbaum werden mittels boolescher Algebra und deren Symbolen (meistens Und und Oder) logisch miteinander verknüpft. Eine FTA erlaubt neben der Ermittlung von Zuverlässigkeitsanforderungen an die Teilsysteme und an die einzelnen Komponenten zudem eine leichtere Identifizierung von Systemschwachstellen. Durch eine Rekombination und die Wahl eines besser geeigneten Redundanzkonzeptes oder eines zuverlässigeren Systems können mehrere konkurrierende Systemkonzepte sofort miteinander verglichen werden. In der folgenden Abbildung 5.58 ist eine erstellte FTA eines elektrohydraulischen Aktuators als Beispiel zur Veranschaulichung dargestellt.

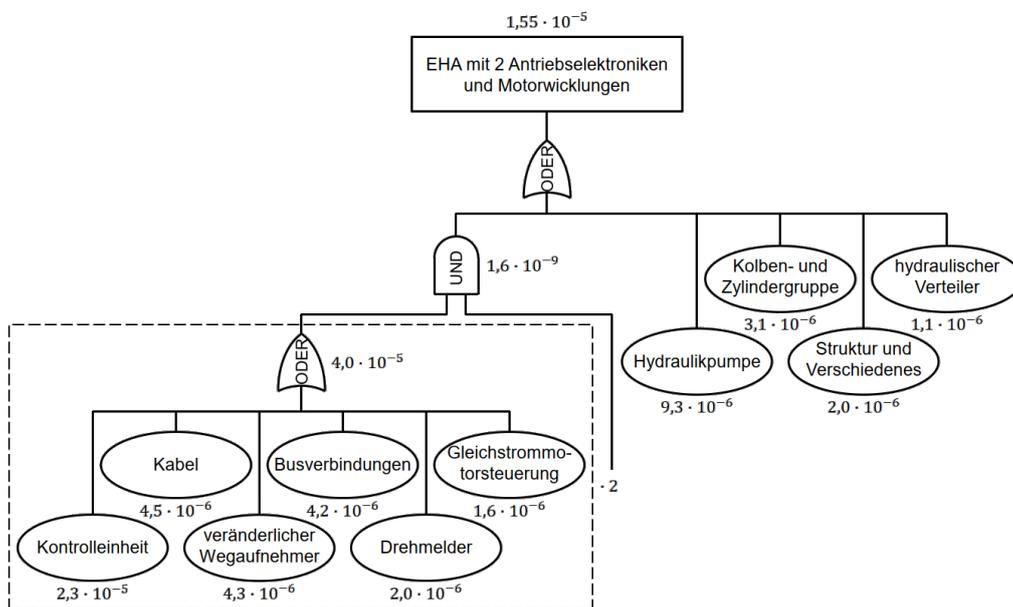


Abbildung 5.58: FTA eines Aktuators zur Veranschaulichung

Zur Erstellung der Fehlerbaumanalyse ist ein Kenntnis der zu erwartenden Ausfallraten unterschiedlicher Systeme beziehungsweise die Eintrittswahrscheinlichkeiten der einzelnen Fehlerfälle unabdingbar. Diese können anhand der protokollierten Ausfälle der bisher eingesetzten Systeme abgeschätzt werden. Diese berücksichtigen zwar nicht die herstellerspezifischen Abweichungen, geben dafür realistische Richtwerte für die Durchführung der Fehlerbaumanalyse. Als Grundlage für sich bereits im Einsatz befindende Systeme dienen dabei im Betrieb festgestellte Ereignishäufigkeiten pro Flugstunde [9, 72, 107, 112]. Grundsätzlich lassen sich die Ausfälle von Komponenten in drei verschiedene Kategorien unterteilen. Primärausfälle sind Ausfälle einer Komponente unter zulässigen Einsatzbedingungen, beispielsweise beim technischem Versagen. Sekundärausfälle sind Folgeausfälle einer Komponente bedingt durch unzulässige Einsatz- oder Umgebungsbedingungen. Kommandierte Ausfälle liegen vor, wenn eine funktionsfähige Komponente zu einem falschen Zeitpunkt oder am falschen Ort aktiviert oder deaktiviert wird oder eine Hilfsquelle ausgefallen ist. Die Primär- und der Sekundärausfälle werden durch die bekannte Ausfallrate der Komponenten direkt erfasst. Die FTA erfasst kommandierte Ausfälle nur teilweise. Die Ausfallrate ist über die Lebensdauer einer Komponente nicht konstant. Die meisten Komponenten haben zu Beginn ihrer

Einsatzzeit fertigungs- oder entwurfsbedingt eine hohe momentane Ausfallrate. Über eine lange Betriebszeit zeigt sich schließlich eine niedrige momentane Ausfallrate. Spätausfälle kommen schließlich primär durch Ermüdung und Verschleiß der Komponenten zustande. Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die Ausfallwahrscheinlichkeit im Verlauf der Einsatzzeit immer weiter zunimmt. Letztendlich wird jede Komponente irgendwann ausfallen. Um die fertigungsbedingten Frühausfälle zu reduzieren, werden sicherheitskritische Komponenten zunächst außerhalb des Flugzeugs durch einen "Burn-in" über einen bestimmten Zeitraum und unter bestimmten Umgebungsbedingungen betrieben. Damit kann die Ausfallrate während des Betriebs im Flugzeug von Beginn an niedrig gehalten werden. Da nach einer bestimmten Zeit alterungsbedingt die Ausfallrate steigt, haben Komponenten eine maximal zulässige Einsatzzeit. Das kann eine maximale Einsatzdauer in Stunden, eine Anzahl an Flugzyklen oder ein Datum sein. Aus diesem Grund beschränkt sich der Einsatz überwiegend auf die Zeit in der ausschließlich Zufallsausfälle auftreten. Die Ausfallrate kann so über die gesamte Einsatzzeit niedrig und konstant gehalten werden. Deshalb wird bei dieser Betrachtung immer eine zeitunabhängige Ausfallrate verwendet. Bei der Gestaltung der erweiterten Systemarchitektur kamen verschiedene Redundanzstrategien zur Anwendung. Zu nennen sind dabei die dynamische, die statische beziehungsweise die kombinierte (hybride) Redundanz. Bei der dynamischen Redundanz (Standby-Redundanz) sind neben dem Hauptsystem ein oder mehrere Standby-Systeme für dieselbe Funktion verfügbar. Die Funktion des Hauptsystems wird bewertet und im Fehlerfall durch einen Schalter auf die Standby-Systeme umgeschaltet. Innerhalb der dynamischen Redundanz wird zudem zwischen dem heißen (hot standby) und dem kalten (cold standby) Typ unterschieden. Der Unterschied besteht im Wesentlichen darin, dass bei einer heißen Redundanz die Standby-Systeme auch im Normalbetrieb hochgefahren und betriebsbereit sind. Diese kennen stets den aktuellen Systemzustand des Gesamtsystems. Ausgaben bzw. Ergebnisse kommen jedoch nur von der aktiven Hauptkomponente. Sobald ein Fehler in der Hauptkomponente identifiziert wird, wird ohne zeitliche Verzögerung auf die redundante Komponente umgeschaltet. Beim kalten Typ erfolgt das Hochfahren des Standby-Systems erst mit dem Umschalten auf den Standbykanal. Dabei ist dafür Sorge zu tragen, dass die Umschaltzeit dennoch für die Gesamtaufgabe zulässig ist. Die Zuverlässigkeit und die Dynamik des verwendeten Schalters und der Fehlerdetektion muss sowohl bei heißem, als auch beim kalten Typ weitaus größer sein als die der einzelnen Funktionselemente. Wegen der oben beschriebenen Eigenschaften eignet sich die dynamische Redundanz nicht für zeitkritische Aufgaben. Daher wurde die Standby-Redundanz bei weniger kritischen Funktionen verwendet (z.B. Hochauftriebshilfen oder Kommunikationssysteme). Für kritische Komponenten, wie beispielsweise Sensordatenerfassung, Flugführungsrechner sowie primäre Flugsteuerung mit zugehörigen Aktuatoren wurde statische Redundanz gewählt. Statische Redundanz bedeutet, dass im Gesamtsystem mehrere Teilsysteme dieselbe Funktion parallel ausführen. Dabei werden parallel arbeitende Einheiten eingesetzt, von denen jede die Funktion bei Ausfall einer Einheit allein erfüllen kann. Es muss jedoch stets gewährleistet sein, dass die Wahrscheinlichkeit für den gleichzeitigen Ausfall von allen parallelen Systemen gegen null strebt. Ein gesonderter Schaltvorgang oder eine zuverlässige Detektion des Ausfalls ist nicht explizit erforderlich. Ein Ausfall einer einzelnen Komponente wird dennoch oft erkannt und eine geeignete Fehlerreaktion zum Beispiel eine Fehlermeldung, eine Abschaltung oder das Herbeiführen von einem Passivmodus veranlasst. Bei drei parallelen Systemen besteht zusätzlich die

Möglichkeit durch einen Vergleich der Ergebnisse bei definierten Abweichungen das Ergebnis der Mehrheit zu verwenden (engl.: majority voting).

Im Folgenden soll auf die Auswahl von geeigneten Systemen und Komponenten, welche den einzelnen Funktionen zugewiesen wurden, eingegangen werden. Hierbei erfolgte keine Festlegung auf spezifische Hersteller. Vielmehr werden die Ergebnisse der durchgeführten Recherchen zu den verfügbaren oder sich in Entwicklung befindenden Technologien aufgezeigt. Neben der Betrachtung der Technologien wurden auch die zu erwartenden Ausfallraten der einzelnen Systeme abgeschätzt. Diese Größen kommen bei der Erarbeitung der redundanten Systemarchitektur mittels einer Fehlerbaumanalyse zur Anwendung.

Zur Messgrößenerfassung eingesetzte Systeme können entsprechend der definierten Teilfunktionen in vier Kategorien unterteilt werden. Es handelt sich um Luftdatenerfassung, Bestimmung von Position, Bestimmung der Fluglage und Detektion möglicher Kollisionspartner. Sämtliche Luftdaten werden durch ein Luftdatensensorsystem erfasst. Dieses liefert die Werte des lokalen Staudrucks, des statischen Drucks, der lokalen statischen (OAT) Temperatur, des Anstellwinkels und des Schiebewinkels. Klassische Luftdatensensorsysteme bestehen in der Regel aus einer Anordnung mehrerer Sonden zur Erfassung der einzelnen Messgrößen außerhalb des Flugzeugs sowie über geeignete Aufnehmer, welche die gemessenen Größen in analoge oder digitale Signale umwandeln. Die Druckaufnehmer können sich direkt an der Sonde oder an einem ADC (engl.: Air Data Computer) befinden, welcher alle Sensorwerte verarbeitet und den anderen Systemen digital zur Verfügung stellt. Die letzteren Generationen hochintegrierter Luftdatensensoren (engl.: SPADS, Smart Probe Air Data System) kombinieren eine Multifunktionssonde und ein ADC in einer kompakten Einheit, sodass alle relevanten Luftdaten direkt vom Sensor als digitaler Datensatz bereitgestellt werden. Dabei wird auch der Anstell- und der Schiebewinkel mittels Auswertung der Umströmungsverhältnisse bestimmt [25, 101]. Eine integrierte elektrische Heizung ermöglicht zudem eine zuverlässige Messung auch bei vorherrschenden Vereisungsbedingungen. Auf diese Weise kann die Systemarchitektur deutlich simpler als bei traditionellen Systemen gestaltet werden. Auf zahlreiche Rohrleitungen und Signalleitungen kann verzichtet werden. Der Integrations- sowie Wartungsaufwand werden dadurch insbesondere bei redundanten Auslegungen signifikant reduziert. Die meisten verfügbaren Systeme nutzen dabei den gängigen Übertragungsstandard ARINC oder den äquivalenten Standard MIL-STD-1553 im militärischen Bereich. In der Folgenden Abbildung 5.59 ist eine redundante Architektur der klassischen Bauart (links) sowie eine auf SPADS basierende Architektur (rechts) dargestellt. Die blauen Linien repräsentieren dabei Schläuche und Rohrleitungen, während die grauen Linien elektrische Leitungen (Stromversorgung und Signalübertragung) darstellen.

Zur Messung der Beschleunigungen aber auch zur Fluglagebestimmung wird eine inertielle Messeinheit (IMU, engl.: Inertial Measurement Unit) eingesetzt. Diese ist eine Kombination mehrerer Beschleunigungs- und Drehratensensoren zur Erfassung der sechs möglichen kinematischen Freiheitsgrade. Neben der Ermittlung der translatorischen Beschleunigungen und der Drehraten für die regelungstechnischen Aufgaben (Stabilisierung oder Dämpfung) stellt eine IMU die sensorische Messeinheit für die Fluglage- und Kursbestimmung (AHRS, engl.: Attitude Heading Reference System) sowie für das Trägheitsnavigationssystem (INS, engl.: Inertial Navigation System) dar.

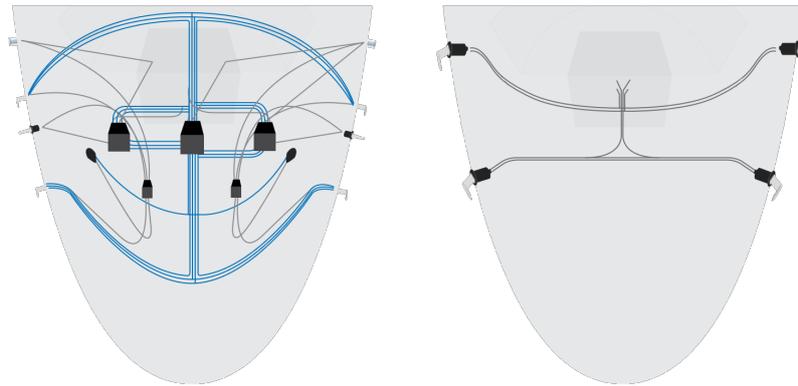


Abbildung 5.59: Klassisches Luftdatensensorsystem (links) und eine SPADS-basierende Lösung (rechts) [101]

Bei der Fluglagebestimmung werden der Nick- und Hängewinkel sowie der Azimut des Flugzeugs mittels Datenfusion von Drehraten aus der IMU und weiteren Sensorwerten bei Einsatz geeigneter Filterung (Kalman-Filterung) ermittelt. Die Datenfusion ist erforderlich, weil die IMU-Messwerte in der Regel keine Referenz bieten und immer driftbehaftet sind. Genutzt werden meistens die Richtung des Gravitationsvektors als Referenz für Nick- und Hängewinkel sowie die Richtung des Magnetfeldes für die Bestimmung des Azimuts. Der Stand der Technik sind IMUs, die dadurch gekennzeichnet sind, dass die Sensoren fest mit dem Flugzeug verbunden sind. Die Beschleunigungssensoren besitzen dadurch einen Signalanteil infolge der Rotationsbewegung, welcher zur Bestimmung der translatorischen Beschleunigungswerte zu kompensieren ist. Dabei werden mittels der Information über die Orientierung der Beschleunigungssensoren im Raum die linearen Beschleunigungswerte aus den Messwerten der Beschleunigungssensoren bestimmt. Solche IMUs werden als Strapdown-IMUs bezeichnet. Der Vorteil von Strapdown-IMUs ist der Wegfall der mechanisch aufwändigen kardanischen Aufhängung und deren Ansteuerung bei klassischen IMUs. Damit sind im Aufbau wesentlich kompaktere und kostengünstigere IMUs realisierbar. Je nach Anforderung können verschiedene Typen von Inertialsensoren verwendet werden. Die Genauigkeit der verwendeten Sensoren wirkt sich dabei unmittelbar auf die Genauigkeit und die Langzeitstabilität eines inertialen Messsystems aus. Bei hohen Anforderungen an die Genauigkeit und Stabilität werden optische Systeme zur Ermittlung der Drehraten eingesetzt, welche als Faserkreisel (FOG, engl.: Fibre Optic Gyroscope) oder als Laserkreisel (RLG, engl.: Ring Laser Gyroscope) realisiert sind. Bei geringen Stabilitätsanforderungen finden mikro-elektro-mechanische Systeme (MEMS) Anwendung. Durch den Aufbau als integrierter Schaltkreis lassen sich sehr kompakte und kostengünstige IMUs verwirklichen. Die Langzeitstabilität ist jedoch um mehrere Größenordnungen schlechter als bei optischen Systemen. So kann die Drift bei einem optischen Kreiselsystem bei weniger als $0,003^\circ$ pro Stunde liegen, während sie bei einem günstigen MEMS-basierenden Drehratensensor auf Halbleiterbasis bei über 10° pro Stunde liegen kann [108]. Die Beschleunigungssensoren richten sich ebenso nach der nötigen Genauigkeit und Langzeitstabilität. Üblich sind neben piezoelektrischen Beschleunigungssensoren auch MEMS-Sensoren, welche sich wie bei den Drehratensensoren direkt in integrierten Schaltkreisen realisieren lassen. Die laterale Positionsbestimmung erfolgt durch

ein mit anderen Navigationssystemen gekoppeltes Trägheitsnavigationssystem (INS, engl.: Inertial Navigation System). Durch Integration der von der IMU gemessenen Beschleunigungen und Drehraten wird laufend die räumliche Bewegung und die daraus resultierende Position bestimmt. Der Hauptvorteil liegt dabei in der Unabhängigkeit von jeglichen Ortungssignalen. Ein Nachteil ist jedoch die unvermeidliche Drift der Sensoren und die damit verbundene mit der Zeit wachsende Abweichung der ermittelten Position. Aus diesem Grund erfolgt eine Stützung durch weitere Navigationssysteme, die eine andere Fehlercharakteristik aufweisen. Ausschlaggebend für die zulässige Aktualisierungsrate der zur Stützung verwendeten Systeme ist in erster Linie die Sensorgüte der eingesetzten IMU. Bei steigender Sensordrift steigt der Messfehler mit fortschreitender Messdauer aufgrund der Zweifachintegration quadratisch an. Auf MEMS basierenden Systeme liefern deshalb nur für kurze Messperioden verlässliche Werte. Zur Stützung können Satellitennavigationssysteme (GNSS, engl.: Global Navigation Satellite System) aber auch bodengebundene Navigationslösungen mit dem INS gekoppelt werden. Die GNSS Genauigkeit durch satellitengestützte Zusatzsysteme (SBAS, engl.: Satellite-Based Augmentation Systems) ist relativ hoch. Eine genaue Betrachtung der Systemzuverlässigkeit macht den Einsatz anderer Systeme als Backuplösung für Fehlerfälle unabdingbar. Der Stand der Technik sind hochintegrierte Navigationsanlagen, welche eine IMU, ein AHRS, eine INS sowie Empfänger für verfügbare Satellitennavigationssysteme in einer kompakten Einheit vereinen. Die meist auf Kalman-Filter basierende Kopplung der Messwerte erfolgt ebenfalls in der Einheit, sodass keine weiteren Ressourcen benötigt werden. Über ein geeignetes Interface können Sensorrohdaten, vorverarbeitete Sensordaten oder fusionierte Daten ausgelesen werden.

Als Satellitennavigationssysteme zur Stützung der IMU werden die SBAS-Technologien (engl.: Satellite-Based Augmentation Systems) wie das europäische EGNOS (engl.: European Geostationary Navigation Overlay Service) oder das US-amerikanische WAAS (engl.: Wide Area Augmentation System) eingesetzt. Diese Systeme stellen die am Boden berechneten Korrektursignale über geostationäre Satelliten zur Verfügung. Das EGNOS System besteht aus 40 über Europa verteilten Referenzstationen und 4 Kontrollzentren, 3 geostationären Satelliten und 6 Uplink-Stationen (zwei pro Satellit). Damit ist im System stets mindestens eine Zweifachredundanz vorhanden, was die Zuverlässigkeit des Systems insgesamt erhöht. Die allgemeinen ICAO Vorgaben für SBAS liegen bei einem Messfehler (horizontal) von weniger als 3 m bei einer zeitlichen Verfügbarkeit von mindestens 99%, beziehungsweise weniger als 2 m bei einer Verfügbarkeit von mindestens 95%. Der Wert der Verfügbarkeit gibt dabei die zeitliche Verfügbarkeit im abgedeckten Gebiet wieder. Neben der Zurverfügungstellung der Korrekturdaten über geostationäre Satelliten, ist eine Verbreitung über das Internet mittels der EDAS (engl.: EGNOS Data Access Service) möglich. Dabei lassen sich die Positionsgenauigkeiten noch weiter steigern, weil bei der Ermittlung der Korrekturdaten über ein kleineres Gebiet gemittelt wird und die Daten zudem nahezu in Echtzeit verfügbar sind. Die Nutzung des Verfahrens erfordert jedoch einen Datenlink zur Übermittlung der Korrekturdaten. Beim Ausfall des SBAS verbleibt stets die Möglichkeit zum Empfang nicht korrigierter Signale des GPS, GLONASS und Galileo Navigationssystems. Durch eine sehr hohe Anzahl der verfügbaren Satelliten ist die Zuverlässigkeit der Positionsbestimmung bei alleiniger Nutzung nicht korrigierter Signale stets sehr hoch. Die Messungen sind jedoch wegen fehlender Korrekturdaten deutlich ungenauer als bei SBAS. Diese liegen für mindestens 95% der Messzeit bei weniger als 10 m,

können bei ungünstiger Konstellation jedoch bis zu 30 m betragen [34]. Ein Vergleich der realen Positionsmessungen an fünfzehn verschiedenen Orten in Zentral- und Nordeuropa ist im folgenden Diagramm 5.60 dargestellt. Angegeben sind gemittelte Abweichungen über eine Messdauer von 9 Tagen bei 95% zeitlicher Verfügbarkeit.

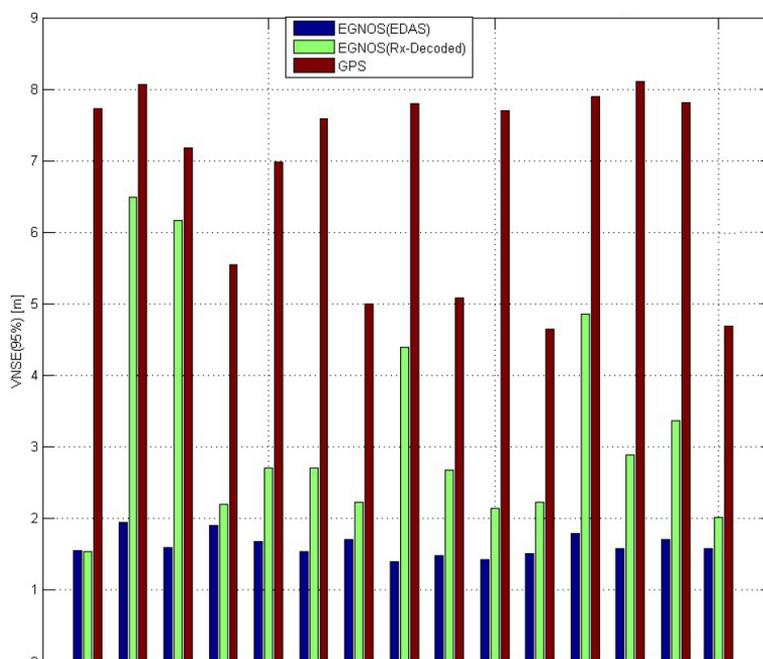


Abbildung 5.60: Messfehlervergleich zwischen EDAS, EGNOS und GPS [65]

Außer einem Satellitennavigationssystem müssen weitere Navigationslösungen zur Stützung des INS gekoppelt werden. Dies ist erforderlich, weil die Zuverlässigkeit des GPS-Empfangs nicht ausreichend hoch ist. Zahlreiche Einflussfaktoren können die Positionsbestimmung auch über längere Zeiträume stören. Gerade in der Landephase würde die Positionsgenauigkeit in solchen Fällen nicht ausreichen. Die Analyse der Systemzuverlässigkeit zeigt, dass weitere GNSS unabhängige Systeme zur Positionsbestimmung erforderlich sind. Es ergeben sich dabei verschiedene Anforderungen in Abhängigkeit von der aktuellen Flugphase. Sinnvoll im Reiseflug ist vor allem die Nutzung der VOR Funkfeuer (engl.: Very High Frequency Omnidirectional Radio Range) sowie der DME (engl.: Distance Measuring Equipment) Stationen als Positionsreferenz. Hierbei kann eine Positionsbestimmung mittels Kreuzpeilung zweier VOR-Stationen oder mittels Bestimmung der Entfernung zu drei DME-Stationen erfolgen. Zurzeit erlaubt die VOR-Stationendichte in Zentraleuropa ab einer Höhe von etwa 1000 Metern in der Regel immer einen Empfang von ausreichend vielen VOR- oder DME-Bodenstationen gleichzeitig. Jedoch erfolgt in den letzten Jahren zunehmend eine Abschaltung der VOR-Stationen. Die Deutsche Flugsicherung plant zudem die Anzahl der VOR-Stationen in Deutschland (derzeit etwa 60) bis 2030 auf etwa ein Drittel zu reduzieren [54]. Die abgebauten Funkfeuer werden zumeist durch DME Entfernungsmesseinrichtungen ersetzt, sodass auch in Zukunft von ausreichender Abdeckung zur Bestimmung der Position im Reiseflug ausgegangen werden kann. Die Genauigkeit der Positionsbestimmung mittels VOR/DME ist nicht ausreichend für die Phase des Landeanflugs. Zudem ist davon auszugehen, dass unterhalb einer bestimmten

Höhe keine ausreichende Anzahl von Bodenstationen empfangen werden kann. Für den Anflug und die Landung muss bei fehlender oder unzureichenden Positionsreferenz durch ein Satellitennavigationssystem ein Instrumentenlandesystem (ILS) in Kombination mit DME genutzt werden. Eine Möglichkeit zum Empfang der Signale eines Instrumentenlandesystems (ILS) muss daher sichergestellt sein. Eine ILS-Anlage erlaubt die Bestimmung der Winkelablage von der Sollkurslinie (engl.: Localizer) und von dem Sollgleitpfad (engl.: Glideslope). Zusammen mit der mittels DME ermittelten Entfernung lässt sich so die Position während der Anflugphase mit hinreichender Genauigkeit bestimmen. Weil die meisten mit einem ILS ausgerüsteten Landeplätze über zwei unabhängige Anlagen für beide Landerichtungen verfügen, entsteht hierbei eine zweifache Redundanz. Dies gilt allerdings für Wetterlagen, bei denen die Rückenwindkomponente eine Landung in „falsche“ Richtung zulässt. Bei größeren Flughäfen mit mehreren Bahnsystemen erhöht sich die Anzahl der Redundanzen entsprechend weiter.

Neben der lateralen Position ist auch die Kenntnis der vertikalen Position, also der Flughöhe mit einer vom Missionsabschnitt abhängigen Genauigkeit erforderlich. Die barometrische Höhe wird aus der Messung des lokalen statischen Drucks durch das ADS ermittelt. Zusätzlich kann die Höhe mittels Satellitennavigationssystem ermittelt werden. Die Messgenauigkeit reicht bei beiden Bestimmungsmethoden für die Phasen des Reiseflugs aus. Die Missionssegmente in geringer Höhe über Grund, wie beispielsweise der Start und die Landung, erfordern dagegen exaktere Messungen. Hier muss auf ein System zurückgegriffen werden, welches die Höhe über Grund mit ausreichender Genauigkeit und ohne zeitliche Verzögerung bereitstellt. Denkbar sind dabei optische oder auf Radartechnik basierende Entfernungsmesser, welche die tatsächliche Entfernung sowie die Annäherungsgeschwindigkeit zwischen dem Flugzeug und der Bodenoberfläche ermitteln. Der Flugregler benötigt diese Messwerte zum Regeln des Abfangbogens sowie der Ausschwebephase.

Um eine Kollision mit anderen Luftraumteilnehmern auszuschließen, ist eine rechtzeitige und zuverlässige Detektion möglicher Kollisionspartner erforderlich. Dabei wird zwischen kooperativen und nicht kooperativen Kollisionspartnern sowie zwischen Bodenhindernissen und Luftraumteilnehmern unterschieden. Kooperative Kollisionspartner verfügen über eigene Bordsysteme, welche ihre eigene Detektion erleichtern oder erst ermöglichen. Nichtkooperative Kollisionspartner verfügen über keine solche Systeme. Ausführliche Recherchen zu möglichen Detektionssystemen wurden im Rahmen des Arbeitspakets 3.3 Luftraumintegration durchgeführt. Anders als bei relativ langsamen Bodenoperationen mit einer Möglichkeit die Bewegung jederzeit stoppen zu können, muss in der Luft aufgrund einer deutlich höheren Annäherungsgeschwindigkeit eine wesentlich höhere Detektionsdistanz erzielbar sein. Für die kooperative Kollisionsvermeidung existieren heute relativ günstige und leicht integrierbare Systeme für die allgemeine Luftfahrt. Diese nutzen mehrere Technologien, wie beispielsweise ein passives TCAD (engl.: Traffic Alert and Collision Avoidance Device), ADS-B (engl.: Automatic dependent surveillance-broadcast) Empfang und FLARM (engl.: „Flight aLARM,“) Empfang. Die empfangenen Positions-, Höhen- oder geschätzte Entfernungsangaben werden über ein digitales Interface bereitstellen. Bei nicht kooperativer Kollisionsvermeidung können zwei unterschiedliche Ansätze genutzt werden. Ein naheliegender Lösungsansatz ist die Nutzung eines bordeigenen Systems zur Detektion nicht kooperativer Luftraumnutzer. Dabei

können RADAR-basierende sowie optische Systeme zum Einsatz kommen. Weil klassische Impulsradare sehr komplex und teuer sind, eignen sich für den Einbau in ein Kleinflugzeug vor allem Dauerstrichradarsysteme oder AESA-Radarsysteme (engl.: Active Electronically Scanned Array). Eine weitere Möglichkeit zur nicht kooperativen Kollisionsvermeidung stellt die Verwendung bodengebundener Infrastruktur dar. Dabei können durch die Primärradaranlagen der Flugsicherung erfasste Luftraumnutzer über einen Datenlink an das SAT übermittelt werden. Alternativ können bodengebundenen Sendestationen eine fiktive ASD-B Nachricht senden, deren Positionsangaben aus den Daten des Primärradars ermittelt wurden. Für den ADS-B Empfänger ist nicht feststellbar, ob die ADS-B Nachricht vom anderen Luftraumnutzer selbst oder von einer Bodenstation stammte. Eine detaillierte Betrachtung der Systeme zur Kollisionsdetektion ist im Abschnitt zur Luftraumintegration zu finden.

Die mit den Aufgaben der Flugführung und Flugregelung im Zusammenhang stehende Rechenaufgaben werden durch Flugkontrollrechner bewerkstelligt. PFC (engl.: Primary Flight Computers), auch FFC (engl.: Flight Control Computers) oder ACP (engl.: Avionics Computing Platforms) bilden die zentrale Recheneinheit. Zu der Fülle an Aufgaben gehören beispielsweise die Auswertung sämtlicher Missionsparameter und Sensorwerte, Bahngenerierung und Bahnführung, Überwachung der Systemzustände und der Flugbereichsgrenzen. Die Hauptanforderung an ein PFC ist neben ausreichender Rechenleistung vor allem eine sehr hohe Zuverlässigkeit und Robustheit, Unempfindlichkeit gegenüber Vibrationen und Beschleunigungen sowie die Zulassbarkeit. In der bemannten und unbemannten Luftfahrtindustrie eingesetzte PFCs sind in der Regel modular aufgebaut und können über einen oder mehrere Prozessoren, Grafikprozessoren, Speichermodule, Ein/Ausgabemodule, FPGA Module etc. verfügen. Bei Verwendung von mehr als einem Prozessor wird zur Gewährleistung diversitärer Redundanz oft auf unterschiedliche Prozessorarchitekturen und Hersteller zurückgegriffen. Die einzelnen Module sind meistens als Einschubplatinen ausgeführt und werden in einem staub- und wasserdichten Gehäuse untergebracht. Durch den oben beschriebenen modularen Aufbau lassen sich die PFCs sehr flexibel einsetzen. Weitere signifikante Flexibilitätssteigerung kann durch die Verwendung von FPGA (engl.: Field Programmable Gate Array) Modulen erreicht werden. FPGAs erlauben eine flexible Änderung der Schaltung, ohne dabei die Hardware selbst ändern zu müssen. Durch eine Rekonfiguration der intern vorhandenen Elemente können verschiedenste Schaltungen und Funktionen realisiert werden. Diese reichen von Schaltungen geringer Komplexität, über Interfaces für Digitalbausteine, bis hin zu hochkomplexen Speicher-Controllern. Die meisten Avionikmodule werden in Serie gefertigt und erfordern keine Neuentwicklung oder Neuzulassung bei jeder systemspezifischen Anwendung. Bei der Herstellung modularer PFCs und zugehöriger Module werden sehr hohe Qualitätsstandards eingehalten und die PFC-Kombinationen sind in der Regel nach DO-178C/DO-254 Richtlinien zulassbar. Denkbar wäre allerdings auch eine Neuentwicklung explizit für das SAT zugeschnittener Flugkontrollrechner. Hierbei wären jedoch die fehlenden Kenntnisse über die Systemzuverlässigkeit sowie die Notwendigkeit der Nachweiserbringung für den Zulassungsprozess als problematisch anzusehen.

Eine weitere Funktion, für die geeignete Systeme ausgewählt wurden, ist die Kommunikation des SAT mit dem ATM sowie mit weiteren Luftraumteilnehmern. Es wurden die in der Verkehrsflughahrt

eingesetzten Kommunikationssysteme betrachtet und auf die Tauglichkeit zur Verwendung im SAT untersucht. Neben dem klassischen Sprachfunkverkehr werden in der Luftfahrt auch Datenlinkstrukturen zur Kommunikation zwischen Piloten und ATC (engl.: Air Traffic Controller) genutzt. Die von EUROCONTROL betriebene Datenlinkstruktur ist CPDLC VDL (engl.: Controller Pilot Datalink Communication VHF DataLink). Die Freigaben, Anweisungen und deren Bestätigungen werden als Textnachrichten in einem standardisierten Format übertragen. CPDLC wird zurzeit ausschließlich vom MUAC (engl.: Maastricht Upper Area Control) in einem länderübergreifenden flexiblen FRA Luftraum (engl.: Free Route Airspace) genutzt. Das CPDLC System ließe sich prinzipiell auch für die Kommunikation eines autonomen Fluggeräts mit einer Bodenstation nutzen. Umgesetzte Systeme für die Datenkommunikation von unbemannten oder autonomen Flugsystemen sind bis jetzt allerdings noch nicht vorhanden. In der Zukunft geplante Entwicklungen setzen auf die Nutzung der 5G-Mobilfunktechnologie sowie satellitenbasierende Datenübertragung. Satellitenbasierende Kommunikationssysteme werden im Zusammenhang mit dem Betrieb von konventionellen und autonomen Flugsystemen bereits genutzt. So bietet beispielsweise das Iridium Netzwerk durch eine LEO-Satellitenkonstellation (engl.: Low Earth Orbit) eine sehr gute Abdeckung auf dem gesamten Planeten. Die geringste Übertragungsrate des Iridiumsystems beträgt 2.4 Kbits/s, was als für den SAT Betrieb als grundsätzlich ausreichend anzusehen ist. Ein Vorteil ist hier die Nutzung einer sehr kompakten und leichten Antenne. Mit komplexeren Systemen, wie beispielsweise das Thales FlytLINK on Iridium System, lassen sich die Übertragungsraten bis zu 176 kbits/s steigern [42].

Die Aktuatoren werden für sämtliche Steuerfunktionen durch die primären und sekundären Steuerflächen des SAT eingesetzt. Die Verwendung eines klassischen Hydraulikaktuatorsystems mit einer oder mehreren zentralen Versorgungseinheiten und Zuleitungen zu den einzelnen Aktuatoren wird dabei nicht betrachtet. Solche Anlagen finden typischerweise bei größeren Luftfahrzeugen Verwendung, wobei meist drei unabhängige Hydrauliksysteme durch mehrere Quellen (z.B. Triebwerk, Elektrik oder Staudruckturbine) mit Energie gespeist werden. Solche Systeme weisen eine hohe Komplexität und einen hohen Wartungsaufwand auf und sind für das vorliegende Projekt daher weniger geeignet. Deshalb werden im Folgenden ausschließlich elektrohydrostatische Aktuatoren (EHA) oder elektromechanische Aktuatoren (EMA) betrachtet. Diese Aktuatorarten werden zunehmend sowohl in der zivilen als auch in der militärischen Luftfahrt eingesetzt und bedürfen keiner zentralen Hydraulikversorgung und keiner Hydraulikleitungen durch das Flugzeug. Beide Systeme werden ausschließlich durch elektrische Energie versorgt. Bei einem elektrohydrostatischen Aktuator wird eine mit elektrischer Energie betriebene Hydraulikanlage, zugehörige Steuerungsventile und ein doppelwirkender Hydraulikzylinder zu einer kompakten lokalen Einheit kombiniert. Im Gegensatz zu klassischen Hydraulikaktuatoren befindet sich die gesamte Hydraulik in einem gekapselten Gehäuse. Leckagen sind daher sehr unwahrscheinlich. Zudem können die EHA-Einheiten für Wartungszwecke mit einem relativ geringen Aufwand ausgebaut werden, ohne dass dafür Hydraulikleitungen zu trennen sind. In einer EHA können sowohl steuerbare als auch nicht steuerbare Hydraulikpumpen (meist Schrägscheibenaxialkolbenpumpen) in Kombination mit einem Elektromotor mit variabler oder fester Drehzahl zum Einsatz kommen. Dabei wird der Pumpenvolumenstrom in Abhängigkeit der kommandierten Stellgeschwindigkeit des Aktuators geregelt. Der

Systemdruck stellt sich abhängig von der am Aktuator angreifenden Last ein, sodass bei kleinen Lasten das Antriebsmoment der Pumpe ebenfalls klein bleibt. Beim Einsatz einer nicht steuerbaren Pumpe hängt die Fördermenge direkt mit der Eingangsdrehzahl und die Förderrichtung mit der Drehrichtung des Motors zusammen. So aufgebaute Aktuatoren werden als EHA-FD (engl.: Fixed Displacement) bezeichnet. Die Steuerung der Verfahrgeschwindigkeit und somit der Position der Kolbenstange erfolgt mittels direkter Ansteuerung des Elektromotors durch eine geeignete Leistungselektronik. Der Elektromotor ist meistens als Dreiphasensynchronmotor ausgeführt. Bei der Verwendung einer steuerbaren Pumpe wird die Fördermenge und die Förderrichtung in der Hydraulikpumpe eingestellt, wobei diese meist mit einer konstanten Drehzahl betrieben wird. So gestaltete Aktuatoren werden als EHA-VD (Variable Displacement) bezeichnet. Die Steuerung der Verfahrgeschwindigkeit und somit der Position der Kolbenstange erfolgt mittels direkter Ansteuerung der Neigung von der Steuerscheibe (Swashplate) in der Hydraulikpumpe. Wird ein ungestörter oder gedrosselter Volumenstrom der Hydraulikflüssigkeit zwischen den beiden Kolbenseiten ermöglicht, kann der EHA Aktuator kräftefrei oder gedämpft bewegt werden. Dieser Passivmodus kann im Falle erkannter Störfälle von den eingreifenden Sicherheitsmechanismen herbeigeführt werden. Ein elektromechanischer Aktuator (EMA) setzt eine Drehung des elektrischen Motors über ein mechanisches Untersetzungsgetriebe in eine lineare oder eine rotatorische Bewegung um. Dabei wird die Motordrehzahl in Abhängigkeit der kommandierten Stellgeschwindigkeit des Aktuators geregelt. Das erforderliche Drehmoment stellt sich abhängig von der am Aktuator angreifenden Last ein, sodass bei kleinen Lasten der Energiebedarf ebenfalls klein bleibt. Die elektromechanischen Aktuatoren werden vorwiegend bei der Sekundärsteuerung oder als zuschaltbare Autopilotenservos bei konventionellen Flugzeugen sowie zunehmend bei der Primärsteuerung von unbemannten Flugsystemen eingesetzt. Bei EMAs existieren drei prinzipiell unterschiedliche Philosophien. Sie können in lineare und rotatorische EMAs unterteilt werden. Bei linearen EMAs wird die Drehbewegung des Elektromotors in einen translatorischen Stellweg umgewandelt. Bei ihnen wird unterschieden zwischen untersetzten und direkt angetriebenen EMAs. Bei rotatorischen EMAs wird die hohe Drehzahl des Elektromotors in eine geringere rotatorische Drehzahl untersetzt. Mögliche Bauarten von EMAs sind in der untenstehenden Abbildung 5.61 dargestellt.

Bei Linearaktuatoren werden typischerweise Planetenrollengewindetriebe oder Kugelgewindetriebe zur Wandlung der Rotationsbewegung des Motors in eine Linearbewegung eingesetzt. Durch den Einsatz eines selbsthemmenden Gewindetriebs sind diese Aktuatoren bauartbedingt im Allgemeinen irreversibel, erlauben also keine Umkehr des Kraftflusses. In diesem Fall führen viele Fehlerfälle sowie die Abschaltung des Motors zu einer Aktuatorblockade und eine Übersteuerung ist in der Regel nicht möglich. Es existieren zudem kaum erprobte Ansätze zur Trennung eines schadhaften Aktuators von der Steuerfläche (Passivmodus) im Falle einer Blockade. Rotatorische Elektromechanische Aktuatoren verfügen über ein Untersetzungsgetriebe, welches einen Anlenkhebel, eine Steuerseiltrommel oder unmittelbar die Steuerfläche antreibt. Dabei kann je nach Bauart der Kraftfluss auch in umgekehrter Richtung erfolgen. Somit können rotatorische EMA meist durch ein Drehmoment, welches allerdings höher als das maximale Stellmoment des Aktuators ist, übersteuert werden. Je nach Ausführung erlauben sie zudem eine stark gedämpfte Beweglichkeit beim spannungslos geschalteten Antriebsmotor. Zusätzlich können rotatorische elektromechanische Aktuatoren mit

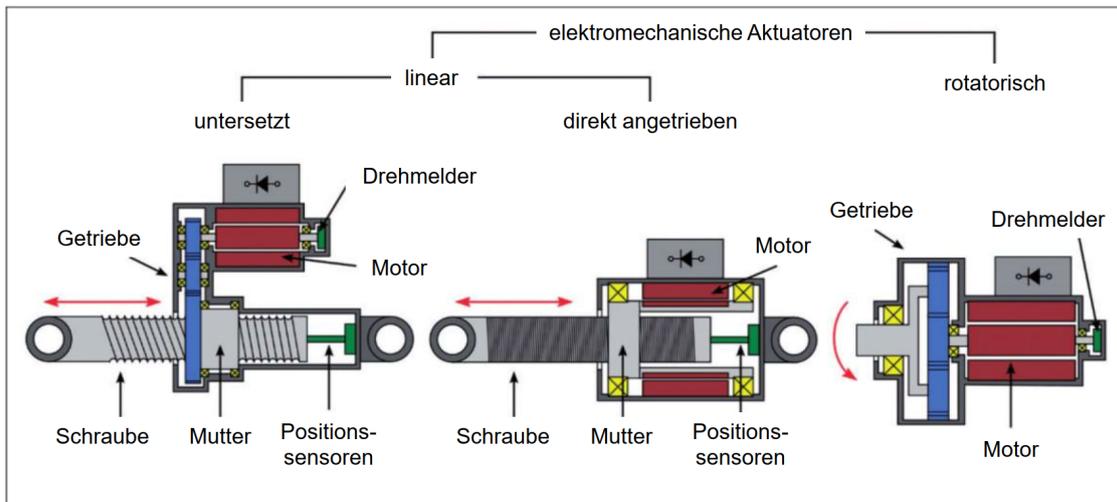


Abbildung 5.61: Bauarten von elektromechanischen Aktuatoren [86]

einer elektromagnetischen Kupplung versehen werden, um die Steuerfläche vom Aktuator zu entkoppeln (Passivmodus). Dieses Prinzip findet seit langem in den meisten Autopilotensystemen der Allgemeinen Luftfahrt Anwendung.

Die Aktuatorkontrollelektronik ACE (engl.: Actuator Control Electronics) oder ACC (engl.: Actuator Control Computer) stellt eine digitale Schnittstelle und ein Regelungssystem für die Aktuatoren dar. Die Ansteuerung der Leistungselektronik des Aktuatorantriebsmotors erfolgt basierend auf der erfassten aktuellen sowie der vom PFC kommandierten Position. Darüber hinaus werden weitere analoge oder digitale Sensorwerte des Aktuators (z.B. Ströme, Temperaturen etc.) ausgewertet und der Aktuatorzustand überwacht. Verfügt ein Aktuator über Sicherheitsmechanismen, wie beispielsweise einen zuschaltbaren Passivmodus, können diese ebenfalls durch die ACE aktiviert werden. Eine weitere Aufgabe ist die Bewertung (Vergleich, ggf. Plausibilitätsprüfung) der PFC Kommandos. Der schematische Aufbau einer ACE-Einheit ist in der untenstehenden Abbildung 5.62 zu sehen.

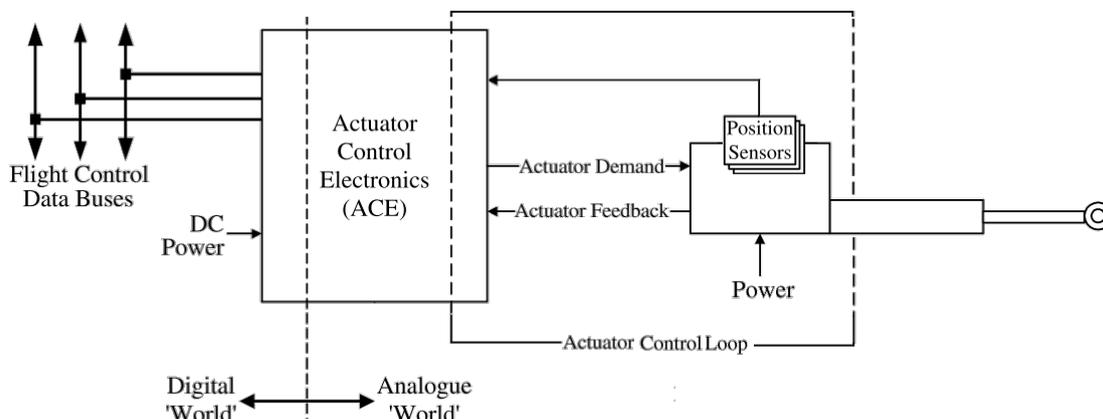


Abbildung 5.62: Schematische Darstellung eine ACE-Einheit

Für EMA und EHA Stellantriebe eignen sich vor allem Dreiphasensynchronmotoren. Diese werden auch als bürstenloser Gleichstrommotor (engl.: BLDC, BrushLess Direct Current) bezeichnet. Bei einem Synchronmotor wird ein konstant magnetisierter Läufer (Rotor) synchron von einem bewegten magnetischen Drehfeld im Stator mitgenommen. Im Normalbetrieb tritt dabei kein Schlupf auf. Ein Hauptvorteil von Synchronmotoren gegenüber kommutierten Gleichstrommotoren ist der Wegfall der Notwendigkeit elektrische Leistung auf den drehenden Rotor mittels Schleifringe zu übertragen. Dadurch sinkt die mechanische Komplexität, der Verschleiß der Bürsten entfällt und der Wirkungsgrad sowie die Leistungsdichte steigen. Jeder permanenterregte Synchronmotor kann auch als Synchrongenerator arbeiten und eignet sich somit grundsätzlich zur Energierückgewinnung. Zudem lassen die Antriebe kurzzeitigen Betrieb mit einer Leistung zu, die deutlich höherer als die Dauernennleistung ist. Die Wechselrichter, auch Inverter genannt, sind neben dem Antriebsmotor selbst die wichtigsten Bestandteile der hier betrachteten Antriebe der EHAs und EMAs. Die Inverter erzeugen aus einer Gleichspannung eine dreiphasige Wechselspannung zum Betrieb der Synchronmotoren. Die Leistungsschaltstufe (engl.: power stage) der Inverter basiert meistens auf einer Dreilevel-ANPC-Typologie (engl.: three level Active Neutral Point Clamped). Auf eine detaillierte Beschreibung der Typologie wird hier verzichtet. Das Basisprinzip ist die elektronische Ab-/Zuschaltung von aufgeladenen Elektrolytkondensatoren in einer definierten Abfolge abhängig von der aktuellen Rotorposition, sodass sich am Ausgang der Schaltstufe eine treppenförmige Wechselspannung mit drei möglichen Spannungshöhen im positiven sowie im negativen Spannungsbereich ergibt (niederfrequente Schaltung). Die Ausgangsspannung wird zusätzlich mit einer sehr hohen Frequenz pulswidenmoduliert, sodass der resultierende Stromverlauf der Sinusform möglichst nahe kommt. Zum Schalten werden oft Silicium Carbide oder Silicon Carbide Schaltelemente verwendet. Die mit dieser Technologie erreichbaren Wirkungsgrade liegen bei über 99%. Lediglich ein kleiner Teil der durch Schaltverluste in Wärme überführten Energie muss mittels Luft- oder Wasserkühlung abgeführt werden. Die Inverter enthalten neben der Leistungsteilstufe auch die Elektrolytkondensatoren zur Spannungsaufteilung sowie Sensoren zur Messung der relevanten Größen. Die Schaltstufe der Leistungselektronik wird durch die Kontrollelektronik angesteuert, sodass ein geschlossener Regelkreis für die Motordrehzahl oder für den Motordrehmoment entsteht. Der Regler wertet die relevanten Sensorwerte, wie beispielsweise Aktuatorposition, Spannungen, Ströme, Temperaturen etc., aus und steuert die einzelnen Schaltelemente der Leistungsschaltstufe entsprechend eines Regelalgorithmus an. Zudem wird der Systemzustand stets überwacht, um Schäden am Aktuator vorzubeugen beziehungsweise solche zu erkennen. Zur Ermittlung der geschätzten Ausfallrate für die Stellantriebe kann es erforderlich sein sich näher mit ihrer konstruktiven Auslegung zu befassen. Durch einen Vergleich der Ausfallraten der einzelnen Komponenten eines Stellantriebs zeigt sich, dass elektronische Komponenten die höchsten Ausfallraten aufweisen. Zur Reduktion der Ausfallrate eines Stellantriebs gibt es einige Möglichkeiten. Eine übliche Variante besteht in einem Stellantrieb mit zwei unabhängigen Antriebselektroniken und Motorwicklungen. Diese Architektur hat einige Vorteile gegenüber der Verwendung von zwei Stellantrieben, bei denen alle Komponenten zweimal vorhanden sind. Dadurch werden Kosten und Masse eingespart sowie die Komplexität nicht mehr als notwendig erhöht.

Die als Ergebnis der zuvor beschriebenen Arbeiten entstandene Systemarchitektur, welche neben funktionalen Anforderungen auch die geforderte Systemzuverlässigkeit bietet, wird im Folgenden diskutiert. Auf eine detaillierte Beschreibung der durchgeführten Iterationen von der Simplexarchitektur zur der redundanten Architektur und die zugehörigen Fehlerbäume wird an dieser Stelle verzichtet. Ein vereinfachter Ausschnitt der erstellten Systemarchitektur ohne Aktuatoren ist in der folgenden Abbildung 5.63 dargestellt.

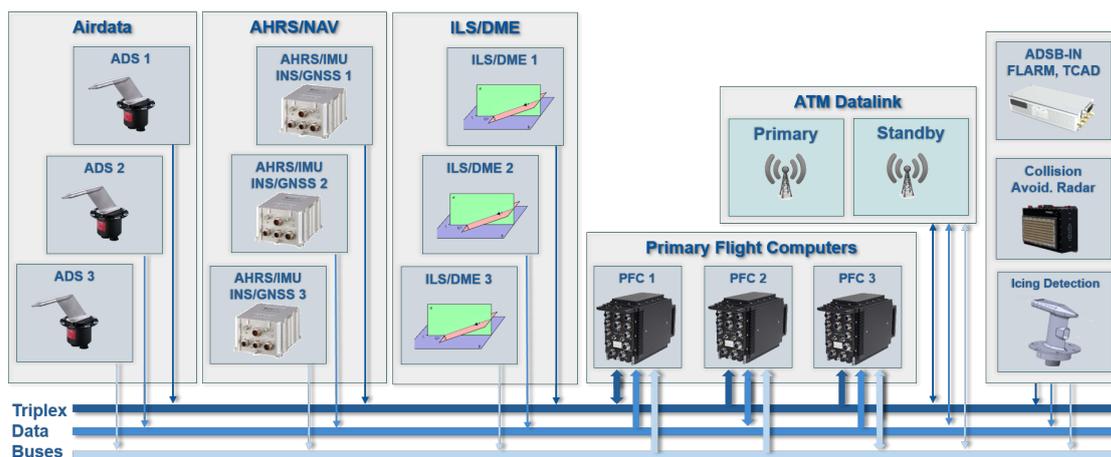


Abbildung 5.63: Vereinfachte Systemarchitektur ohne Aktuatoren

Das Kernstück der Automatisierung bilden die primären Flugcomputer (engl.: PFC, Primary Flight Computer). Jeder PFC ist in der Lage alle mit der Missionsteuerung und der Flugführung sowie der Lage- und der Bahnregelung im Zusammenhang stehenden Aufgaben zu erfüllen. Die Rechner verarbeiten die Inputs sämtlicher Sensoren und setzen diese entsprechend dem erwünschten Missionsablauf in errechnete Ausschläge der Steuerflächen um. Die primären Flugcomputer sind dreifachredundant vorhanden. Jeder verfügt über einen eigenen unabhängigen Datenbus. Alle drei Rechner haben vollen Lesezugriff auf sämtliche Datenbusse und verarbeiten dieselben Inputs von Sensoren, inertialen Messeinheiten (IMUs), Navigations- und Kommunikationssystemen. Die von Sensoren und anderen Flugzeugsystemen zur Verfügung gestellten Eingangsdaten werden von jedem PFC auf Plausibilität geprüft und miteinander verglichen. Kritische Sensoren sind hierzu ebenfalls dreifach vorhanden. Zwar zeigten die Fehlerbaumanalysen, dass an einigen Stellen auch eine Duplex-Architektur zum Erreichen der geforderten Ausfallraten führen kann. Es soll jedoch das durchgängige Prinzip einer 2 aus 3 Auswahl (engl.: Majority voting) ermöglicht werden. Dieses Prinzip erlaubt die Unterdrückung von Mess-, Hard- und Softwarefehlern in jedem einzelnen Kanal. Liegt bei einer Duplexarchitektur beispielsweise ein Sensorfehler vor, fehlt dem System eine Entscheidungsgrundlage zum Identifizieren des fehlerhaften Sensorwertes. An einigen Stellen ließe sich zwar die Fehlerquelle über Plausibilitätsanalyse erkennen, jedoch können Algorithmen der Plausibilitätsprüfung selbst fehlerbehaftet sein. Während ein Vergleich dreier Werte grundsätzlich simpel ist und die Wahrscheinlichkeit eines gleichzeitigen Ausfalls zweier unabhängiger Systeme im Vergleich sehr gering ist.

Für die Systemarchitektur der Aktuatoren sind grundsätzlich zwei Varianten möglich. Welche der Varianten zur Anwendung kommt, hängt von der geforderten Steuerbarkeit des Flugsystems ab. Zusätzlich ist zu prüfen, ob bei einer frei beweglichen oder unzureichend gedämpften Ruderfläche ein Flattern auftreten kann. Bei den im Projektrahmen betrachteten SAT-Konfigurationen ist jedoch nicht von einer Flatterneigung beim losen Ruder auszugehen. Schließlich basieren die Konfigurationen auf realen Flugzeugen, die ohne eine Ruderdämpfung auskommen. Falls eine Abnahme der Steuerbarkeit durch einen partiellen Ausfall des Aktuators tolerierbar ist, kann die erste Variante zur Anwendung kommen. Die primären Steuerkanäle verfügen dabei jeweils über zwei unabhängige EMAs oder EHAs jeweils mit zwei unabhängigen Antriebselektroniken und Motorwicklungen. Es hat sich gezeigt, dass die Ausfallraten der beiden Aktuatorssysteme in einer ähnlichen Größenordnung liegen ($1,5 \cdot 10^{-5}$). Vorgesehen ist eine Aufteilung der Steuerflächen in Segmente, die jeweils von einem einzelnen Aktor angesteuert werden. Dabei sind die Höhenruder sowie die Querruder konstruktionsbedingt bereits jeweils in das rechte und das linke aufgeteilt, während das Seitenruder in zwei wirkungsgleiche Segmente zu teilen ist. Sämtliche Aktoren werden durch die Zentralrechner überwacht. Hierzu sind die an jedem Aktor neben den Sensoren für die innere Aktorregelschleife zusätzliche von der Kontrollelektronik des Aktors unabhängige und dreifach redundante Positions- und Kraftsensoren vorhanden. Falls ein Steuerflächensegment ausfällt, wird dieses in den Passivmodus geschaltet. Das betroffene Primärsteuerflächensegment ist dann kraftlos oder leicht gedämpft beweglich und wird durch die Anströmung in die Neutralstellung bewegt. Die Mission kann mit den verbleibenden Primärsteuerflächensegmenten bei reduzierter Steuerbarkeit vollendet werden. Bei der zweiten Variante ist eine Reduktion der Steuerbarkeit nicht tolerierbar. In einem solchen Fall muss jedes Steuerflächensegment über mindestens zwei Aktoren verfügen, wobei ein Aktuator allein die im Betrieb auftretenden Kräfte bereitstellen können muss. Eine solche Architektur ist jedoch deutlich komplexer. Hinzu kommen unerwünschte Effekte wie das sogenannte force fighting. Ein Zustand, bei dem zwei an der gleichen Steuerfläche angreifende Aktuatoren mit gegenseitig hervorgerufenen Kräften belastet werden, was zum erhöhten Verschleiß und zum zusätzlichen Energieverbrauch führt. Daher wird die erste Variante favorisiert.

5.3.2 Reglerauslegung und –integration

Die Entwicklung, die Modifikationen sowie die erforderlichen Funktionsnachweise des Flugführungs- und Regelungskonzeptes sowie der erarbeiteten Systemarchitektur für den automatisierten Betrieb des SAT erfolgten durch eine softwareseitige Modellierung in Matlab/Simulink. Dazu wurde zunächst eine geeignete Simulationsumgebung erstellt. Dabei wurden zunächst die Flugdynamikmodelle der Regelstrecke und anschließend eine einfache Basisregelung sowie ein vereinfachter Zustandsautomat zur Missionsablaufsteuerung implementiert. Zusätzlich wurde die Simulation an eine 3D-Visualisierung und an eine Eingabeschnittstelle angebunden. Die Schnittstelle erlaubte eine Vorgabe der Führungsgrößen und der Reglermodi sowie eine manuelle Steuerung. Diese im ersten Schritt implementierte Umgebung diente in erster Linie dazu, die Funktionalität des Frameworks zu testen und bildete die Ausgangsbasis für die evolutionäre Weiterentwicklung sowohl der Regelstrecke als auch der autonomen Flugführung.

Für die Simulation des flugdynamischen Verhaltens der Regelstrecke wurden auf Blattelementtheorie basierende vereinfachte Modelle der SAT Level-0-Konfiguration, und der beiden Referenzflugzeuge (Cirrus SR-22 und Cessna C182) erstellt. Die Modellbildung konnte anhand der bekannten Daten der Cirrus und der Cessna erfolgreich validiert werden. Das flugdynamische Verhalten sowie die erzielten Flugleistungen der Modelle lagen für die gesamte Flug envelope hinreichend nah an den bekannten Handbuchwerten der realen Flugzeuge. Im Modell unberücksichtigt bleiben einige Effekte, die mit der Blattelementtheorie nicht abgebildet werden können. Zu nennen sind hier beispielsweise die instationären Strömungsablösungen oder die Aeroelastik. Diese spielen bei der Reglerstrukturauslegung jedoch eine untergeordnete Rolle, sodass das eingesetzte Flugdynamikmodell grundsätzlich als geeignet für die Reglerkonzeptionierung und die Vorauslegung innerhalb der Normalflug envelope anzusehen ist. Die vorläufige einfache Systemarchitektur der Automatisierung sowie die zugehörigen Datenbusse wurden in Simulink zunächst als Simplexarchitektur ohne Redundanz implementiert. Dabei sind an vielen Stellen zunächst vereinfachte Modelle wie beispielsweise ideale Sensoren, Stellglieder und Antriebe angenommen worden. Der prinzipielle Aufbau des Modells der Regelstrecke kann der Abbildung 5.64 entnommen werden.

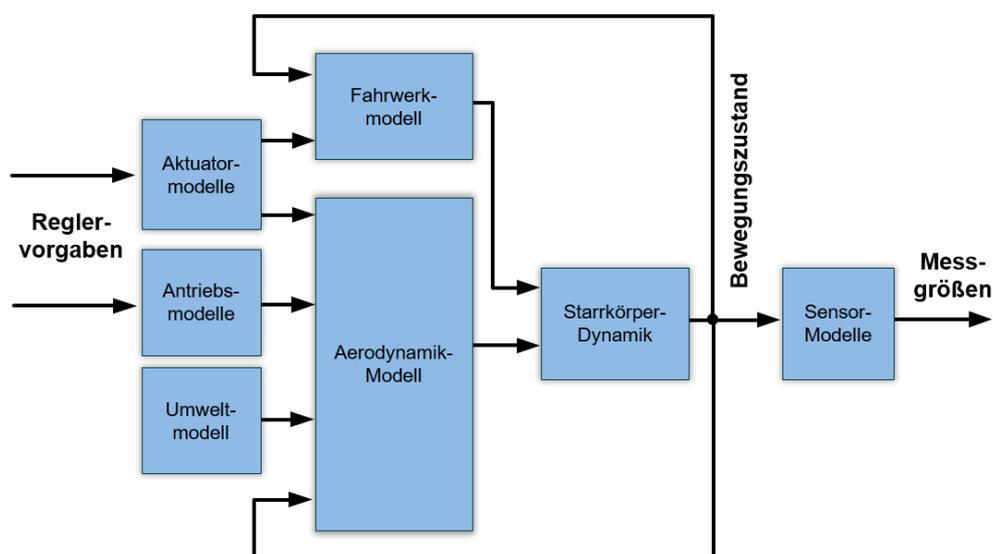


Abbildung 5.64: Struktur des Modells der Regelstrecke

Im nächsten Schritt wurde eine vorläufige Struktur des Reglers mit einer initialen Basisregelung sowie einem Zustandsautomaten zur Missionssteuerung implementiert. Die beschriebene vereinfachte Reglerimplementierung war noch nicht in der Lage, eine beliebige vorgegebene Trajektorie bei vorhandenen Störungseinflüssen verlässlich einzuhalten und diente in erster Linie dazu, alle Komponenten des Simulationsframeworks sowie die zugehörigen Schnittstellen zu testen. Die zunächst implementierte Testbasisregelung basierte weitestgehend auf dem Ansatz einfacher PID-Regelung mit Vorsteuerung. Die Missionssteuerung erfolgte über einen einfachen Zustandsautomaten zum situationsabhängigen Umschalten der Reglermodi und der Führungsgrößen. Mögliche Modi waren zunächst das Halten der vorgegebenen vertikalen und horizontalen Geschwindigkeit, Kurs und Leitstrahlregelung. Als Testmission wurde eine zeitgesteuerte Platzrunde auf dem Flughafen Köln-

Bonn mit der Level-0-Konfiguration geflogen. Das Aufsetzen bei der Landung erfolgte wegen der fehlenden Regelung des Abfangbogens hart mit vorgegebener Sinkgeschwindigkeit.

Die Anbindung einer Visualisierungsumgebung ist dem Arbeitspakets 3.4 Simulative Nachweisführung zuzuordnen. Dennoch wurden diese Arbeiten vorgezogen. Es hat sich gezeigt, dass die Implementierung einer Visualisierungsumgebung bereits zu Beginn der Reglerauslegung viele Vorteile bietet. So kann eine Ansicht aus dem Cockpit des SAT beziehungsweise eine Außenansicht mit animierten Steuerflächenausschlägen die Analyse der erzielten Zwischenergebnisse stark vereinfachen. Die erstellte Visualisierung beinhaltet ein Geländemodell mit einer detaillierten Darstellung von Landeplätze mit den zugehörigen Landebahn- und Rollwegsystemen. Der Verlauf der zum Frameworktest erfolgreich absolvierten Mission (grün) geplottet über ein ILS-Anflugblatt sowie die Darstellung der Visualisierung ist in der untenstehenden Abbildung 5.65 zu sehen.

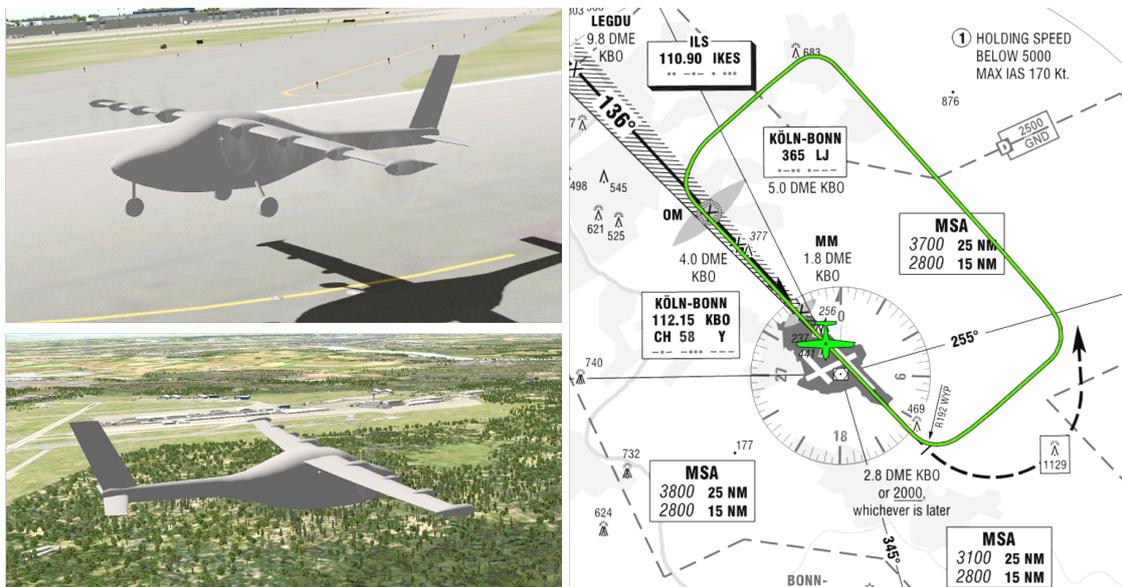


Abbildung 5.65: Frameworktest

Nach Abschluss des Frameworktests wurde die Reglerstruktur entsprechend des erarbeiteten Reglerkonzeptes erweitert. Dabei wird der Ansatz einer kaskadierten Regelung verfolgt. Eine kaskadierte Regelung zeichnet sich unter anderem dadurch aus, dass die Regelungsaufgabe durch mehrere Reglerebenen bewerkstelligt wird. Dabei wird jeder Ebene ein abgegrenzter Aufgabenbereich zugeordnet. Dies führt zu klar definierten Schnittstellen zwischen den einzelnen Ebenen, die dadurch auch unabhängig voneinander entwickelt und modifiziert werden können. Bei der Konzeptionierung der Reglerkaskaden wurden zunächst die Problemstellungen der Luftraumintegration außer Acht gelassen. Folglich ist der zuerst entstandene Reglerentwurf ausschließlich für vollautomatisierte Flugmissionen geeignet, bei denen keine Interaktion mit einer Verkehrsleitzentrale oder mit weiteren Luftraumteilnehmern erfolgen muss. Die gesamte Mission wird vor Missionsbeginn fest definiert und erlaubt während der Durchführung keine direkte Einflussnahme durch äußere Faktoren. Diese Struktur sollte im weiteren Projektverlauf mit den Erkenntnissen aus dem Arbeitspaket 3.3, Luftraumintegration erweitert werden. Der Aufbau der beschriebenen vorläufigen Reglerstruktur

tur ist in der Abbildung 5.66 dargestellt. Die Führungsgrößen des Flugzustandsreglers werden dabei von der Bahnregelung vorgegeben, während deren Führungsgrößen vom Bahnplaner kommen.

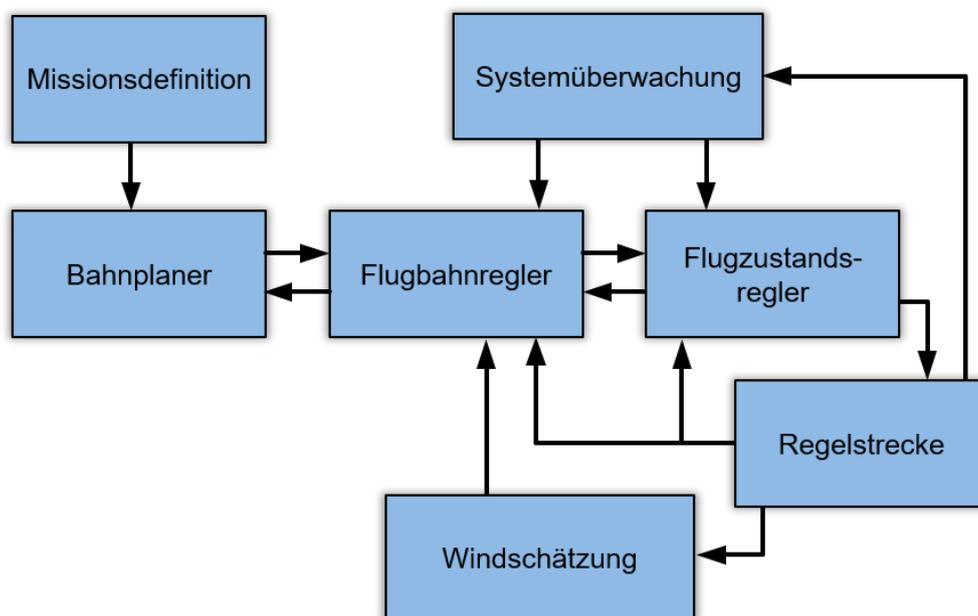


Abbildung 5.66: Vorläufige Reglerstruktur

Im weiteren Verlauf der Reglerentwicklung wurden zunächst Anpassungen an der initial implementierten Flugzustandsregelung vorgenommen. Durch eine Änderung der Regelansätze wurden merkliche Verbesserungen im Folgeverhalten der Roll- und Nickachse erreicht. Die initial gewählten konventionellen PID-Regler erwiesen sich erwartungsgemäß als nachteilig bezüglich des Folgeverhaltens. Die Anfangsbeschleunigung und die Änderungsrate der Führungsgröße bei einer Sprungantwort war stark abhängig von der Sprunghöhe. Auch bestand eine ausgeprägte Abhängigkeit des Überschwingverhaltens von den Anfangszuständen während einer Sprungantwort. Eine Reduktion der Überschwingvorgänge durch gezieltes Reglertuning führte erwartungsgemäß zu höheren Zeitkonstanten. Eine Annäherung an die gewünschten Sprungantworten bei minimalem Zeitbedarf und ohne Einschwingvorgänge konnte durch die Implementierung einer von der aktuellen Regelabweichung abhängigen gezielten Umschaltung der Reglermodis bei passender Vorgabe der zugehörigen temporären Führungsgrößen erreicht werden. Dabei wird bei einer Zustandsänderung zunächst die Änderungsrate der Führungsgröße bis zum geforderten Wert aufgebaut und anschließend vom Regleralgorithmus konstant gehalten. Gleichzeitig wird der Zeitpunkt vorausberechnet, von dem an die Änderungsrate wieder abgebaut werden muss, um den gewünschten Endwert zu erreichen. Durch diese Vorausberechnung des Bremszeitpunktes wird annäherungsweise der neue Endzustand ohne Überschwingen angenommen. Sobald die Regelgröße in einen definierten Toleranzbereich um den verlangten Endzustand einläuft, erfolgt eine Umschaltung zurück auf eine konventionelle PID-basierende oder PD-basierende Festwertregelung. Der Wert des Integrators im PID-Regler wird während des gesamten Manövers konstant gehalten, sodass der Integrator erst beim Erreichen des Toleranzbereichs wirksam wird. Um ein Hin- und Herspringen zwischen dem Manöver und der Festwertregelung zu vermeiden, wurden im Regleralgorithmus geeignete Hysteresen eingebaut. Das oben beschriebene Regelprinzip kommt ausschließlich bei größeren Zustandsänderungen zur

Anwendung. Bei kleineren Zustandsänderungen würde der Toleranzbereich um den Endwert bereits unmittelbar bei Manöverbeginn erreicht werden, sodass ein Beibehalten der Festwertregelung sinnvoller ist. Die Sprunghöhe, ab der zur Änderungsmanöverregelung umgeschaltet wird, sind für unterschiedliche Führungsgrößen jeweils festgelegt. Neben einem guten Folgeverhalten bietet die beschriebene Lösung den Vorteil, dass sich zusätzlich zu den eigentlichen Führungsgrößen (z.B. Bahnazimut) deren Ableitungen (Hängewinkel, Rollrate, Rollbeschleunigung) auf vorgegebene Werte begrenzen lassen. Damit wird ein Teil der Flugbereichsbegrenzung (engl.: envelope protection) bereits durch die Basisregelung sichergestellt. Ein Vergleich der Sprungantworten unterschiedlich eingestellter Flugzustandsregler vor der Anpassung (links) und des verbesserten Flugzustandsreglers (rechts) am Beispiel eines Hängewinkelsprungs von 30° kann der folgenden Abbildung entnommen werden.

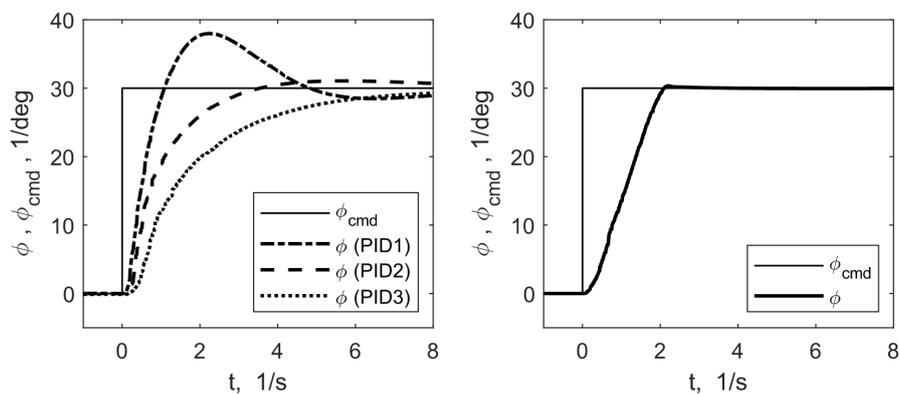


Abbildung 5.67: Sprungantwort mit unterschiedlich eingestellter PID-Regelung (links) und mit Änderungsmanöverregelung (rechts)

Das oben beschriebene Prinzip kommt bei allen größeren Zustandsänderungsmanövern zur Anwendung. So wird beispielsweise beim Azimutänderungsmanöver zunächst aus der Vorgabe der Gierrate für den Kurvenflug ein Hängewinkel ermittelt. Der Hängewinkel wird wie oben beschriebenen ohne Überschwingen und in möglichst kurzer Zeit eingenommen. Während des Kurvenflugs wird die Gierrate über den Hängewinkel geregelt und die neuen Umschaltzeitpunkte so berechnet, dass unmittelbar nach dem Abbau der Gierrate durch den Abbau des Hängewinkels der neue Azimut eingenommen wird. Anschließend kann wieder zur Festwertregelung des Azimuts umgeschaltet werden. Eine weitere Verbesserung der Flugzustandsregelung war die Implementierung einer nichtlinearen Vorsteuerung. Die dazu erforderliche Kenntnis der Trimmzustände wurde dabei wie folgt generiert. Definierte Kombinationen von stationären Flugzuständen wurden bei verschiedenen Flugzeugkonfigurationen erfolgen und die einzelnen Vorsteueranteile aus den jeweils vorliegenden stationären Endwerten der Integratoranteile ermittelt. Im normalen Betrieb wird zwischen den Stützstellen je nach vorliegendem Flugzustand und Konfiguration interpoliert und entsprechend vorgesteuert. Der Einfluss von Konfigurationsänderungen (z. B. das Ausfahren von Landeklappen, das Hochfahren der Hochauftriebspropeller, Ausfahren des Fahrwerks) ließ sich durch die Vorsteuerung weitgehend kompensieren.

Der implementierte Flugzustandsregler unterscheidet zwischen den Bodenrollphasen und den Flugphasen. Während der Bodenphase werden die Geschwindigkeitsvorgaben des Bahnreglers mittels Schub und Bremsen umgesetzt. Die Azimutvorgaben werden mittels Seitenruderausschlag, Bugradsteuerung und bei kleineren Geschwindigkeiten zusätzlich durch asymmetrisches Bremsen umgesetzt. Der Hängewinkel wird während der Bodenrollphasen bei 0° gehalten. Der Wechsel von Bodenrollphase zur Flugphase erfolgt im Flugzustandsregler durch höhenabhängiges Überblenden des Reglermodis.

Der Bahnplaner generiert aus den missionsdefinierenden Stützstellen eine physikalisch sinnvolle also fliegbare Flugtrajektorie. Ein physikalisch sinnvoller Bahnverlauf in der Horizontalebene wird dabei wie folgt aus der Definition der Stützpunkte erzeugt. Die geographische Definition beinhaltet unter anderem die Position des Wegpunktes als Längen- und Breitenwinkel WGS84 (engl.: World Geodetic System 1984). Die Geschwindigkeits- und Höhendaten definieren die Überflughöhe sowie die Angabe von Fluggeschwindigkeit und der Vertikalgeschwindigkeit ab dem Passieren des Wegpunktes. Zusätzliche Missionssteuerungsattribute bestimmen die Art des Wegpunktes und erlauben dem Zustandsautomaten die einzelnen Flugphasen richtig abzuarbeiten. Die Punkte werden vom Bahnplaner zunächst durch Geraden (Legs) mit einander verbunden. Der Übergang zwischen den einzelnen Legs erfolgt durch tangierende Kreisbögen, deren Radien und Mittelpunkte aus der vorgegebenen Gierrate ($3^\circ/s$) und der Geschwindigkeit ermittelt wird. Dabei wird je nach Definition der Wegpunkte eine Unterscheidung vorgenommen. So müssen die als Flyby definierten Punkte nicht direkt überflogen werden, während bei den Flyover-Punkten ein Überflug erzwungen wird. Beim Letzteren wird der geographische Ort des Wegpunktes explizit überflogen und anschließend der neue Leg auf dem kürzesten Weg durch zwei Kreisbögen angeschnitten. Sowohl bei den Flyby- als auch Flyover-Wegpunkten wird auf die Bildung eines Verbindungskreisbogens verzichtet, wenn der Unterschied der Sollkurse der beiden angrenzenden Legs weniger als 10° beträgt. Mögliche Kreisbögen bei Übergängen zwischen zwei Legs für einen Flyby-Wegpunkt (links), einen Flyover-Wegpunkt (mittig) sowie für einen Wegpunkt mit kleinem Bahnänderungswinkel sind in der Abbildung 5.68 dargestellt.

Zur Definition der vertikalen Bahnwinkel werden die Angaben der Wegpunkthöhe des nachfolgenden Stützpunktes herangezogen. Zudem kann eine Vertikalgeschwindigkeit für den Steig- beziehungsweise Sinkflug zur Zielhöhe vorgegeben werden. Wird eine Vertikalgeschwindigkeit auf einem Leg vorgegeben, so wird die Flugbahn wie folgt definiert. Bei Steigflug wird die Vertikalgeschwindigkeit bis zum Erreichen der Zielhöhe eingehalten. Anschließend wird mit der konstanten Höhe bis zum nächsten Wegpunkt weitergeflogen. Im Falle von einem Sinkflugleg wird die Höhe zunächst konstant gehalten. Der Beginn des Sinkflugs (TOD, engl: Top Of Descent) wird so gewählt, dass die Zielhöhe sich kurz vor dem Erreichen des Umschaltpunkts zum nächsten Verbindungsbogen einstellt. Ohne Vorgabe der Vertikalgeschwindigkeit (Wert von 0) wird die passende Vertikalgeschwindigkeit vom Bahnplaner für das gesamte Leg so berechnet, dass die Zielhöhe sich kurz vor dem Erreichen des Umschaltpunkts zum nächsten Verbindungsbogen einstellt. Das oben beschriebene Prinzip der vertikalen Führung zwischen zwei Wegpunkten ist in der Abbildung 5.69 zu sehen.

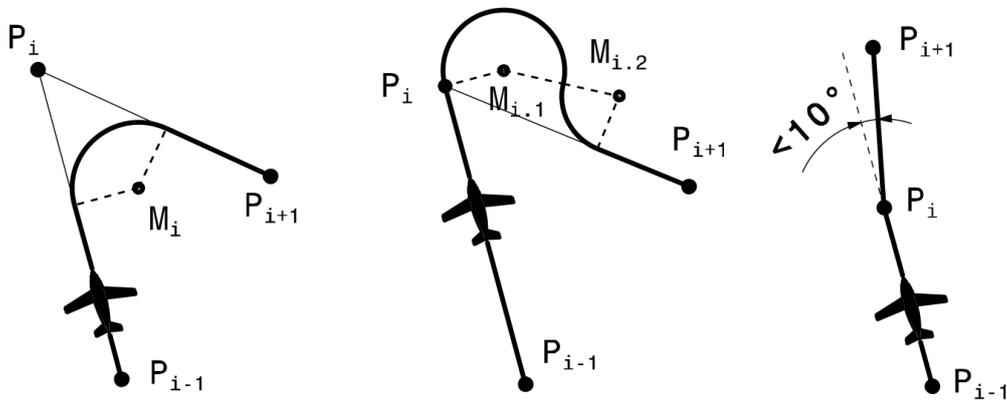


Abbildung 5.68: Horizontale Bahndefinition aus Stützpunkten

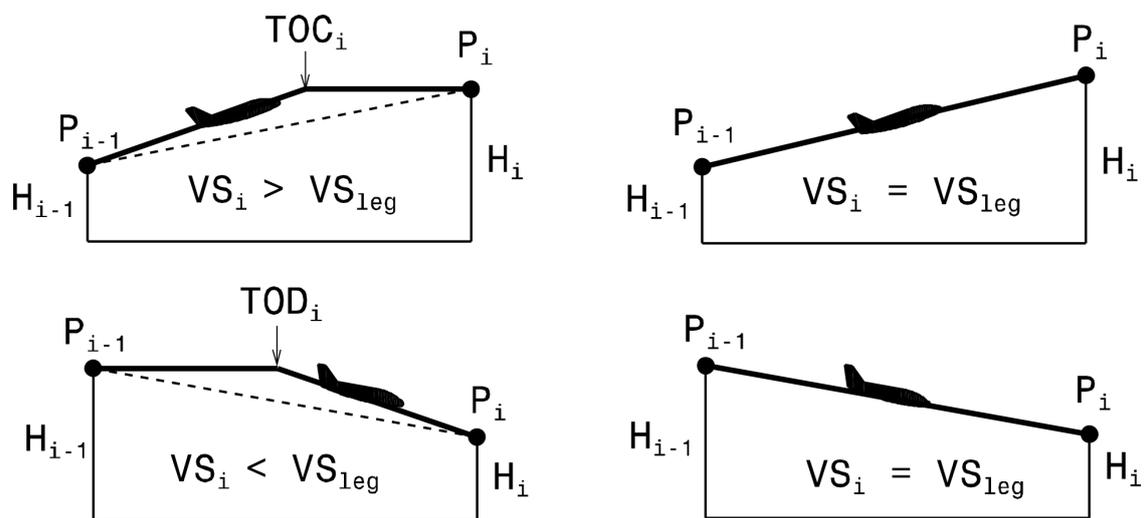


Abbildung 5.69: Vertikale Bahndefinition aus Stützpunkten

Die Aufgabe des Bahnreglers ist die Generierung der Vorgaben für den Flugzustandsregler und die Missionsablaufsteuerung. Abhängig von der aktuellen Flugphase und Position werden Reglermodi sowie Sollazimut und bei Kursänderungsmanövern die einzuhaltende Gierrate für die horizontale Bahnführung sowie der Nickwinkel für die vertikale Bahnführung vorgegeben. Darüber hinaus wird eine Geschwindigkeitsvorgabe generiert. Bei Beginn des Startlaufs wird die kommandierte Geschwindigkeit von -3 m/s auf die vom Bahnplaner vorgegebene Geschwindigkeit gesetzt, während für den Nickwinkel bis zum Erreichen der Rotationsgeschwindigkeit ein Wert -1° vorgegeben wird. Zur Regelung der seitlichen Ablage wird an den Flugzustandsregler der Sollazimut vorgegeben. Beim Erreichen der Rotationsgeschwindigkeit wird der Nickwinkel auf einen Initialwert erhöht. Anschließend wird die Geschwindigkeit mittels Nickwinkelvorgabe bis zur Sicherheitshöhe auf dem voreingestellten Wert gehalten. Dabei wird vom Flugzustandsregler der maximale Schub kommandiert, weil die Geschwindigkeitsvorgabe der Schubregelung deutlich höher ist. Anschließend wird über die Vorgabe des Nickwinkels die eingestellte Vertikalgeschwindigkeit geregelt. Beim Fliegen

der Geradensegmente wird zum Egalisieren der seitlichen Ablage der Azimut vorgegeben. Dabei wird der vom Windschätzer ermittelte Wind berücksichtigt und entsprechend vorgesteuert. Die Windschätzung basiert auf dem Vergleich des Azimuts mit dem des Bahnazimut sowie der Aerodynamischen Geschwindigkeit mit der Geschwindigkeit über Grund. Beim geschwindigkeitsabhängigen Abstand zum Umschaltpunkts von Geradensegment zu Verbindungskreissegment erfolgt ein Kursänderungsmanöver. Dieser Abstand berücksichtigt die Zeitkonstante zum Aufbau vom Hängewinkel. Bei der Reisefluggeschwindigkeit beträgt der Abstand daher etwa 300 m. Während des Manövers wird mit der vorgegebenen Gierrate auf den Azimut des nächsten Geradensegments unter Berücksichtigung des windbedingten Vorhaltewinkels gekurvt. Das gesamte Kursänderungsmanöver erfolgt durch den Flugzustandsregler nach dem zuvor beschriebenen Prinzip. Anschließend wird die sich während des Kurvenflugs zum Beispiel durch den Windeinfluss aufgebaute seitliche Ablage von der Sollbahn durch den Bahnregler eliminiert. Nach dem beschriebenen Prinzip wird die gesamte vom Bahnplaner vorgegebene Bahn abgeflogen. Beim Erreichen des Aufsetzpunktes erfolgt die Aktivierung des Abfangmanövers und die Umschaltung des Flugzustandreglers in den Bodenrollmodus. Der Abfangregler basiert im Grunde auf einer höhenabhängigen Vorsteuerung und PD-Regelung des Nickwinkels und der Geschwindigkeit. Nach dem Aufsetzen wird ein Nickwinkel von -1° kommandiert und die Geschwindigkeitsvorgabe auf -3m/s gesetzt, sodass der Zustandsregler, der sich bereits im Bodenrollmodus befindet, durch die Wegnahme des Schubs und durch den Bremseneinsatz das SAT zum Halten bringt.

5.3.3 Luftraumintegration

Im Rahmen der Arbeiten zum Hauptarbeitspaket 3.3 Luftraumintegration galt das Hauptaugenmerk der Erarbeitung eines tragbaren Kollisionsvermeidungskonzeptes für einen sicheren Betrieb des SAT im gemeinsam genutzten Luftraum. Für ein tragfähiges Konzept der Kollisionsvermeidung wurde zunächst eine Analyse der technischen Möglichkeiten und der vorhandenen Einschränkungen von verfügbaren Systemen zur kooperativen und nichtkooperativen Kollisionsdetektion durchgeführt. Darüber hinaus wurden auch die sich noch in Entwicklung befindenden radarbasierenden Systeme für eine passive Detektion betrachtet. Zudem wurden die geltenden beziehungsweise in naher Zukunft geplanten rechtlichen Vorgaben geprüft. Letzteres erlaubt Rückschlüsse darauf, welche Systeme in den verschiedenen Lufträumen für die Luftraumnutzer bereits vorgeschrieben sind oder es in naher Zukunft sein werden. Als Ziel galt es, die Lufträume mit verpflichtender Nutzung geeigneter Kollisionsvermeidungssysteme für alle Nutzer zu identifizieren. Dadurch kann beim Betrieb die Missionsplanung so angepasst werden, dass die Aufenthaltsdauer in einem solchen Luftraum maximiert wird. Gleichzeitig sollten die Phasen des Aufenthalts in den Lufträumen ohne verpflichtende Nutzung von zuverlässigen kooperativen Kollisionsvermeidungssystemen so kurz wie möglich gehalten werden. Zudem wurden ausgehend von den Ergebnissen die Ausweichroutinen bei drohender Kollision erarbeitet. Die wichtigsten Ergebnisse der technischen Analyse von verfügbaren Systemen sind insbesondere die zu erwartenden Detektionswahrscheinlichkeiten in Abhängigkeit der Annäherungsbedingungen sowie mögliche Einschränkungen.

Einige der im Folgenden beschriebenen Systeme basieren auf der Nutzung der SSR (engl.: Secondary Surveillance Radar) Transpondertechnologie. Einen gängigen Standard stellen die Mode-C bzw. Mode-S Transponder dar. Allerdings wird die Mode-C Technik in vielen Ländern zugunsten von Mode-S abgeschafft, sodass hier ausschließlich der Mode-S Standard betrachtet wird. Ein Mode-S Transponder sendet bei einer aktiven Abfrage (Triggern) eine Antwortnachricht mit Angabe der barometrisch ermittelten Höhe sowie eine dem Luftfahrzeug einmalig zugeordnete Kennung. Die Abfrage kann durch einen bodengebundenen Sekundärradar oder durch aktive Kollisionsvermeidungssysteme von anderen Luftverkehrsteilnehmern erfolgen. Die eigene Position wird jedoch nicht mitgeteilt. Die Position eines antwortenden Transponders relativ zur abfragenden Station kann ausschließlich über die Laufzeitmessung und die Peilung ermittelt werden. Eine Ausrüstung ist aus luftrechtlicher Sicht nicht grundsätzlich für alle Luftraumnutzer vorgeschrieben. Das Fehlen eines Transponders bringt jedoch gravierende Einschränkungen beim Betrieb von Luftfahrzeugen im europäischen Luftraum mit sich. So müssen Luftfahrzeuge bei Flügen nach Instrumentenflugregeln grundsätzlich über einen SSR-Transponder verfügen. Nach der von der DFS veröffentlichten NfL 1-1011-17 [6] ist der Transponder auch bei Flügen nach Sichtflugregeln über dem Gebiet der BRD in bestimmten Situationen zu aktivieren, und zwar oberhalb von 5000 Fuß über dem Meeresspiegel oder oberhalb von 3500 Fuß über dem Grund (die größere absolute Höhe gilt) sowie in TMZ-Lufträumen (engl.: Transponder Mandatory Zone). Außerdem hat sich bei vielen Flugzeugbetreibern die Erkenntnis durchgesetzt, dass eine Ausrüstung mit einem Transponder mit Rücksicht auf die eigene Sicherheit sehr sinnvoll ist. Denn immer mehr Flugzeuge haben auf Transpondersignalen basierende Kollisionswarnsysteme. Daher sind heute praktisch alle motorgetriebene Flächenflugzeuge, Drehflügler, ultraleichte Luftsportgeräte sowie manche Segelflugzeuge mit einem SSR-Transponder ausgerüstet. Neben der nationalen Regelung existieren auch europäische Vorgaben zur Transpondernutzung. Mit der Verordnung VO (EU) Nr. 2016/1185 wurde im Abschnitt SERA.13001 [22] der Betrieb eines Transponders geregelt. Die europäischen Vorgaben verlangen bei einem an Bord vorhandenen Transponder diesen während des Flugs durchgängig zu betreiben, und zwar auch in Lufträumen, in denen nationale Regelungen keinen Transponder vorschreiben.

Eine Standardlösung zur Kollisionsvermeidung in der kommerziellen Großluftfahrt ist das TCAS (engl.: Traffic Alert and Collision Avoidance System). Dieses System ist unabhängig sowohl von einer Bodeninfrastruktur als auch von Satellitennavigationssystemen. Zur Bestimmung der Relativposition sowie der Höhendifferenz fragt das TCAS System aktiv die bei den anderen Luftraumteilnehmern verbauten SSR-Transponder ab. Eine Abfrage durch einen bodengebundenen Radar ist nicht erforderlich. Dieser Umstand führt dazu, dass das TCAS auch in Gebieten mit fehlender Radarabdeckung eingesetzt werden kann. Eine Konfliktdetektion wird jedoch ausschließlich bei kooperativen Partnern mit einem eingeschalteten Mode C/S Transponder möglich. Die Detektionsreichweite ist aufgrund der relativ hohen Sendeleistung des Transponders ausreichend groß (40-70 km), sodass hier keine Einschränkungen zu erwarten sind. Die Ausrüstung mit TCAS ist in den meisten Ländern für alle Flugzeuge mit einer Abflugmasse von mehr als 5,7 Tonnen vorgeschrieben. Je nach Konstellation werden von TCAS ausschließlich Verkehrshinweise (Traffic Advisories, TA) rausgegeben oder zusätzlich Ausweichempfehlungen (Resolution Advisories, RA) berechnet. Während die TA nur die Entfernung, Richtung und Höhendifferenz zum eigenen Luftfahrzeug bein-

halten, wird bei den RAs vertikales Ausweichen durch die Vorgabe eines Steig- bzw. Sinkflugprofils für beide Kollisionspartner ermöglicht. RAs können jedoch nur dann erfolgen, wenn beide im Konflikt stehenden Luftfahrzeuge mit einem TCAS ausgerüstet sind. Laterale Ausweichempfehlungen durch Kursänderungen werden vom System grundsätzlich nicht berechnet.

Ein deutlich günstigeres System, welches über die letzten Jahre eine steigende Verbreitung erfährt, ist das ADS-B (engl.: Automatic Dependent Surveillance-Broadcast). Die Basis des Systems ist das abfrageunabhängige Aussenden der eigenen mittels GNSS ermittelten Position und Höhe in Kombination mit einer dem Luftfahrzeug einmalig zugeordneten Kennung. Das Aussenden erfolgt periodisch durch ein ADS-B-OUT tauglichen Mode-S Transponder auf der von den SSR-Transpondern genutzten Frequenz von 1090 MHz und zwar unabhängig von einer externen Abfrage. Im nordamerikanischen Raum wird zusätzlich die Frequenz von 978 MHz genutzt. Die Vorgabe der FAA ist hierbei eine Nutzung von 987 MHz bei Flügen unterhalb von 18.000 Fuß (5.500 m). Auf diese Weise soll eine Überlastung der 1090 MHz Frequenz in Lufträumen mit sehr hoher Luftfahrzeugdichte vermieden werden. Aufgrund der hohen Sendeleistung des Transponders (130 bis 250 Watt) sind die ausgestrahlten ADS-B Nachrichten selbst mit sehr einfachen und günstigen Empfängern in einer ausreichend großen Entfernung empfangbar. Eine Einschränkung durch eine zu geringe Reichweite kann somit ausgeschlossen werden. Zwar ist das ADS-B System auf einen GNSS-Empfänger zur Ermittlung der eigenen Position angewiesen, jedoch ist die GNSS-Abdeckung in den in Frage kommenden Einsatzgebieten sehr zuverlässig und dank der Möglichkeit der Nutzung mehrerer Anbieter (GPS, Galileo, Glonass) auch redundant vorhanden. Ähnlich wie beim TCAS wird die Ausrüstung von Luftfahrzeugen mit einem ADS-B-OUT tauglichen Transponder inzwischen in vielen Staaten vorgeschrieben. So schreibt die EU mit der Verordnung VO (EU) 1207/2011 [21] das Senden der ADS-B Nachrichten für alle Luftfahrzeuge mit einer Abflugmasse ab 5.7 Tonnen im Einflussgebiet der EASA vor. In der USA schreibt die FAA mit den Verordnungen 14 CFR 91.225 und 14 CFR 91.227 das Senden der ADS-B Nachrichten für sämtliche Luftfahrzeuge unabhängig von der Abflugmasse in allen kontrollierten Lufträumen vor.

Ein weiteres in der allgemeinen Luftfahrt etabliertes System, welches ebenfalls unter einigen Einschränkungen zur Kollisionsvermeidung genutzt werden kann, ist ein passiver TCAS. Dabei erfolgt keine aktive Abfrage von SSR-Transpondern. Stattdessen wartet das passive TCAS auf Transponder-Antworten, die aufgrund von Abfragen durch bodengebundene Sekundärradaranlagen oder TCAS-Geräten an Bord anderer Flugzeuge gesendet werden. Diese Antwortsignale können mit einem einfach aufgebauten und günstigen Mehrantennenempfänger ausgewertet werden. Es wird dabei die relative Peilung und anhand der Signalstärke die ungefähre Entfernung zum Absender der Antwortnachricht abgeschätzt. Die Positionsabschätzung ist deutlich ungenauer, als bei den oben vorgestellten Systemen, kann daher nur bedingt für ein gesteuertes laterales Ausweichmanöver verwendet werden. Vielmehr wird ein relativ großer Sektor ermittelt der grundsätzlich zu meiden ist. Durch die Auswertung der exakten Höhenangabe im Antwortsignal kann allerdings der relative Höhenunterschied festgestellt werden. Ein vertikales Ausweichen durch gezieltes Einleiten eines Sink- bzw. Steigflugs kann daher immer erfolgen. Eine weitere Einschränkung ist die Tatsache, dass ein Transponder nur dann ein Antwortsignal sendet, wenn dieser durch ein Sekundärradar

oder durch ein TCAS abgefragt wird. Es ist jedoch davon auszugehen, dass solche Abfragen im mitteleuropäischen Raum mit einer ausreichenden Frequenz erfolgen. Der Grund dafür ist eine hohe Abdeckung durch die Sekundärradaranlagen der Flugsicherung beziehungsweise eine relativ hohe Dichte an mit TCAS ausgerüsteten Luftfahrzeugen.

Ein vor allem bei Segelflugzeugen und Ultraleichtflugzeugen weit verbreitetes Kollisionsvermeidungssystem ist das FLARM (engl.: „Flight aLARM,,). Anstoß zur Entwicklung gaben mehrere tödliche Kollisionen zwischen Segelflugzeugen und die Erkenntnis, dass eine lückenlose visuelle Luftraumüberwachung grundsätzlich nicht möglich ist. FLARM-Geräte sind vor allem bei Segelflugzeugen innerhalb weniger Jahre zum Quasi-Standard geworden. Laut Hersteller waren bereits Ende 2012 allein in Europa über 22.000 Geräte im Einsatz, davon mehr als 9000 in Deutschland. Im Jahr 2020 überstieg die Anzahl installierte FLARM-Systeme bereits die Marke von 50.000 Einheiten. Dabei stammen etwa die Hälfte dieser Geräte direkt vom Hersteller FLARM, die restlichen von Drittherstellern, welche kompatible Geräte in Lizenz herstellen. Ein FLARM-System beinhaltet eine zentrale Recheneinheit mit Schnittstellen zur Anbindung an das Userinterface, einen GNSS-Empfänger und ein digitales Funkmodul. Die aktuelle Position des Geräts wird verschlüsselt an andere sich im Empfangsbereich befindlichen FLARMS übermittelt. Die Datenübertragung erfolgt auf einem ISM-Band (engl.: Industrial, Scientific and Medical) in Europa auf einer Frequenz von 868 MHz. Die Frequenzen des ISM-Bandes können zwar lizenzfrei und meist genehmigungsfrei genutzt werden, erlauben dafür allerdings eine begrenzte Sendeleistung (25mW).

Die Detektionsreichweite von FLARM ist bedingt durch die relativ niedrige Sendeleistung deutlich reduziert im Vergleich mit den auf SSR-Transponder basierenden Kollisionsvermeidungssystemen. Zu Beginn der Etablierung der Technologie konnten außerdem noch keine Festinstallationen von FLARM-Antennen und FLARM-Equipment an zertifizierten Luftfahrzeugen vorgenommen werden. Dieser Umstand sorgte dafür, dass FLARM Geräte zur Markteinführung im Jahr 2004 ausschließlich in Segelflugzeugen, Segeldrachen und Gleitschirmen, oft als portable Lösungen mit intern angebrachten Antennen, eingesetzt wurden. Hier war die geringe Detektionsreichweite allerdings von keiner großen Bedeutung, weil antriebslose Fluggeräte sich oft sehr nah zueinander in einem kleinen Thermikspot aufhalten. Durch eine deutliche Reduktion von Kollisionen oder beinahe Kollisionsereignisse im Segelflug erkannte die EASA den enormen Nutzen von Geräten zur Annäherungswarnung. Im Jahr 2019 erscheinen die vereinfachten Zertifizierungsrichtlinien zur Installation der auf FLARM-Technologie basierender Systeme (CS-SC051c - Installation of 'FLARM' equipment) [17]. Damit ist ein Festeinbau mit außerhalb der Zelle angebrachten Antennen an zertifizierten Luftfahrzeugen möglich geworden, ohne dass jeder Einbau einzeln in einem kostspieligen Prozess zertifiziert werden muss. Stattdessen wird der Einbau vom Eigentümer oder einer sachkundigen Person durchgeführt und anschließend die Lufttüchtigkeit vom freigabeberechtigten Personal bescheinigt. Dies kann auch im Rahmen einer vorgeschriebenen Jahresnachprüfung erfolgen, sodass hier keine nennenswerten Zusatzkosten für den Betreiber entstehen.

Die oben vorgebrachten Umstände sorgen dafür, dass auf FLARM-Technologie basierende Systeme inzwischen nicht nur im Segelflugzeugen, sondern zunehmend auch in motorgetriebenen Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt und in Hubschraubern eingerüstet werden. Neben der be-

mannten Luftfahrt wird FLARM auch als Lösung zur Kollisionsvermeidung bei den außerhalb der Sichtweise betriebenen UAS favorisiert. So werden zurzeit verschiedenste kompakte und leichte FLARM-Module für den Einsatz in kleinen UAS (engl.: Unmanned Aircraft Systems) entwickelt und vermarktet. Es kann davon ausgegangen werden, dass FLARM sich auch in der unbemannten Luftfahrt zur Standardlösung entwickeln kann. Die erzielten mittleren Detektionsreichweiten betragen bei der Verwendung einer Außenantenne etwa 10 km. Bei werkseitig verbauten Vierantennensystemen werden teilweise auch Reichweiten von über 20 km erreicht. Zur Analyse der real vorliegenden Reichweiten wurden im Flugbetrieb aufgezeichneten Daten von den im Einsatz befindlichen FLARM-Systemen herangezogen. In der Abbildung 5.70 ist beispielhaft eine Reichweitenanalyse auf Basis von Daten einer FLARM-Installation in einer Cessna 172 mit zwei Antennen dargestellt. Eine Außenantenne oben am Rumpf (braun in der Abbildung) und eine an der Cockpitscheibe angebrachte innenliegende Antenne (blau in der Abbildung).

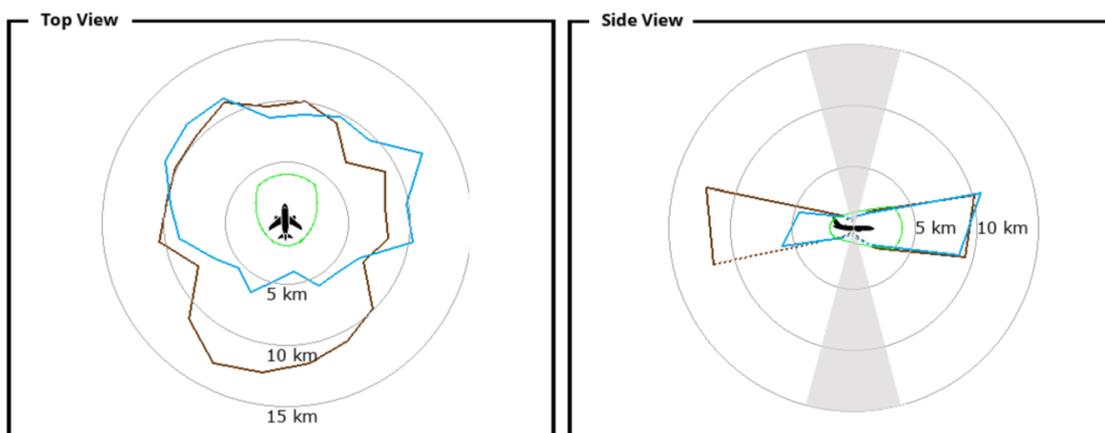


Abbildung 5.70: Detektionsreichweitenanalyse eines FLARM-Systems verbaut in einer Cessna C172

Heute existieren relativ günstige und leicht integrierbare Systeme für die allgemeine Luftfahrt, welche einen passiven TCAD, einen ADS-B Empfänger und einen FLARM Empfänger in einer Einheit zusammenfassen und die empfangenen Positions-, Höhen- oder Entfernungsangaben über ein digitales Interface bereitstellen. Neben FLARM existieren weitere vom Funktionsprinzip ähnliche Lösungen. Dabei handelt es sich oft um Opensource-Projekte, die jedoch bisher keine große Verbreitung im gesamteuropäischen Raum gefunden haben.

Die bisher beschriebenen Systeme dienen ausschließlich der kooperativen Kollisionsvermeidung in der Luft. In einigen Fällen kann es jedoch vorkommen, dass ein Luftfahrzeug nicht über entsprechende Ausrüstung verfügt. Auch solche Konstellationen müssen im Kollisionsvermeidungskonzept beachtet werden. Bei nicht kooperativer Kollisionsvermeidung können zwei unterschiedliche Ansätze genutzt werden. Ein naheliegender Lösungsansatz ist die Nutzung eines bordeigenen Systems zur Detektion nicht kooperativer Luftraumnutzer. Dabei können RADAR-basierende sowie optische Systeme zum Einsatz kommen. Weil klassische Impulsradare sehr komplex und teuer sind,

eignen sich für den Einbau in ein Kleinflugzeug vor allem Dauerstrichradarsysteme oder AESA-Radarsysteme (engl.: Active Electronically Scanned Array). Gegenüber klassischen Radarsystemen sind die letztgenannten Systeme mechanisch simpler aufgebaut. Sie benötigt weder Stellmotoren, um die Radarkeule zu schwenken, noch Scharniere oder andere störanfällige Teile. Das Active Electronically Scanned Array, auch bekannt als Aktives Phased-Array-Radar, ist ein Radar-System mit aktiver elektronischer Strahlschwenkung. Seine Funktion basiert auf vielen einzelnen, kleinen Sende-/Empfangsmodulen. Das sorgt neben dem einfachen Aufbau für eine signifikante Erhöhung der Verlässlichkeit. Bis zu 15 % der AESA-Module können ausfallen, ohne die Detektion merklich zu beeinträchtigen. Ein AESA-System konnte erfolgreich als Kollisionsvermeidungs-Radar im Flug getestet werden. Die Tests fanden im Auftrag des Bundesamtes für Ausrüstung, Informationstechnik und Nutzung der Bundeswehr (BAAINBw) und in enger Zusammenarbeit mit dem Zentrum für Luft- und Raumfahrt statt. Bei zahlreichen Testflügen detektierte das in einem DLR-Flugzeug des Typs Do 228 eingerüstete Radar zuverlässig die jeweils aus unterschiedlichen Höhen und Winkeln anfliegende Intruder [97]. Die Verwendung eines AESA-Radarsystems ist bei klassischen einmotorigen Flugzeugkonfigurationen mit einem Triebwerk im vorderen Rumpfbereich nicht ohne eine Konstruktionsänderung möglich. Zur Unterbringung des relativ großen Radarsensors müsste eine zusätzliche Gondel zum Beispiel unter der Tragfläche vorhanden sein.

Eine Neuentwicklung bei der nichtkooperativen Kollisionsvermeidung ist ein von Iris Automation und Becker Avionics entwickeltes System, welches in der Lage ist mit Hilfe von Videokameras Objekte im Luftraum zu identifizieren. Das System soll als sogenanntes Detect and Alert System für die allgemeine Luftfahrt verfügbar gemacht und vermarktet werden. Das von Iris Automation ursprünglich für Drohnenbetrieb außerhalb der Sichtweite des Bedieners entwickelte Kollisionsvermeidungssystem soll in das von Becker Avionics angebotene DAMU6500 (Digital Audio Management Unit) integriert werden. Die zum Einsatz kommende optische Erkennung mit Kameras ist nicht auf die Kooperation des Konfliktverkehrs angewiesen. Die eingesetzte passive Sensorelektronik ist zudem Massenware und dadurch nicht teuer in der Anschaffung. Ein solches System kann daher in Zukunftsperspektive einen preisgünstigen zusätzlichen Kollisionsschutz sowohl in der konventionellen als auch in der autonomen Luftfahrt bieten. Unbekannt sind bisher jedoch die Auswirkungen der meteorologischen Sichtverhältnisse auf die Detektionsreichweite des optischen Systems.

Eine weitere Möglichkeit zur nicht kooperativen Kollisionsvermeidung stellt die Verwendung bodengebundener Infrastruktur dar. Dabei können durch die Primärradaranlagen der Flugsicherung erfasste Luftraumnutzer über einen Datenlink an das SAT übermittelt werden. Alternativ können bodengebundenen Sendestationen eine fiktive ASD-B Nachricht senden, deren Positionsangaben aus den Daten des Primärradars ermittelt wurden. Für einen ADS-B Empfänger ist am Ende nicht feststellbar, ob die ADS-B Nachricht vom anderen Luftraumnutzer direkt oder von einer Bodenstation stammte. Ein solches System namens TIS-B (engl.: Traffic Information Services – Broadcast) wird zurzeit in den USA erprobt.

Als System zur Hindernisdetektion während der Bodenrollphase eignen sich vor allem das LIDAR (engl.: Light Detection And Ranging) oder ein Dauerstrichradar. Beide Systeme kommen

zunehmend durch die Verbreitung von Fahrerassistenzsystemen in der Automobilindustrie zur Anwendung. Bei den LIDAR-Systemen wird typischerweise ein Laserstrahl horizontal abgelenkt um eine Hinderniserkennung durch reflektiertes Signal in einem großen Winkelfeld zu ermöglichen. Ein Dauerstrichradar sendet eine hochfrequente elektromagnetische Welle aus, welche beim Auftreffen auf eine reflektierende Oberfläche als Echosignal zum Sender zurückgeworfen wird. Aus den Eigenschaften des Echosignals kann auf die Entfernung zum Objekt geschlossen werden. Die Entfernung wird dabei über die Messung der Frequenzverschiebung des gesendeten und des empfangenen Signals bestimmt. Durch zwei seitlich versetzt angeordnete Empfangsantennen lässt sich aus dem Unterschied der gemessenen Entfernungen die relative Peilung berechnet werden. Die Messungen werden im Radarmodul vorverarbeitet und über ein Interface bereitgestellt. Der Nachteil der beiden Systeme ist eine relativ geringe Detektionsreichweite, welche die Benutzung ausschließlich auf die Rollphase einschränkt.

Eine Sensoranordnung für die Detektion von Bodenhindernissen wird zum gegenwärtigen Zeitpunkt bereits von einigen Herstellern entwickelt. So hat beispielsweise Xwing, ein Unternehmen aus den USA, bereits mehrere autonome Flüge mit einer umgerüsteten Cessna 208B in enger Kooperation mit US Luftfahrtbehörde FAA absolviert [3]. Ziel des Unternehmens ist unter anderem die Entwicklung und Vermarktung von Flugführungs- und Detect-and-Avoid Systemen zur Ausrüstung autonomer Kleinflugzeuge. Die Systeme sollen in naher Zukunft für kommerzielle Güterbeförderung mit autonomen Kleinflugzeugen zertifiziert werden. Vorgesehen ist ein Einsatz in beliebigen Flächenflugzeuge der allgemeinen Luftfahrt. Die Gesamtarchitektur des Sensors des Herstellers Xwing beinhaltet zwei jeweils unterhalb der Tragfläche angebrachte Sensorpakete montiert am Wing-Strut der linken und der rechten Tragfläche. Die aus einem Dauerstrichradarsensor, einem Lidarsensor, drei FLIR-Kameras sowie einer optischen Kamera bestehende Sensoranordnung ist in der Abbildung 5.71 dargestellt.

Ausgehend von der durchgeführten Analyse der vorhandenen Systeme wurde ein Kollisionsvermeidungskonzept erarbeitet und in das vorhandene Flugführungskonzept des SAT integriert. Das TCAS ist aufgrund des sehr hohen Preises für die Verwendung in einem Kleinflugzeug nicht geeignet. Weil deutlich günstigere Systeme zum Teil ähnliche oder bessere Eigenschaften aufweisen, wird TCAS beim erarbeiteten Kollisionsvermeidungskonzept nicht berücksichtigt. Zur kooperativen Detektion soll daher auf ADS-B, FLARM sowie auf den passiven Empfang von Mode-S Transpondersignalen zurückgegriffen werden. Zudem werden die Informationen über nicht kooperative Kollisionspartner ausgewertet. Diese werden sowohl von UTM über ein Datenlink zur Verfügung gestellt, als auch durch eigenen Radarsensor detektiert.

Alle erfassten Luftraumnutzer aus sämtlichen verfügbaren Datenquellen werden zunächst in ein gleiches Format überführt und anschließend gefiltert. Bei jeder Detektion wird geschaut, ob ein zugehöriges Objekt bereits existiert. Für einen bisher unbekanntem Luftverkehrsteilnehmer wird ein neues Objekt erzeugt. Der Zustand des Objektes wird dabei in einem Zustandsvektor gespeichert. Da die voraussichtliche Trajektorie der meisten Objekte nicht bekannt ist, wird diese



Abbildung 5.71: Detect-and-Avoid Sensorpaket von Xwing an einer Cessna C208 [3]

mittels einer Interaktion Multiple Model Kalman-Filterung abgeschätzt. Die Kalman-Filterung ist ein mathematisches Verfahren zur iterativen Schätzung von Systemzuständen auf der Basis von fehlerbehafteten Messungen. Diese dient dazu, nicht direkt messbare Systemgrößen zu schätzen, während die Fehler der Messungen optimal reduziert werden. Dem Filter werden vereinfachte mathematische Modelle als Nebenbedingung hinzugefügt, um dynamische Beziehungen zwischen den Systemgrößen zu berücksichtigen. Bei der hier verwendeten Multimodellfilterung werden zwei verschiedene Systemmodelle zugrunde gelegt. Durch eine Kombination verschiedener Systemmodelle lässt sich die Dynamik eines Objektes noch besser abschätzen. Ein Modell beschreibt dabei eine geradlinige Bewegung mit konstanter Geschwindigkeit (CV, engl.: Constant Velocity). Ein weiteres Modell bildet einen Kurvenflug mit konstanter Änderungsrate des Bahnazimuts (CT, engl.: Constant Turn) ab. Ein Iterationsschritt der Filterung ist in der Abbildung 5.72 zu sehen. Nach der Filterung werden die Zustandsvektoren, die prädizierte Bahnen und die stochastische Unsicherheit der Bewegungsprädiktion an die Konflikterkennung übergeben. Die eigentliche Kollisionserkennung erfolgt anschließend nach dem folgenden Prinzip. In jedem Überprüfungsschritt (1 Hz) wird beginnend bei der aktuellen Position des Fluggeräts für jede Sekunde des festgelegten Betrachtungszeitraumes sowohl die Position des SAT, als auch die mittels Multimodellfilterung geschätzte Position und Größe aller bewegter virtueller Hindernisse berechnet. Ein virtuelles Hindernis wird lateral als ein Kreis mit Mittelpunkt bei der zum Betrachtungszeitpunkt prädizierte Position der einzelnen Objekte definiert. Der Radius der Kreise wird bei allen Objekten zunächst auf den Minimalwert (z.B. 1,5-fache der Separationsminima) gesetzt und anschließend abhängig von der zeitlichen Entwicklung der stochastischen Unsicherheit vergrößert. Danach wird geprüft, ob in einem der untersuchten Zeitschritte die Position des Fluggeräts innerhalb der Hinderniskreise liegt. Die Länge des Betrachtungszeitraumes kann prinzipiell beliebig lang gewählt werden, jedoch

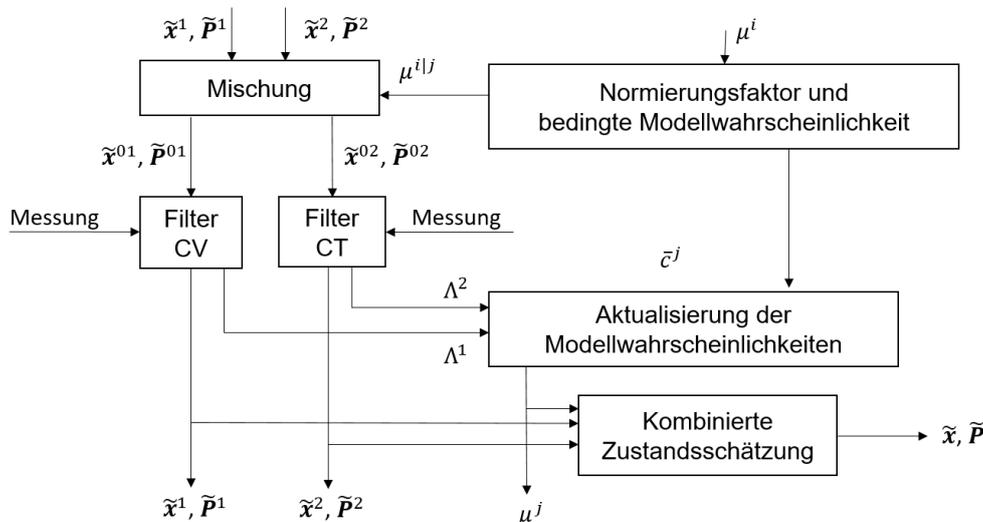


Abbildung 5.72: Iterationsschritt der Multiple Model Kalman-Filterung

macht ein zu langer Betrachtungszeitraum wenig Sinn, da die Prädiktionen mit steigender Länge zunehmend fehlerhaft werden. Berücksichtigt werden ausschließlich Hindernisse, die aufgrund ihrer Höhe für die Bahnplanung relevant sind. Für jedes Hindernis wird geprüft, ob der Höhenband aus dessen Höhe ergänzt um einen Sicherheitszuschlag jeweils nach oben und nach unten sich mit dem Höhenband aus der aktuellen Planungshöhe ergänzt um einen Sicherheitszuschlag überschneidet. Sobald die in die horizontale Ebene projizierte 2D-Weglänge zwischen dem erwarteten Kollisionspunkt und dem Fluggerät sich einem definierten Wert nähert, wird ein lokale Bahnplaner getriggert eine Ausweichbahn zu finden. Dieser Wert ist so gesetzt, dass mit dem vorgegebenen Kurvenradius immer sicher ausgewichen werden kann.

Die Ausweichbahn wird je nach Komplexität der Konstellation entweder direkt durch das Legen von Dubinspfaden durch einen eingefügten Planungspunkt bestimmt oder auf der Basis des am Institut für Flugsystemdynamik entwickelten Wavefront Algorithmus berechnet. Beim Wavefront Algorithmus handelt es sich um einen Bahnplanungsalgorithmus, der bei gegebenen Hindernissen eine kollisionsfreie Bahn zwischen einem Startpunkt und einem Zielpunkt generieren kann. Auf eine detaillierte Beschreibung des Algorithmus wird an dieser Stelle aus Platzgründen verzichtet. Zur Validierung des lokalen Bahnplaners wurden Monte-Carlo-Simulationen mit verschiedenen Konstellationen von Intrudern durchgeführt.

5.3.4 Simulative Nachweisführung

Das Flugführungs- und Missionssteuerungskonzeptes sollte im Rahmen des Teilarbeitspakets 3.4 mittels simulativer Nachweisführung validiert werden. Dazu wurde eine Echtzeitsimulationsumgebung konzeptioniert. Diese Umgebung beinhaltet neben der eigentlichen Simulation der Regelstrecke und des Reglers eine Schnittstelle für den Bediener, eine 3D Visualisierungsumgebung sowie eine Bodenstation zur Missionsüberwachung und Steuerung. Ein Nutzerinterface ist auf einer Be-

wegungsplattform mit 6 Freiheitsgraden aufgebaut. Die 3D-Visualisierungsumgebung nutzt Hochleistungsrechner zur Berechnung der Szeneriedarstellung. Dazu wurde eine Schnittstelle zwischen Simulink und der Visualisierung implementiert. Die Kommunikationsprotokolle lassen sich für eine Anbindung von beliebig vielen Rechnern zur Berechnung der Szeneriedarstellung erweitern. Damit lässt sich das Sichtfeld modular vergrößern. Es kann sowohl eine Ansicht aus dem Cockpit des SAT, als auch eine Außenansicht aus der Verfolgerperspektive generiert werden. Die Visualisierung beinhaltet ein Geländemodell, welches auf frei verfügbaren SRTM-Daten der Shuttle Radar Topography Mission basiert. Die Genauigkeit der Höhenstützpunkte liegt bei ± 6 m und die Gitterweite variiert je nach Region zwischen 30 m und 90 m. Die in der Visualisierung verwendete Szenerie nutzt die frei verfügbaren Daten von OpenStreetMap zur Darstellung von Straßen, Bahnlinien, Gewässern sowie Siedlungen und Städten. Zudem wird zwischen bewaldeten und landwirtschaftlich genutzten Flächen unterschieden. Besonders signifikant für die Visualisierung der Testmissionen sind jedoch die implementierten Flughäfen und Landeplätze mit den zugehörigen Landebahn- und Rollwegsystemen. Es existiert zudem ein besonders detailliertes Modell des Forschungsflughafens Aachen-Merzbrück, welches vorwiegend für die simulativen Tests genutzt wurde. Für die Außenansicht wird ein 3D-Modell des SAT benötigt. Zur Erzeugung der einzelnen 3D-Objekte des Modells wurden im Rahmen des Projekts unterstützende Tools entwickelt. Dabei können die xml-Datensätze der Flugzeugkonfigurationen aus der MICADO Umgebung des Instituts für Luft- und Raumfahrtssysteme importiert und verarbeitet werden.

Im Rahmen des Projekts wurde für die Simulationsumgebung eine Bewegungsplattform mit 6 Freiheitsgraden konzeptioniert, ausgelegt und gebaut. Die 6DOF-Plattform kann wahlweise mit einem oder zwei Bediensitzen und den erforderlichen Mensch-Maschine Schnittstellen ausgestattet werden. Das erlaubt eine Steigerung der Simulationsgüte während der Echtzeitsimulationen. Die Steigerung der Simulationsgüte wird dabei durch die Nachahmung der auf die Insassen während der Flugmission einwirkenden Vibrationen und Beschleunigungen bewerkstelligt. Bei der Entwicklung der Plattform wurde im ersten Schritt der Vorauslegung die Gleichungen der inversen Kinematik der Plattform ermittelt. Hierzu wurde ein Set von Gleichungen zur geschlossenen analytischen Bestimmung der einzelnen Gelenkwinkel der sechs Aktoren anhand der vorgegebenen Position und Orientierung des beweglichen Teils der Plattform hergeleitet. Basierend auf den Gleichungen wurde eine Simulation der Kinematik mit einer rudimentären 3D-Visualisierung erstellt. Die Simulation erlaubt flexible Vorgabe geometrischer Parameter. Hierzu gehören insbesondere die Positionen und die Orientierungen der einzelnen Aktoren, die relativen Positionen der Gelenke am beweglichen Teil der Plattform sowie die Längen der Verbindungsgestänge. Wie in der Abbildung 5.73 zu sehen ist, können die Simulationsergebnisse als Drahtgittermodell visualisiert werden.

Durch eine iterative Variation der Geometrie konnte schließlich ein optimales Parameterset gefunden werden, sodass die Plattform bei vorgegebenen Anforderungen möglichst kompakte Abmessungen aufweist. Darüber hinaus wurden die Anforderungen an die Antriebsleistung der sechs Aktoren der Plattform ermittelt. Ausgehend von den Ergebnissen der Vorauslegung wurden die

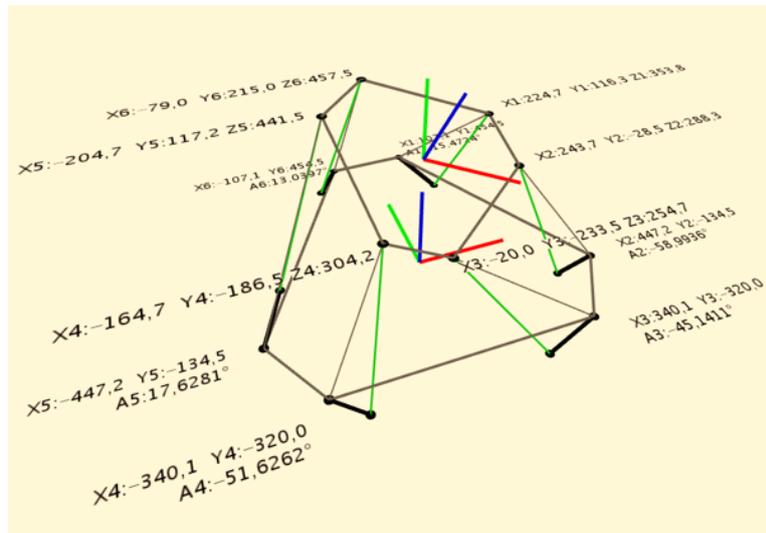


Abbildung 5.73: Simulation zur Vorauslegung der Bewegungsplattform

erforderlichen Hauptkomponenten ausgelegt. Hierbei handelt es sich insbesondere um die Servoantriebe und die Untersetzungsgetriebe der Aktoren sowie um die zur Ansteuerung erforderlichen Leistungsendstufen. Als Basis für den Aufbau des Rahmengestells wurde ein Baukastensystem bestehend aus verschiedenen Aluminiumprofilen und passenden Verbindungselementen gewählt. Für die Konstruktion und detaillierte Auslegung wurde die CAD-Umgebung CATIA (Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application) verwendet. Der Konstruktionsprozess in CATIA umfasste zunächst die Erstellung der dreidimensionalen Modelle sämtlicher Komponenten und Baugruppen. Die belasteten Komponenten wurden in einem iterativen Prozess ausgelegt. Hierbei wurden die Dimensionen der tragenden Querschnitte zunächst mit semiempirischen Formeln abgeschätzt. Anschließend wurden die Sicherheitsfaktoren für das Versagen in Folge der Belastung und Materialermüdung bestimmt. Die Querschnitte wurden beim Vorliegen einer Abweichung von gewünschten Ergebnissen angepasst und die Festigkeitsanalysen wiederholt. Als Analysemethoden wurden sowohl konventionelle Festigkeitsnachweise durch das Ermitteln der Vergleichsspannung als auch FEM-Analysen eingesetzt. Die fertig dimensionierten Komponenten wurden anschließend durch parametrisch-assoziatives Zusammenfügen zu der Gesamtbaugruppe zusammengesetzt. Die einzelnen Geometrieparameter wurden hierbei aus der zuvor beschriebenen Simulation der Bewegungsplattform übernommen. Das entstandene detaillierte CAD-Modell wurde im Zusatzmodul DMU-Kinematics animiert und auf mögliche Kollisionen der Baugruppen untereinander untersucht. Die Plattform ist modular aufgebaut und besteht aus drei am Boden fixierten Aktoreinheiten mit jeweils zwei Aktoren sowie dem beweglichen Teil. Diese Baugruppen lassen sich für den Transport mit geringem Aufwand voneinander trennen. Die Aufteilung erfolgte so, dass die einzelnen Baugruppen sich mit vier Personen händisch tragen lassen und in den Aufzug des Institutsgebäudes passen.

Neben dem mechanischen Entwurf der Bewegungsplattform wurde die Hardwarearchitektur und die softwareseitige Anbindung an die Simulation entwickelt. Über die funktionalen Systeme hinaus wurden einige Sicherheitseinrichtungen zur Vermeidung von Unfällen integriert. So ist am unteren

Rand des beweglichen Teils über den gesamten Umfang eine Sicherheitskontaktleiste angebracht. Diese Leiste, wie sie üblicherweise bei Toren zur Anwendung kommt, löst bei Berührung mit beliebigen Objekten einen sofortigen Stopp des beweglichen Teils der Plattform aus. Der Bereich um die Plattform wird gegen ein Eindringen von Personen mittels Lichtschrankensystem abgesichert. Die Hardwarearchitektur der Plattform ist in der Abbildung 5.74 zu sehen.

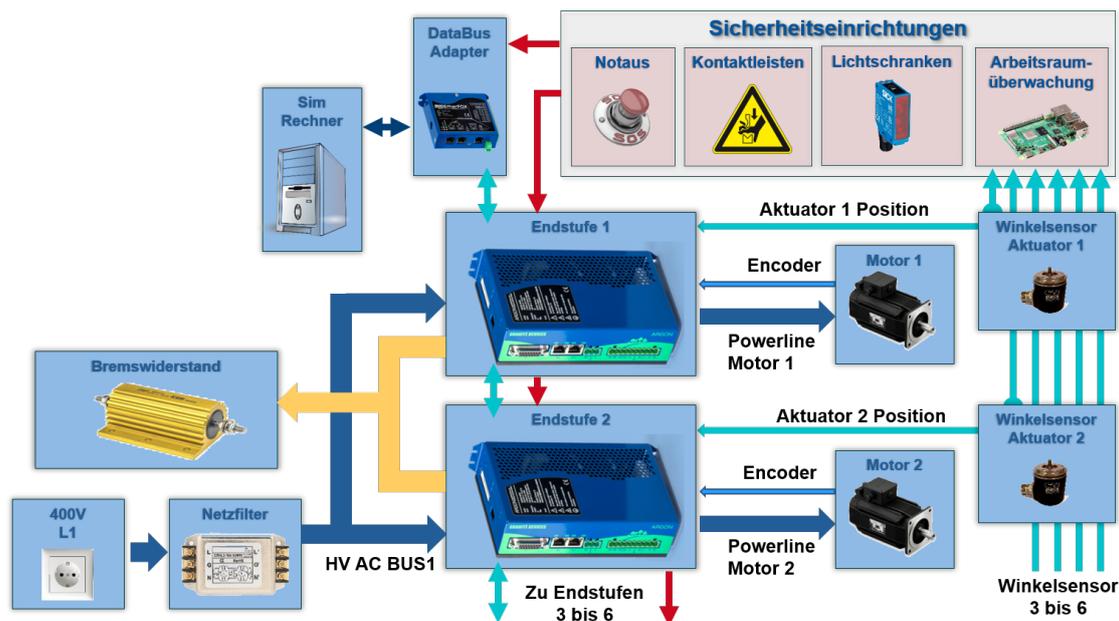


Abbildung 5.74: Hardwarearchitektur der Bewegungsplattform

Basierend auf den Ergebnissen wurden die zugehörigen Zeichnungsätze für die Fertigung und die Montage, die CAM-Datensätze für die CNC-Fertigung der Frästeile sowie Schaltpläne für die elektrische Installation erstellt. Die gebaute Plattform ist in der Abbildung 5.75 zu sehen.

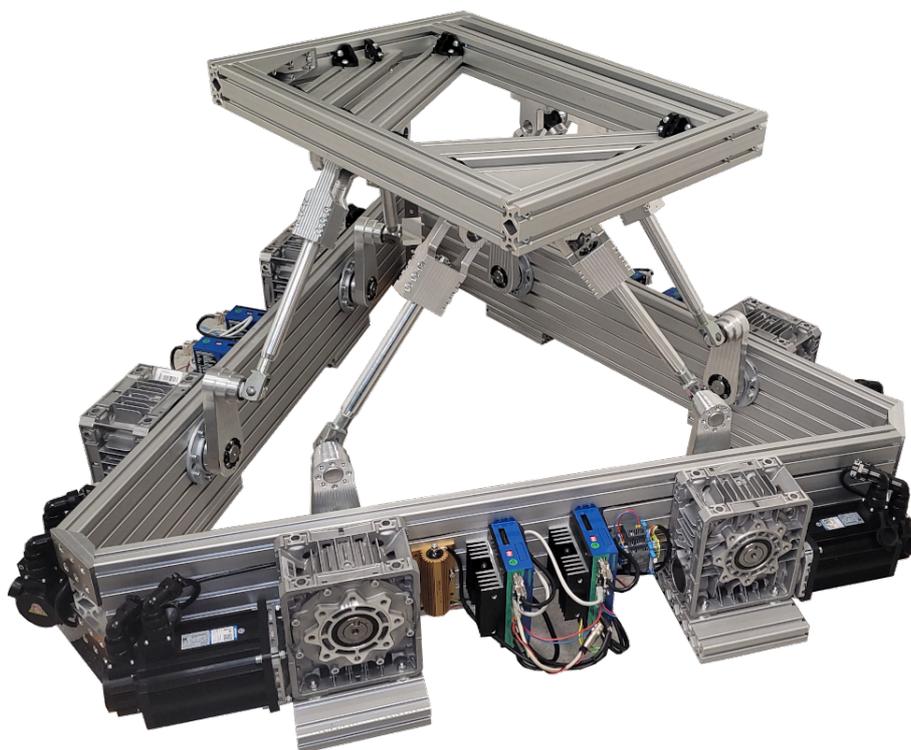


Abbildung 5.75: Die Aufgebaute Bewegungsplattform

Als weiterer Bestandteil der Simulationsumgebung wurde eine Bodenstation zur Steuerung und Überwachung der Mission aufgebaut. Diese stellt die simulative Umsetzung des ATM (Air Traffic Management) dar. Die Basis für die Bodenstation bildet eine in der Allgemeinen Luftfahrt weit verbreitete Flugplanungs- und Navigationssoftware SkyDemon [100]. Die Software erlaubt die Einbindung von Navigationsdatenbanken, digitalen Modellen der Luftraumstruktur sowie von digitalen Flugnavigationskarten für den gesamten europäischen Luftraum. Dabei werden ausschließlich aktuelle Daten aus luftfahrtzugelassenen Quellen wie beispielsweise von nationale Flugsicherungseinrichtungen verwendet. Für die Lufträume der Bundesrepublik werden die Daten von der Deutschen Flugsicherung zur Verfügung gestellt. Die Planung der Flugstrecke kann sowohl per Drag and Drop als auch durch die gezielte Vorgabe der einzelnen Wegpunkte erfolgen. Für jedes Leg der Route können Zusatzparameter, wie beispielsweise Flughöhe, Steig- oder Sinkflugprofil sowie Fluggeschwindigkeit vorgegeben werden. Dabei können verschiedenste digitale Kartendarstellungen gewählt werden. Neben einer 2D-Kartenansicht als Draufsicht kann zusätzlich ein Längsschnitt entlang der beabsichtigten Route in der vertikalen Ebene dargestellt werden. Dadurch kann nicht nur der laterale, sondern auch der vertikale Verlauf der geplanten Route visualisiert werden. Die Software bietet eine gut dokumentierte API (Application Programming Interface). Diese Schnittstelle ermöglicht die Einspeisung von Positionsdaten von beliebig vielen Luftraumteilnehmern. Auf diese Weise können sowohl das simulierte SAT, als auch die simulierten Intruder an der Bodenstation dargestellt werden. Die innerhalb der Software SkyDemon generierte Flugroute kann zudem an den globalen Bahnplaner des SAT-Flugführungsreglers mittels eines im Rahmen des Arbeitspakets implementierten Parsers übermittelt werden.

6 Soll-Ist-Vergleich der gesetzten Ziele

In diesem Kapitel erfolgt ein Soll-Ist-Vergleich der in der Vorhabenbeschreibung gesetzten Ziele mit den tatsächlich erzielten Ergebnissen.

Für das ILR wurden die folgenden Ziele definiert und im jeweils angegebenen Umfang erreicht:

✓ *Modellierung und Bewertung von verteilten elektrischen Antrieben*

Um die Modellierung und Bewertung von verteilten elektrischen Antrieben mit höherer Detailgenauigkeit vornehmen zu können, wurden umfangreiche Arbeiten an den entsprechenden MICADO-Modulen durchgeführt. Für eine detailliertere Berücksichtigung der Interaktion zwischen Antrieben und Aerodynamik wurde eine Methodik entwickelt und in MICADO implementiert, mithilfe derer Strömungseigenschaften des Propellernachlaufs ausgewertet und in das Programm zur Bestimmung der Tragflächenaerodynamik eingebunden werden können.

Darüber hinaus wurde eine Methodik entwickelt, die es auf Vorentwurfsniveau ermöglicht, den Einfluss der bei Verwendung von verteilten Antrieben notwendigen Motorgondeln am Flügel auf die Auftriebserzeugung ebendiesem zu berücksichtigen. Dadurch soll sichergestellt werden, dass das Potential von Hochauftriebspropellern nicht überschätzt wird, sondern die störende Wirkung auf die Flügelumströmung berücksichtigt wird.

Im erweiterten Sinn von verteilten Antrieben wurde die Modellierung der Verteilung der Gesamtantriebsleistung auf Elektro- und Verbrennungsmotoren im Zusammenhang mit hybrid-elektrischen Antriebssträngen in MICADO vorangetrieben.

✓ *Identifikation von Flugzeugkonfigurationen mit optimierter Ökoeffizienz*

Im Rahmen von Parameterstudien wurde einerseits der grundsätzliche Einfluss verschiedener Antriebsarchitekturen auf die Flugzeugentwürfe untersucht. Andererseits wurde für jede dieser betrachteten Antriebsarchitektur der Einfluss relevanter Entwurfsparameter auf die Flugzeugentwürfe analysiert. Dabei wurden die Flugzeugentwürfe anhand des resultierenden maximalen Abfluggewichts, des Kraftstoff- und Energiebedarfs sowie der Ökoeffizienzparameter Global Warming Potential, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt beurteilt. Hinsichtlich des Global Warming Potentials und der Betriebskosten konnte der parallel-hybride Antriebe mit 8% (modifizierte Cirrus SR22T) bzw. 5% (modifizierte Cessna T182T) Leistungshybridisierungsgrad als Optimum identifiziert werden. In Bezug auf die am Zertifizierungspunkt simulierten Schalldruckpegel erwies sich in jedem Fall das konventionelle Referenzflugzeug als am vorteilhaftesten.

✓ *Analyse der Implikationen von Entwurfsparametervariationen hinsichtlich der Ökoeffizienz*
Aus den bereits im vorherigen Punkt erwähnten Parameterstudien zum Flugzeugentwurf konnten auch Einflüsse von Parametervariationen auf die Ökoeffizienz abgeleitet werden. Die dabei beobachteten Trends für die Veränderungen in den drei Kategorien der Ökoeffizienz sind dabei nur in den wenigsten Fällen gegensätzlich, d.h. eine Parametervariation, die bspw. eine Verschlechterung in der einen Bewertungskategorie zur Folge hat, führt auch zu Verschlechterungen in den beiden anderen Kategorien. Abgesehen von dem ebenfalls im vorherigen Punkt genannten Optimum für parallel-hybride Antriebe führen höhere Hybridisierungsgrade, d.h. mehr elektrische Nennleistung oder mehr elektrische Energie, in den hier durchgeführten Studien in der Regel zu schlechteren Bewertungen in der Ökoeffizienz. Weder durch die Nutzung des Elektromotors während des Reiseflugs beim Parallel-Hybrid, noch durch die Verringerung der mitgeführten Energie für Reserven beim Seriell-Hybrid kann die Ökoeffizienz im Vergleich zum konventionellen Antrieb (nennenswert) gesteigert werden. Auch um 50% gravimetrisch energiedichtere Batterien führen nicht zu wesentlichen Verbesserungen bei der Ökoeffizienz.

✓ *Gesamtbewertung im Kontext eines möglichen Lufttransportsystems*
Für die Gesamtbewertung im Kontext eines möglichen Lufttransportsystems wurden die simulierten Werte zum Global Warming Potential und den Betriebskosten ins Verhältnis zu den Werten konkurrierender Verkehrsmittel gesetzt. Dabei erweisen sich die hier betrachteten Kleinflugzeuge nur als bedingt konkurrenzfähig. Hinsichtlich der Emissionen sind sie dem Schienen- und Fernreisebusverkehr deutlich unterlegen. Im vollbesetzten Zustand erweisen sich die Flugzeuge als vergleichbar zu durchschnittlich besetzten PKW. Lediglich herkömmliche Inlandsflüge mit typischen Verkehrsflugzeugen schneiden in der Umweltbilanz schlechter ab.

Für das SLA wurden die folgenden Ziele definiert und im jeweils angegebenen Umfang erreicht:

✓ *Entwurf und Vorauslegung einer kosten- und gewichtsoptimierten Struktur für das Silent Air Taxi*

Um die Vorauslegung der kosten- und gewichtsoptimierten Struktur des Silent Air Taxis durchzuführen, wurde eine Strukturauslegungsmethodik festgelegt und als MATLAB Toolbox entwickelt und programmiert. Mit diesem Programm wird die Generierung von FE- und aerodynamischen Modellen für Flugzeuge in Drachenkonfiguration mit verteilten elektrischen Antriebe, die jeweiligen Berechnungen sowie das Übertragen der aerodynamischen Lasten auf die FE-Modelle automatisiert. Mithilfe dieses Programms wurde eine Optimierung durchgeführt und die am besten geeignete Bauweise anhand von Gewichts-, Kosten- und anderen Aspekten ausgewählt. Die ausgewählte Bauweise hat als Hauptkomponenten metallisch additiv gefertigte Sandwichstrukturen mit Gitterkern. Darüber hinaus wurde dieses Programm mit MICADO gekoppelt, um MDO-Berechnungen durchzuführen.

✓ *Statischer Nachweis unter Verwendung von reduzierten Modelle*

Um den statischen Nachweis der vorausgelegten Struktur durchzuführen, sind reduzierte

Modelle entwickelt worden, mit denen die Gittereigenschaften homogenisiert werden. Die Validierung der homogenisierten Modelle ist mit detaillierten FE Berechnungen, in denen alle einzelne Streben der Sandwichstruktur modelliert worden sind, sowie mit experimentellen Strukturversuchen an gedruckten Sandwichplatten durchgeführt worden. Der statische Nachweis der vorausgelegten Struktur des Silent Air Taxis wurde unter Verwendung dieser Modelle erfolgreich durchgeführt. Die reduzierten Modelle erlauben Berechnungen von großen FE-Modellen viel effizienter durchzuführen, als wenn alle Strukturkomponenten modelliert werden müssten, ohne dabei für die Festigkeitsnachweise relevante Information zu verlieren.

✓ *Entwicklung eines integrierten, echtzeitfähigen Bauteilzustandsüberwachungssystems (SHM-System)*

Im Rahmen der Entwicklung eines integrierten, echtzeitfähigen SHM-Systems wurden verschiedene Ansätze untersucht, um die Gitterstruktur effizient zu überwachen untersucht. Zusätzlich wurden Studien zur Sensitivität des SHM-Systems auf Messrauschen und Positionierung der Sensoren durchgeführt. Anhand der durchgeführten numerischen Simulationen ist der dehnungsbasierte Ansatz mit FBGs und DMS ausgewählt worden, um die Struktur des Silent Air Taxis zu überwachen. Mithilfe der entwickelten Methodik können in Zukunft Sandwichplatten mit anderen Gittergeometrien auch evaluiert werden.

✓ *Bewertung der Fertigungskosten sowie Festlegung eines Produktionskonzepts für die ausgelegte Struktur*

Im Rahmen der Strukturbewertung wurden die ursprünglichen Ziele (Fertigung, Produktion) erweitert, um die Kosten über der gesamten Lebensdauer zu bewerten, mit Schwerpunkt auf dem Einfluss des SHM-Systems. Die entwickelte Methodik erlaubt es, den ökonomischen Einfluss eines SHM-Systems auf das Silent Air Taxi bei Verwendung unterschiedlicher Kostenmodelle zu quantifizieren. Um die Kopplung zwischen Produktionskosten und strukturellen Eigenschaften darzustellen, sind vereinfachte Kennzahlen hergeleitet worden, welche eine schnelle Materialauswahl erlauben.

Für das FSD wurden die folgenden Ziele definiert und im jeweils angegebenen Umfang erreicht:

✓ *Bewertung der Anforderungen an ein Silent Air Taxi*

Zur Ableitung der funktionalen Anforderungen an ein Silent Air Taxi wurde zunächst eine Analyse der bestehenden Infrastruktur und der Verkehrskonzepte der allgemeinen Luftfahrt in der Bundesrepublik durchgeführt. Anschließend wurde ein globales Betriebskonzept erarbeitet. Dazu wurden unterschiedliche zur Umsetzung einer autonom ausgeführten Lufttransportaufgabe geeignete Konzepte und Strategien untersucht und bewertet. Die Schwerpunkte wurden dabei auf eine ausreichende Betriebssicherheit, niedrige Betriebskosten sowie die Einbindung in die vorhandene Infrastruktur gelegt. Auf der Basis des erarbeiteten Betriebskonzepts wurden technologische und flugdynamische Anforderungen an das SAT formuliert und hinsichtlich der Umsetzbarkeit bewertet.

✓ *Entwicklung eines Konzeptes für die Hochautomatisierung, die einen sicheren pilotenlosen Betrieb eines SATs für den Anwendungsfall ermöglicht*

Ausgehend von den abgeleiteten funktionalen Anforderungen wurde ein Konzept für die Hochautomatisierung entwickelt. Es wurden die verfügbaren oder sich in Entwicklung befindenden Technologien analysiert und geeignete Lösungen für die geforderten Funktionen des SAT ausgewählt. Dabei wurde zunächst eine vorläufige Systemarchitektur erstellt, die sämtliche funktionalen Anforderungen erfüllt. Dieses vorläufige Automatisierungskonzept bietet jedoch keine für die Passagierbeförderung ausreichende Zuverlässigkeit. Die Zuverlässigkeiten, mit denen die einzelnen Systemfunktionen erfüllt werden müssen, wurden anschließend mittels einer simplifizierten Funktionsgefährdungsbeurteilung ermittelt. Anschließend wurde das Automatisierungskonzept mittels Fehlerbaumanalyse auf Schwachstellen untersucht und durch Anwendung geeigneter Strategien zur Bildung von Redundanzen und zur Risikovermeidung erweitert. Das entstandene erweiterte Automatisierungskonzept beinhaltet eine Systemarchitektur, die in der Lage ist sämtliche funktionalen Anforderungen mit der geforderten Gesamtsystemzuverlässigkeit zu erfüllen.

✓ *Entwicklung eines Konzeptes für die Luftraumintegration für den Betrieb eines pilotenlosen Flugsystems*

Im Rahmen der Arbeiten zum Hauptarbeitspaket Luftraumintegration galt das Hauptaugenmerk der Erarbeitung eines tragbaren Kollisionsvermeidungskonzepts für einen sicheren Betrieb des SAT im gemeinsam genutzten Luftraum. Für ein tragfähiges Konzept der Kollisionsvermeidung wurde zunächst eine Analyse der technischen Möglichkeiten und der vorhandenen Einschränkungen von verfügbaren Systemen zur kooperativen und nichtkooperativen Kollisionsdetektion durchgeführt. Darüber hinaus wurden auch die sich noch in Entwicklung befindende radarbasierende Systeme für eine passive Detektion betrachtet. Zudem wurden die geltenden beziehungsweise in naher Zukunft geplanten rechtlichen Vorgaben geprüft. Letzteres erlaubt Rückschlüsse darauf, welche Systeme in den verschiedenen Lufträumen für die Luftraumnutzer bereits vorgeschrieben sind oder es in naher Zukunft sein werden. Als Ziel galt es, die Lufträume mit verpflichtender Nutzung geeigneter Kollisionsvermeidungssysteme für alle Nutzer zu identifizieren. Dadurch kann beim Betrieb die Missionsplanung so angepasst werden, dass die Aufenthaltsdauer in einem solchen Luftraum maximiert wird. Gleichzeitig sollten die Phasen des Aufenthalts in den Lufträumen ohne verpflichtende Nutzung von zuverlässigen kooperativen Kollisionsvermeidungssystemen so kurz wie möglich gehalten werden. Es wurden ausgehend von den erzielten Ergebnissen automatisierte Ausweichroutinen bei einer drohenden Kollision erarbeitet.

✓ *Ableitung eines Flugführungskonzeptes mit besonderem Fokus auf die Start- und Landephase und die Integration in den Luftraum*

Im Rahmen des Arbeitspaketes 3.2 wurde ein Flugführungskonzept erarbeitet. Die Entwicklung, die Modifikationen sowie die erforderlichen Funktionsnachweise des Flugführungs- und Regelungskonzeptes für den automatisierten Betrieb des SAT erfolgten durch eine softwareseitige Modellierung in Matlab/Simulink. Dabei wurde der Ansatz einer kaskadierten

Regelung verfolgt. Eine kaskadierte Regelung zeichnet sich unter anderem dadurch aus, dass die Regelungsaufgabe durch mehrere Reglerebenen bewerkstelligt wird. Dies führt zu klar definierten Schnittstellen zwischen den einzelnen Ebenen, die dadurch auch unabhängig voneinander entwickelt und modifiziert werden können. Bei der Konzeptionierung der Reglerkaskaden wurden auch die Problemstellungen der Luftraumintegration berücksichtigt. So ermöglicht ein lokaler Bahnplaner beispielsweise eine automatisierte Integration einer Ausweichroute in die globale Flugbahn bei drohender Kollision mit einem Intruder. Für die Simulation des flugdynamischen Verhaltens der Regelstrecke wurden auf Blattelementtheorie basierende vereinfachte Modelle der SAT Level-0-Konfiguration, und der beiden Referenzflugzeuge (Cirrus SR-22 und Cessna C182) erstellt. Die Modellbildung konnte anhand der bekannten Daten der Cirrus und der Cessna erfolgreich validiert werden.

✓ *Entwicklung eines Konzeptes zur modellbasierten Nachweisführung für ein pilotenloses Luftfahrzeug in einem Simulator*

Zur Validierung des implementierten Flugführungs- und Missionssteuerungskonzeptes mittels simulativer Nachweisführung wurde im Rahmen des Teilarbeitspakets 3.4 eine Echtzeitsimulationsumgebung konzeptioniert. Diese Umgebung beinhaltet neben der eigentlichen Simulation der Regelstrecke und des Flugführungssystems eine Schnittstelle für den Bediener, eine 3D Visualisierungsumgebung sowie eine Bodenstation zur Missionsüberwachung und Steuerung. Darüber hinaus wurde eine Bewegungsplattform mit 6 Freiheitsgraden konzeptioniert, ausgelegt und gebaut. Die 6DOF-Plattform kann wahlweise mit einem oder zwei Bedienersitzen und den erforderlichen Mensch-Maschine Schnittstellen ausgestattet werden. Das erlaubt eine zusätzliche Steigerung der Simulationsgüte während der Echtzeitsimulationen, welche durch die Nachahmung der auf die Insassen einwirkenden Vibrationen und Beschleunigungen erreicht wird.

7 Nutzen und Verwertbarkeit im Sinne des Verwertungsplans

In der Programmlinie *Ökoeffizientes Fliegen* ist eine direkte wirtschaftliche Verwertung insbesondere durch Hochschulen und ihre Institute nicht vorgesehen bzw. möglich. Wie im Verwertungsplan der Vorhabenbeschreibung dargelegt wurde, sind Ergebnisse, die im Rahmen des Projekts entstanden sind, publiziert, Studierende durch Beschäftigung als studentische Hilfskräfte und in Form von Abschlussarbeiten beteiligt sowie der Austausch mit der Industrie in Form eines Workshops mit der Robert Bosch GmbH und der Siemens AG (heute Rolls-Royce Electrical) durchgeführt worden.

7.1 Veröffentlichung von Ergebnissen

Die Ergebnisse des Projekts wurden auf nationalen und internationalen Konferenzen in Form von Vorträgen vorgestellt und mit dem dort anwesenden Fachpublikum diskutiert. Darüber hinaus fand eine Publikation von Ergebnissen in schriftlicher, dauerhaft verfügbarer Form in Journalen und Schriftensammlungen statt.

Nachfolgend sind die Präsentationen und Diskussionen von Ergebnissen aus dem Projekt auf nationalen und internationalen Fachkonferenzen aufgelistet:

- Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2018, Friedrichshafen, 4.-6. September 2018:
Titel: *Design Space Exploration for Small Aircraft With Hybrid-Electric Powertrains and Distributed Electric Propulsion*
Vortragender: Philipp Strathoff
- Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2018, Friedrichshafen, 4.-6. September 2018:
Titel: *A Calculation Method for Over-the-Wing Engines Within Conceptual Aircraft Design*
Vortragender: Miguel Nuño
- AIAA Aviation Forum 2019, Dallas, TX, 17.-21. Juni 2019:
Titel: *A Study on "Through-the-Road"-Parallel-Hybrid Powertrains for Small Aircraft with Distributed Electric Propulsion*
Vortragender: Philipp Strathoff

- Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2019, Darmstadt, 30. September - 2. Oktober 2019:
Titel: *Additive Manufactured Metallic Sandwich Structures with Lattice Cores: Usage Potential in Small Aircraft Applications*
Vortragender: Miguel Nuño
- AIAA Aviation Forum 2020, virtuelles Event, 15.-19. Juni 2020:
Titel: *Performance Comparison of Conventional, Hybrid-Electric, and All-Electric Powertrains for Small Aircraft*
Vortragender: Philipp Strathoff
- ICAS 2020 Konferenz, virtuelles Event, 06.-09 September 2021:
Titel: *Structural Health Monitoring of Sandwich Structures with Lattice Cores in Aircraft Design: Challenges and Potential*
Vortragender: Miguel Nuño

Nachfolgend sind die schriftlichen Publikationen von Ergebnissen aus dem Projekt aufgeführt:

- Aerospace Research Central: Proceedings of the AIAA Aviation 2019 Forum:
A Study on "Through-the-Road"-Parallel-Hybrid Powertrains for Small Aircraft with Distributed Electric Propulsion
Strathoff, P.; Stumpf, E.; Nuño, M.; Schröder, K.-U.
<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2019-3677>
- Aerospace Research Central: Proceedings of the AIAA Aviation 2020 Forum:
Performance Comparison of Conventional, Hybrid-Electric, and All-Electric Powertrains for Small Aircraft
Strathoff, P.; Savic, H.A.; Stumpf, E.
<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2020-3252>
- Aerospace Science and Technology:
Additive manufactured sandwich structures: Mechanical characterization and usage potential in small aircraft
Bühning, J.; Nuño, M.; Schröder, K.U.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106548>
- DGLR Publikationsdatenbank:
A Calculation Method for Over-the-Wing Engines Within Conceptual Aircraft Design
Nuño, M.; Pereda Albarrán, M. Y.; Dincer, E.; Schröder, K.U.; Stumpf, E.
[https://publikationen.dglr.de/?tx_dglrpublications_pi1\[document_id\]=480177](https://publikationen.dglr.de/?tx_dglrpublications_pi1[document_id]=480177)
- DGLR Publikationsdatenbank:
Design Space Exploration for Small Aircraft With Hybrid-Electric Powertrains and Distributed Electric Propulsion

Strathoff, P.; Stumpf, E.

[https://publikationen.dglr.de/?tx_dglrpublications_pi1\[document_id\]=480183](https://publikationen.dglr.de/?tx_dglrpublications_pi1[document_id]=480183)

- Journal of Air Transportation:
Economic Assessment of Air Mobility On-Demand Concepts
Kreimeier, M.; Strathoff, P.; Gottschalk, D.; Stumpf, E.
<http://dx.doi.org/10.2514/1.D0058>
- Journal of Aircraft:
A Method for Quantifying Pollutant Emissions within Preliminary Design of Small Aircraft
Savic, H.A.; Strathoff, P.; Stumpf, E.
Status: *under review*
- Chinese Journal of Mechanical Engineering:
Delamination Testing of Additive Manufactured Sandwich Structures with Lattice Truss Core
Nuño, M.; Bühring, J.; Rao Mekala, M.; Schröder, K.-U.
<https://cjme.springeropen.com/articles/10.1186/s10033-021-00643-7>
- Proceedings of the 7th International Workshop on Aircraft System Technologies:
Extended Joint Fixity Effects Study on a Small Box Wing Aircraft
Nuño, M.; Schröder, K.-U.
ISBN: 978-3-8440-6470-4
<https://www.shaker.de/de/content/catalogue/index.asp?lang=de&ID=8&ISBN=978-3-8440-6470-4>
- 79th SAWE International Conference on Mass Properties Engineering 2020: Virtual Tech Fair:
Class II & 1/2 Mass Estimation of Light Aircraft Composite Wings
Nuño, M.; Schröder, K.-U.
ISBN: 978-1-7138-1425-2
<https://www.sawe.org/papers/3732>
- Proceedings of the ICAS 2020 Conference:
Structural Health Monitoring of Sandwich Structures with Lattice Cores in Aircraft Design: Challenges and Potential
Huang, T; Nuño, M.; Schröder, K.-U.
https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0518_paper.pdf

7.2 Weiterverwertung in Forschungsprojekten

Durch die Förderung dieses Vorhaben konnten die Institutskompetenzen kontinuierlich weiterentwickelt werden. So wurde am ILR die Entwurfs- und Bewertungsplattform MICADO umfassend für

die Untersuchung hybrid-elektrisch angetriebener Kleinflugzeuge ergänzt. Am ILR erfolgt eine Nutzung der hinzugewonnenen Kompetenzen beispielsweise direkt in den LuFo VI-1 Vorhaben ATEFA, VENTUS und E-SATstart. Darüber hinaus fließt Wissen aus dem Projekt in die LuFo-Vorhaben GNOSIS (LuFo VI-1) und UNICADO II (LuFo VI-2) ein.

Für das SLA bildet das in diesem Vorhaben entwickelte Strukturberechnungstool die Grundlage für die Arbeiten des SLA im Projekt E-SATstart. Ergänzend zur LuFo-Förderrichtlinie wird auch in weiteren Projekten zur additiven Fertigung von Sandwichstrukturen mit Gitterkern weitergeforscht. Für das FSD steht die Erweiterung des hier entwickelten Automatisierungskonzepts im Kontext von zukünftigen ODAM-Projekten ebenso im Vordergrund wie die Entwicklung und Optimierung neuer Bedienkonzepte für hochautomatisierte Fluggeräte, die nun mithilfe der hier gefertigten Bewegungsplattform auch mit Studien zum Turbulenzeinfluss untersucht werden können.

7.3 Beteiligung von Studierenden

Studierende wurden in Form von Beschäftigungen und Abschlussarbeiten am Projekt beteiligt. Über die Projektlaufzeit haben insgesamt 9 Studierende an den drei Instituten im Rahmen einer Anstellung als studentische Hilfskraft zu den Projektergebnissen beigetragen und dabei Erfahrungen im wissenschaftlichen Arbeiten sammeln können.

Die universitäre Ausbildung der nächsten Generation von Wissenschaftlern und Ingenieuren wurde neben der Vermittlung der neuen Erkenntnisse im Rahmen der Lehre auch durch die Betreuung von Abschlussarbeiten gefördert. Insgesamt konnten im Rahmen des Projekts 31 Projekt-, Bachelor-, und Masterarbeiten betreut werden.

8 Fortschritt bei anderen Stellen

In den folgenden Abschnitten wird der technische und wissenschaftliche Fortschritt, der während der Projektlaufzeit bei anderen Stellen gemacht wurde, zusammengefasst.

Hinsichtlich der Entwicklung (teil-)elektrischer Antriebsstränge können die EU-Projekte H3PS¹ und MAHEPA² aufgeführt werden. Das Akronym des Projekts H3PS steht für *High Power, High Scalability Aircraft, Hybrid Powertrain*. Es handelt sich bei dem Projekt um eine Kooperation zwischen drei großen Herstellern, die über große Erfahrung auf dem Gebiet der elektrischen Systeme und der Luftfahrt verfügen: Tecnam, Rotax und Rolls-Royce. Gemeinsam entwickeln sie einen hybrid-elektrischen Antrieb für Flugzeuge der General Aviation. Der neue Motor soll in Flugzeugen für den Kurzstreckensektor der Luftfahrt mit Platz für bis zu vier Passagiere eingesetzt werden. Das H3PS-Projekt, das am 17. Mai 2018 offiziell gestartet wurde, ist auf eine Laufzeit von drei Jahren ausgelegt. Es ist Teil der EU-Initiative *Horizon 2020* und wird von der Europäischen Kommission unterstützt. Studien zeigen, dass eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs um bis zu 10-15% mit bleifreiem Kraftstoff möglich ist. Die heutige Batterietechnologie ist jedoch noch nicht in der Lage, einen Langstreckenflug zu gewährleisten. Im Rahmen des H3PS-Projekts wird der erste hybrid-parallele Antriebsstrang für die General Aviation entwickelt, der in ein viersitziges Flugzeug, die Tecnam P2010, integriert werden soll. Neben dem Antrieb des Propellers wird auch eine Aufladefähigkeit der Batterie durch den Propeller für die Zukunft in Betracht gezogen. Es ist geplant, eine hohe Skalierbarkeit für Flugzeuge mit bis zu 11 Sitzen zu untersuchen und es zu einer marktfähigen Lösung zu machen. Wie bei MAHEPA besteht der allgemeine Zweck des Projekts darin, durch die Beteiligung von drei europäischen Marktführern eine Grundlage für die Entwicklung, Herstellung und Flugerprobung eines hybrid-elektrischen Antriebsstrangs für die General Aviation zu schaffen.

Das Akronym MAHEPA steht für *Modular Approach to Hybrid-Electric Propulsion Architecture* und ist ein Entwicklungskonzept für eine modulare Antriebsarchitektur, die eine breite Palette von Implementierungen in verschiedenen hybrid-elektrischen Flugzeugen abdecken soll. Das Projekt zielt auf den Entwurf, die Entwicklung und den Bau von zwei verschiedenen Flugzeugen mit integrierten Hybridantrieben ab. Das erste Konzept sieht die Verwendung eines herkömmlichen Verbrennungsmotors vor, der mit einem Generator gekoppelt ist, um die im Kraftstoff gespeicherte chemische Energie in elektrische Energie umzuwandeln, die in Batterien gespeichert wird. Das zweite Konzept sieht den Einsatz eines Wasserstoff-Brennstoffzellensystems vor. Das übergeordnete Ziel ist die Erprobung dieser Flugzeuge in Flugtests und die Gewinnung von Erkenntnissen über

¹<https://www.h3ps.eu>

²<https://mahepa.eu>

elektrifizierte Flugzeuge. Neben diesen beiden Konzepten gibt es noch viele andere Lösungen, die derzeit von verschiedenen Entwicklungsteams untersucht werden. MAHEPA zielt darauf ab, die Lücke zwischen der Forschung und der endgültigen Produktionsphase solcher elektrifizierten Flugzeuge zu schließen und geeignete Lösungen zur Reduzierung der Emissionen zu liefern. In diesem Projekt werden Strategien zur Steuerung des Antriebsstrangs vorgeschlagen, um den Kraftstoffverbrauch zu optimieren. Dies soll durch das Aufladen der Batterien während des Reiseflugs und die Rekuperation während des Sinkflugs durch Propeller-Windmilling erreicht werden. Darüber hinaus wird das Projekt mit einer Studie zu Verkehrs- und Transportflugzeugen abgeschlossen, in der die Skalierbarkeit der entwickelten Konzepte untersucht wird. Zusammen mit dem slowenischen Flugzeughersteller Pipistrel hat das Projekt schließlich am 4. November 2021 eine mit einem hybrid-elektrischen Antriebsstrang umgerüstete Panthera vorgestellt und markiert damit den Abschluss des Projekts. Ebenfalls wurde ein Brennstoffzellensystem in das DLR-Flugzeug „HY4“ integriert, was das Potenzial für die Langstrecke demonstrieren soll. Laut Presse schlossen beide Flugzeuge ihre Flugversuche erfolgreich ab und lieferten Daten über die Vorteile und Herausforderungen der hybrid-elektrischen Luftfahrt. MAHEPA hat somit neu entwickelte Testverfahren, neue Skalierbarkeitsstudien und Marktszenarien für sogenannte *Microfeeder* und *Miniliner* erarbeitet.

Anbieter von Regionalflügen, die mittlerweile den Einsatz elektrifizierter Flugzeuge auf ihren Routen erproben sind bspw. Mokulele Airlines³ und Harbour Air⁴. Mokulele Airlines bietet Flüge zwischen den Hawaiianischen Inseln an und besitzt ein Flotte von 14 Cessna 208 Grand Caravan und zwei Pilatus PC-12. Mokulele Airlines kooperiert mit dem kalifornischen Unternehmen Ampaire, um mit der Erprobung des zweiten Prototypen einer elektrifizierten Cessna 337 zu beginnen⁵. Ampaire hat diesen zweiten Demonstrator am 10. September 2021 erfolgreich einem Flugtest unterzogen, welcher von einem konventionellen Continental IO-550-Heckmotor mit 310 PS und einem 200 kW starken, jedoch auf 120 kW begrenzten Elektromotor in der Flugzeugnase angetrieben wird. Das Batteriepaket des Flugzeugs wurde aus der Kabine in eine aerodynamische Verkleidung an der Rumpfunterseite montiert. Durch diese neue Konfiguration wird in der Kabine Platz für Flugversuchingenieure und Testequipment geschaffen. Mit einer Reisegeschwindigkeit von 120 Knoten und einer Reserve von 30 Minuten soll dieses Flugzeug den Großteil der angeflogenen Mokulele-Routen bedienen, bevor er wieder aufgeladen werden muss.

Harbour Air ist eine kanadische Fluggesellschaft und besitzt fast ausschließlich Wasserflugzeuge, die jedoch seit 2019 einer Umstellung auf elektrische Antriebe unterzogen werden. Stand Juli 2018 besitzt Harbour Air insgesamt 40 Flugzeuge. Harbour Air absolvierte im Jahr 2019 einen Flugtest mit einem vollelektrischen Flugzeug des australischen Herstellers MagniX⁶. Der 15-minütige Flug markiert den Beginn einer Zusammenarbeit, die das kanadische Unternehmen hinsichtlich Elektroflug transformieren soll⁷. Das eingesetzte Flugzeug, genannt Harbour Air ePlane, ist ein Kleinflugzeug für sechs Passagiere, auch bekannt als DHC-2 de Havilland Beaver. Es verfügt über ein von MagniX entwickeltes elektrisches Antriebssystem mit einer Leistung von 750 PS (560

³<https://mokuleleairlines.com>

⁴<https://www.harbourair.com>

⁵<https://www.flyingmag.com/story/aircraft/ampaire-second-hybrid-electric-hawaii-trials/>

⁶<https://www.magnix.aero>

⁷<https://www.dezeen.com/2019/12/17/worlds-first-commercial-electric-plane-canada-seaplane/>

kW), genannt Magni500. Für MagniX und Harbour Air steht nun der Zertifizierungsprozess für das Antriebssystem im Fokus.

Das amerikanische Softwareunternehmen KinectAir⁸ ermöglicht es seinen Kunden bereits, On-Demand-Flüge zu Zielen innerhalb eines Radius von 1.000 Meilen zu bestellen⁹. Mithilfe einer App und einer künftigen Flotte von Hybrid-Elektroflugzeugen will das den kommerziellen Luftverkehrssektor umweltfreundlicher gestalten. Mithilfe geleasten und teilweise eigener Flugzeuge möchte das Unternehmen in Kombination mit KI-gestützten Buchungsalgorithmen Angebot und Nachfrage im Flugverkehr ausgleichen und den Fluggästen die Möglichkeit geben, einen passenden Flug zu wählen. Laut Gründer Evans soll der primäre Einsatz von Software als Plattform eine Effizienzsteigerung erlauben und ein geografisch verteiltes Netzwerk den Kunden jederzeit zugänglich machen. In Zukunft soll zusammen mit dem Unternehmen VoltAero eine Flugzeugflotte des Typs Cassio für die Kurz- und Mittelstrecke angeboten werden. VoltAero hat die Cassio 330-600 für den Betrieb durch einen einzelnen Piloten entwickelt und als einmotoriges Flugzeug nach der europäischen CS-23-Spezifikation zugelassen¹⁰. Dabei soll das Flugzeug Platz für bis zu zehn Sitze bieten und mit einem hybrid-elektrischen Antriebsstrang ausgerüstet sein. Bisher wurde der dafür konzipierte Antriebsstrang in eine Cessna 337 Skymaster eingerüstet und 2020 auf dem Royan-Médis Aérodrome in Frankreich den ersten Flugtests unterzogen.

Im Bereich der Entwicklung von senkrechtstartfähigen Fluggeräten für ODAM-Flüge mit geringen Distanzen können die deutschen Unternehmen Lilium und Volocopter genannten werden. Ein fünfminütiger pilotierter Testflug des Volocopter-Flugtaxis wurde laut Pressemitteilungen am 11. November 2021 in Seoul durchgeführt¹¹. Das elektrisch senkrechtstartende und -landende 2X-Fluggerät erreichte bei einer Höhe von 50 Meter bei einer zurückgelegten Strecke von etwa 3 Kilometern. Die kommerzielle Einführung des Volocopter als Urban Air Mobility Vehikel soll damit bis 2025 erreicht werden und stellt einen Meilenstein der Entwicklung dar.

Das Unternehmen Lilium GmbH¹² hat ihren Demonstrator der 5. Generation am 29. Oktober 2021 einem Flugtest unterzogen, in dem ein Manöverflug mit 30°-Schräglage bei Sinkflug mit 350ft/min laut Pressemitteilung erfolgreich absolviert wurde. Dies dient der weiteren Sammlung von Daten für die kommerzielle Markteinführung im Jahr 2024.

Zum in den letzten Jahren wurden einige Neuentwicklungen im Bereich des autonomen Flugs mit nach CS-23 zertifizierten Flugzeugen der Öffentlichkeit vorgestellt. Garmin, der Marktführer im Bereich von Avioniksystemen für die allgemeine Luftfahrt, entwickelte ein System für einen voll automatisierten Flug zum nächstgelegenen Landeplatz im Falle eines Pilotenausfalls¹³. Das System wurde in einem umfangreichen Testprogramm erprobt und hat inzwischen die FAA-Zertifizierung erhalten. Die Funktion ist seit 2020 auf bestimmten Flugzeugmustern mit verfügbar. Das als Garmin Autoland bezeichnete System aktiviert sich automatisch, wenn es feststellt, dass der Pilot

⁸<https://kinectair.com>

⁹<https://www.airport-technology.com/feat/aircraft-on-demand/>

¹⁰<https://www.inceptivemind.com/test-flight-voltaero-cassio-1-hybrid-electric-aircraft/12241/>

¹¹<https://www.volocopter.com/de/newsroom/volocopter-absolviert-ersten-pilotierten-flugtaxi-testflug-in-suedkorea/>

¹²<https://lilium.com>

¹³<https://discover.garmin.com/de-DE/autonomi>

nicht mehr in der Lage ist das Flugzeug selbst zu steuern. Alternativ können Passagiere eine Aktivierungstaste betätigen. Das System wählt automatisch den besten Flughafen für eine Landung unter Einbeziehung der Landebahnlänge, der Entfernung, der Reichweite und anderer Faktoren. Garmin Autoland navigiert während des Fluges zum Zielflugplatz automatisch um gefährliches Gelände, Hindernisse und Wetter herum. Alle Absichten teilt das System sowohl der Flugsicherung als auch den Passagieren mit. Am Zielflughafen führt Garmin Autoland die Landung vollständig durch und stoppt auf der Landebahn, damit Rettungsdienste zum Piloten und den Passagieren gelangen können.

Reliable Robotics, ein Unternehmen aus den USA, absolvierte im Februar 2021 eine Reihe von ferngesteuerten Testflügen, die von einem Fernpiloten geleitet wurden, der in einem mehr als 80 Kilometer entfernten Hauptsitz in Mountain View stationiert war ¹⁴. Der Fernpilot im Kontrollzentrum wies eine aufgerüstete Cessna 208 Caravan an, zu rollen, zu starten, über einem besiedelten Gebiet zu manövrieren und zu landen, während sie über die Bordfunkgeräte des Flugzeugs mit dem nahen Luftverkehr kommunizierte. Eine viersitzige Cessna 172 absolvierte bereits im September 2019 erste pilotenlose Testflüge. Die entwickelten Flugführungssysteme wurden anschließend auf der größeren Cessna 208 Caravan installiert. Die Cessna Caravan wird häufig für Kurzstrecken-Frachtlieferungen und Passagierflüge verwendet. Das Unternehmen will als eines der ersten Anbieter den automatisierten Lufttransport auf den Frachtmarkt bringen. Die Flüge markieren einen bedeutenden Fortschritt für ferngesteuerte Verkehrsflugzeuge in den Vereinigten Staaten.

Ein weiteres in den USA ansässiges Unternehmen, welches bereits eine Reihe von autonomen und ferngesteuerten Testflügen absolviert hat ist Xwing ¹⁵. Der Pionier der autonomen Flugtechnologie führte einen vollständig autonomen Gate-to-Gate-Betrieb mit seinem angepassten Flugzeug Cessna 208B Grand Caravan durch. In einer veröffentlichten Erklärung berichtete das Unternehmen, dass der Flug bereits im Februar 2021 von seiner Basis am Flughafen Buchanan Field in Concord, Kalifornien, durchgeführt wurde, wobei das Flugzeug von seinem Missionskontrollzentrum aus fernüberwacht wurde. Das Flugzeug rollte vom Gate zur Start- und Landebahn, startete, landete und rollte vollständig autonom zum Gate zurück. Alle Interaktionen mit Fluglotsen wurden vom bodengestützten Piloten durchgeführt, der den Flug über Datenverbindungen mit mehreren Redundanzen überwachte. Das Unternehmen gibt außerdem seine jüngste Finanzierungsrunde in Höhe von 40 Millionen US-Dollar bekannt.

Eine Neuentwicklung bei der nichtkooperativen Kollisionsvermeidung ist ein von Iris Automation und Becker Avionics entwickeltes System, welches in der Lage ist mit Hilfe von Videokameras Objekte im Luftraum zu identifizieren. Das „Casia“ genannte System soll zunächst als sogenanntes Detect and Alert System für die allgemeine Luftfahrt verfügbar gemacht werden ¹⁶. Das von Iris Automation ursprünglich für Drohnenbetrieb außerhalb der Sichtweite des Bedieners entwickelte Kollisionsvermeidungssystem soll in das von Becker Avionics angebotene DAMU6500 (Digital Audio Management Unit) integriert werden. Letzteres kommt vor allem in militärischen Luftfahrzeu-

¹⁴<https://reliable.co>

¹⁵<https://www.xwing.com>

¹⁶<https://www.irisonboard.com/casia/>

gen und Hubschraubern zum Einsatz. Eine Warnung kann durch eine Anzeige im Cockpit oder als 3D-Audio im Pilotenheadset ausgegeben werden. Ein akustischer Hinweis kommt hierbei akustisch aus der Richtung, in der auch der Konfliktverkehr fliegt. Bisher verbreitete Kollisionsvermeidungssysteme erlaubten ausschließlich kooperative Kollisionsvermeidung. Die Voraussetzung dabei ist, dass der Konfliktverkehr über eine kompatible und funktionierende Ausrüstung verfügt. Die nun zum Einsatz kommende optische Erkennung mit Kameras ist nicht auf die Kooperation des Konfliktverkehrs angewiesen. Damit kommt sie auch ohne teure Sende- und Empfangshardware sowie entsprechende Zulassungen aus. Die eingesetzte passive Sensorelektronik ist zudem Massenware und dadurch nicht teuer in der Anschaffung. Ein solches System kann daher in Zukunftsperspektive einen preisgünstigen zusätzlichen Kollisionsschutz sowohl in der konventionellen als auch in der autonomen Luftfahrt bieten.

Am Politecnico de Milano ist das Flugzeugauslegungsprogramm NeoCASS¹⁷ weiterentwickelt worden und kann laut Veröffentlichungen auch Flügel mit Wing Box aus FKV auslegen. Da das Programm Open Source ist, könnten auch die Flügel mit gedruckten Gitterstrukturen damit berechnet werden, wenn man geeignete Routinen schreibt, um die Dimensionierung durchzuführen.

Im Bereich der Bauteilzustandsüberwachung ist das Angebot von SHM-Lösungen, um konkrete Bereiche zu überwachen gestiegen. Beispielsweise bietet Collins Aerospace¹⁸ das System *Smart Sensing System Structural Health Monitoring (S3-SHM)* an, welches vibrationsbasiert den Zustand der Struktur überprüft. Es soll vor allem in korrosions- und ermüdungsgefährdeten Bereichen verwendet werden.

¹⁷<https://www.neocass.org/>

¹⁸<https://www.collinsaerospace.com>

Literatur

- [1] AIGNER, B.; STRATHOFF, P.; STUMPF, E.: MICADO: Recent Developments of Models for Design and Evaluation of Electric Aircraft Propulsion Systems. In: 69. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT - LILIENTHAL - OBERTH E.V., 2020.
- [2] AL., L. et: Serienproduktion von hochfesten Faserverbundbauteilen.
- [3] Autonomous flight technology for unmanned aircraft, <https://www.xwing.com/> (aufgerufen 14. August 2021).
- [4] BAIER, T.; DÖRHÖFER, C.; GABRYS, A.; HOCHSTRASSER, M.; KRAUSE, C.; LAUFFS, P.; MUMM, N.; NURNBERGER, K.; PETER, L.; SCHNEIDER, V.; SPIEGEL, P.; STEINERT, L.; ZOLLITSCH, A.; HOLZAPFEL, F.: Automatic Flight Path Control of an Experimental DA42 General Aviation Aircraft, 2016.
- [5] BAIK, H., TRANI, A.: A Transportation System Analysis Model (TSAM) to study the impact of the Small Aircraft Transportation System (SATS), 2005.
- [6] Bekanntmachung über das selbstständige Schalten des Transponders bei Flügen nach Sichtflugregeln. NACHRICHTEN FÜR LUFTFAHRER, Deutsche Flugsicherung GmbH, <https://air-law.de/wp-content/uploads/2019/02/NfL-1-1011-17-Transponder-1.pdf> (aufgerufen 18. Juli 2020).
- [7] BOLLER, C.; CHANG, F.-K.; FUJINO, Y., Hrsg.: Encyclopedia of Structural Health Monitoring: Boller/Structural, Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd, ISBN 978-0-470-05822-0 978-0-470-06162-6, 2009.
- [8] BORER, N. K.; PATTERSON, M. D.; VIKEN, J. K.; MOORE, M. D.; BEVIRT, J.; STOLL, A. M.; GIBSON, A. R.: Design and Performance of the NASA SCEPTOR Distributed Electric Propulsion Flight Demonstrator. In: 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 2016.
- [9] BRESCHKE, B.; LECHNER, G.: Zuverlässigkeit im Fahrzeug und Maschinenbau: Ermittlung von Bauteil- und System-Zuverlässigkeiten, Springer, ISBN 3-540-20871-2, 2004.
- [10] BÜHRING, J.; NUÑO, M.; SCHRÖDER, K.-U.: Additive manufactured sandwich structures: Mechanical characterization and usage potential in small aircraft. Aerospace Science and Technology, Bd. 111, S. 106548, 2021.
- [11] BUNDESAMT FÜR ZIVILLUFTFAHRT BAZL: Schadstoffemissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren: Zusammenfassender Bericht, Ref.: 0 / 3/33/33-05-003 ECERT, 2007.
- [12] BUNDESMINISTERIUM DER FINANZEN: AfA-Tabelle für den Wirtschaftszweig "Luftfahrtunternehmen und Flughafenbetriebe", 1994.
- [13] BUNDESMINISTERIUM DER FINANZEN: AfA-Tabelle für die allgemein verwendbaren Anlagegüter, 2000.
- [14] BUNDESMINISTERIUM FÜR VERKEHR UND DIGITALE INFRASTRUKTUR: Methodik für die Raumwirksamkeitsanalyse: Bundesverkehrswegeplanung 2015, 2014.
- [15] Certification Specification 23 - Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes, 2017.

- [16] Certification Specifications for Normal Category Aeroplanes CS-23, European Aviation Safety Agency, 2017.
- [17] Certification Specifications for Standard Changes and Standard Repairs CS-STAN. European Aviation Safety Agency, <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-STAN%5C%20-%5C%20Issue%5C%202.pdf> (aufgerufen 18. Juli 2020).
- [18] CESSNA AIRCRAFT COMPANY: Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Flight Manual for the Model Cessna T182T.
- [19] CIRRUS DESIGN: Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual for the Cirrus SR22T.
- [20] CIRRUS DESIGN: SR22 / SR22T Airplane Maintenance Manual Revision B8, 2008.
- [21] Commission Implementing Regulation (EU) 1207/2011. Document 32011R1207, http://data.europa.eu/eli/reg_impl/2011/1207/oj (aufgerufen 18. Juli 2020).
- [22] Commission Implementing Regulation (EU) 2016/1185. Document 32016R1185, http://data.europa.eu/eli/reg_impl/2016/1185/oj (aufgerufen 18. Juli 2020).
- [23] COSTRUZIONI AERONAUTICHE TECNAM SRL: TECNAM P2006T: Aircraft Flight Manual, 2009.
- [24] DALLDORFF, R.; LUCKNER, R.; A, R.: Full Authority Automatic Flight Control System for the Civil Airborne Utility Aircraft S15, 2012.
- [25] DI RITO, G.; SCETTINI, F.: Smart Air-Data Probe for Fault-Tolerant Flow Measurements, 2018.
- [26] DRELA, M.; YOUNGREN, H.: AVL, 2017.
- [27] ENZI, S.: Dehnungsbasierte Bauteilzustandsüberwachung von additiv gefertigten Sandwichstrukturen mit Gitterkern für Luftfahrtanwendungen, 2020.
- [28] EOS: Materialdatenblatt EOS Aluminium AlSi10Mg, 2014.
- [29] EQUATOR AIRCRAFT NORWAY SA: P2 XCURSION: A Hybrid Electric High Performance Amphibious Aircraft, 2018.
- [30] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Acceptable Means of Compliance (AMC) and Guidance Material (GM) to Part-CAT.
- [31] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, 2021.
- [32] EUROPEAN COMMISSION: Commission Implementing Regulation (EU) 2019/317 of 11 February 2019, 2019.
- [33] EUROPEAN COMMISSION: Commission Implementing Regulation (EU) No 391/2013 of 3 May 2013, 2013.
- [34] EUROPEAN GNSS AGENCY: GNSS Technology Report, 2019.
- [35] EUROPEAN TECHNOLOGY AND INNOVATION PLATFORM ON BATTERIES – BATTERIES EUROPE: Strategic Research Agenda for Batteries 2020: Deliverable 3.6, 2020.
- [36] EVANS, A.; HUTCHINSON, J.; ASHBY, M.: Multifunctionality of cellular metal systems. Progress in Materials Science, Bd. 43, Nr. 3, S. 171–221, 1998.
- [37] FLUGHAFEN MÜNCHEN GMBH: Preisblatt für die Stromversorgung im Netz der Flughafen München GmbH, 2020.

- [38] FRANZ, K.; EWERT, A.; HELLER, J. E.; POLLMANN, J.; STUMPF, E.; FROMHOLD-EISEBITH, M.; FELDHUSEN, J.: Interdisziplinäre Bewertungsplattform zur Lebenszyklusanalyse im Flugzeugvorentwurf. In: 62. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT - LILIENTHAL - OBERTH E.V., 2013.
- [39] FRAUNHOFER-INSTITUT FÜR SYSTEM- UND INNOVATIONSFORSCHUNG ISI: Energiespeicher-Roadmap (Update 2017): Hochenergie-Batterien 2030+ und Perspektiven zukünftiger Batterietechnologien, 2017.
- [40] FRAUNHOFER-INSTITUT FÜR SYSTEM- UND INNOVATIONSFORSCHUNG ISI: Technologie-Roadmap Energiespeicher für die Elektromobilität 2030, 2012.
- [41] GASTURB GMBH: GasTurb 13: Design and Off-Design Performance of Gas Turbines: Benutzerhandbuch, 2017.
- [42] GROUP, T.: Thales FlytLINK™ on Iridium, Data Sheet, 2021.
- [43] Guangzhou EHang Intelligent Technology Co. Ltd, <https://www.ehang.com/> (aufgerufen 30. November 2021).
- [44] GUDMUNDSSON, S.: General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures, Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, ISBN 9780123973085, 2014.
- [45] GUDMUNDSSON, S.: General aviation aircraft design: Applied methods and procedures, Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, ISBN 978-0-12-397308-5, 2014.
- [46] GUIDELINES AND METHODS FOR CONDUCTING THE SAFETY ASSESSMENT PROCESS ON CIVIL AIRBORNE SYSTEMS AND EQUIPMENT ARP4761, <https://www.sae.org/standards/content/arp4761/> (aufgerufen 18. Juli 2021).
- [47] Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems ARP4754A, <https://www.sae.org/standards/content/arp4754a/> (aufgerufen 18. Juli 2021).
- [48] HAMILTON STANDARD: Generalized Method of Propeller Performance Estimation 1961-1963, 1963.
- [49] HOLDEN, J.; GOEL, N.: Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation, 2016.
- [50] HOLMES, B. J.; PARKER, R. A.; STANLEY, D.; MCHUGH, P.; GARROW, L.; MASSON, P. M.; OLCOTT, JOHN: NASA Strategic Framework for On-Demand Air Mobility: A Report for NASA Headquarters Aeronautics Research Mission Directorate, NASA Contract No: NNL13AA08B.
- [51] HORSTMANN, K. H.; ENGELBRECHT, T.; LIERSCH, C.: LIFTING_LINE: Version 3.0 Revision: User Manual, 2019.
- [52] HORSTMANN, K.-H.: Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen, DFVLR-FB 87-51, 1987.
- [53] HUAND, T.; NUÑO, M.; SCHRÖDER, K.-U.: Structural Health Monitoring of Sandwich Structures with Lattice Cores in Aircraft Design: Challenges and Potential. In: ICAS 2020 Conference, 2021.
- [54] Immer weniger Funkfeuer weisen Piloten den Weg. Pressemitteilung, Deutsche Flugsicherung GmbH, https://www.dfs.de/dfs_homepage/de/Presse/Pressemitteilungen/2021/16.09.2021 (aufgerufen 18. Juli 2021).
- [55] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Environmental Protection.

- [56] JIN, L.; WEI, HAO ZHANG; BO LIU; JIAN ZHAO; QINCHANG TU; KAI, G.; XIAOYI DONG: An embedded FBG sensor for simultaneous measurement of stress and temperature. *IEEE Photonics Technology Letters*, Bd. 18, Nr. 1, S. 154–156, 2006.
- [57] JOINT RESEARCH CENTRE: Covenant of Mayors for Climate and Energy: Default emission factors for local emission inventories, 2017.
- [58] JUSTIN, C. Y.; PAYAN, A. P.; BRICENO, S. I.; MAVRIS, D.: Operational and Economic Feasibility of Electric Thin Haul Transportation. In: 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 2017.
- [59] KERSEY, A.; DAVIS, M.; PATRICK, H.; LEBLANC, M.; KOO, K.; ASKINS, C.; PUTNAM, M.; FRIEBELE, E.: Fiber grating sensors. *Journal of Lightwave Technology*, Bd. 15, Nr. 8, S. 1442–1463, 1997.
- [60] KREIMEIER, M.; STUMPF, E.: Market volume estimation of thin-haul On-Demand Air Mobility services in Germany. In: 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 2017.
- [61] KREIMEIER, M.: Evaluation of On-Demand Air Mobility with Utilization of Electric Powered Small Aircraft. RWTH Aachen University, Dissertation, 2018.
- [62] KREIMEIER, M.; STUMPF, E.: Benefit evaluation of hybrid electric propulsion concepts for CS-23 aircraft. In: 65. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT - LILIENTHAL - OBERTH E.V., 2016.
- [63] KREIMEIER, M.; STUMPF, E.; GOTTSCHALK, D.: Economical assessment of air mobility on demand concepts with focus on Germany. In: 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 2016.
- [64] KUHN, H.; SIZMANN, A.: Fundamental Prerequisites for Electric Flying. In: 61. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT - LILIENTHAL - OBERTH E.V., 2012.
- [65] KUUSNIEMI, H.; BHUIYAN, M.: EGNOS Monitoring and Performance Evaluation, 2017.
- [66] LAPLACE, I.; GHIJS, S.; ROHACS, D.: Small Air Transport - Roadmap: D1.2 Small air transport aircraft demand, 2011.
- [67] LI, M.; WU, L.; MA, L.; XIONG, J.; GUAN, Z.: Torsion of carbon fiber composite pyramidal core sandwich plates. *Composite Structures*, Bd. 93, Nr. 9, S. 2358–2367, 2011.
- [68] Lilium GmbH, <https://lilium.com/> (aufgerufen 14. Juni 2017).
- [69] LIU, Y.; RISSE, K.; SCHÄFER, K.; STUMPF, E.: Assessment of Potential Benefit of Formation Flight at Preliminary Aircraft Design Level. In: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting 2015, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 2015.
- [70] LIU, Z.: Economic Comparison of Selective Laser Melting and Conventional Subtractive Manufacturing Processes. Northeastern University, Masterarbeit, 2017.
- [71] LUFTFAHRT-BUNDESAMT: Übersicht Landeplatz-Lärmschutz-Verordnung vom 5. Januar 1999, 2004.
- [72] MARE, J.-C.: Aerospace Actuators 2, Ltd und John Wiley Sons Inc, ISBN 978-1-84821-942-7, 2017.
- [73] MARK D. MOORE; PATTERSON, M. D.: VSP Hangar: Cirrus SR-22, 2013.
- [74] MEEUS, M.: Overview of Battery Cell Technologies: Präsentationsunterlagen, 2018.

- [75] MEINDLHUMER, M.; SCHAGERL, M.: STRENGTH AND WEIGHT EQUIVALENT SUBSTITUTION OF LARGE SANDWICH PANELS BY MONOLITHIC CFRP STRUCTURES. In: Proceedings of the VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS Congress 2016), VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 2016.
- [76] MOORE, M. D.: Aviation Frontiers - On Demand Aircraft. In: 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 2010.
- [77] NASA LANGLEY RESEARCH CENTER: SATS: A bold vision: NASA-led technology development aimed at increasing mobility, access for smaller communities.
- [78] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION: NASA Armstrong Fact Sheet: NASA X-57 Maxwell, 2017.
- [79] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION: X-57 Technical Papers.
- [80] NUÑO, M.; BÜHRING, J. Schröder, K.-U.: Delamination Testing of Additive Manufactured Sandwich Structures with Lattice Truss Core. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2020.
- [81] ÖRY, H.: Structural Design of Aerospace Vehicles, 1991.
- [82] PATTERSON, M. D.: Conceptual design of high-lift propeller systems for small electric aircraft. Georgia Institute of Technology, Dissertation, 2016.
- [83] PÉREZ ALBA, C. A.: Vibration-Based Structural Health Monitoring of Light Aircraft Structures with Additively Manufactured Sandwich Structures, 2020.
- [84] PETER, F. N.; RISSE, K.; SCHUELTKE, F.; STUMPF, E.: Variable Camber Impact on Aircraft Mission Planning. In: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting 2015, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 2015.
- [85] PROGNOSE AG: Development of Energy Markets – Energy Reference Forecast, Project No. 57/12, Study commissioned by the German Federal Ministry of Economics and Technology, 2014.
- [86] QIAO, G.; LIU, G.; SHI, Z.; WANG, Y.: A review of electromechanical actuators for More All Electric aircraft systems. Journal of Mechanical Engineering Science, Bd. 232, Nr. 22, S. 4128–4151, 2017.
- [87] RAYMER, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA education series, American Institute of Aeronautics und Astronautics, ISBN 0930403517, 1992.
- [88] RISSE, K.: Preliminary Overall Aircraft Design with Hybrid Laminar Flow Control: Vorentwurf von Flugzeugen mit hybrider laminarer Strömungskontrolle. RWTH Aachen University, Dissertation, 2016.
- [89] RISSE, K.; SCHÄFER, K.; SCHÜLTKE, F.; STUMPF, E.: Central Reference Aircraft data System (CeRAS) for research community. CEAS Aeronautical Journal, Bd. 7, Nr. 1, S. 121–133, 2016.
- [90] RISSE, K.; STUMPF, E.: Conceptual aircraft design with hybrid laminar flow control. CEAS Aeronautical Journal, Bd. 5, Nr. 3, S. 333–343, 2014.
- [91] ROSKAM, J.: Airplane Design Part VIII: Airplane Cost Estimation and Optimization Design Development Manufacturing and Operating.
- [92] ROSKAM, J.; LAN, C.-T. E.: Airplane Aerodynamics and Performance, Lawrence, Kansas: DARcorporation, ISBN 1-884885-44-6, 1997.

- [93] ROSSOW, C.-C.; WOLF, K.; HORST, P., Hrsg.: Handbuch der Luftfahrzeugtechnik, München: Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, ISBN 978-3-446-42341-1 978-3-446-43604-6, 2014.
- [94] RYTTER, A.: Vibrational Based Inspection of Civil Engineering Structures. Diss., 44, 1993.
- [95] SAHAI, A. K.: Consideration of Aircraft Noise Annoyance during Conceptual Aircraft Design. RWTH Aachen University, Dissertation, 2016.
- [96] SCHÜLTKE, F.; AIGNER, B.; EFFING, T.; STRATHOFF, P.; STUMPF, E.: MICADO: Overview of Recent Developments within the Conceptual Aircraft Design and Optimization Environment. In: 69. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT - LILIENTHAL - OBERTH E.V., 2020.
- [97] Sensors replace pilots. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, https://www.dlr.de/content/en/articles/news/2019/03/20190930_sensors-replace-pilots.html (aufgerufen 11. Dezember 2019).
- [98] SESAR 3 Joint, <https://www.sesarju.eu/> (aufgerufen 14. Januar 2022).
- [99] Sichuan Hermus Industry Co., Ltd. - 3D print powder, Thermal spary powder. Alibaba.com, <https://hermus.en.alibaba.com/> (aufgerufen 30. September 2021).
- [100] SkyDemon flight-planning and navigation software, <https://www.skydemon.aero/> (aufgerufen 17. Oktober 2021).
- [101] SmartProbe® air data systems. Collins Aerospace, <https://www.collinsaerospace.com/what-we-do/Commercial-Aviation/Flight-Deck/Surveillance/Air-Data-Systems> (aufgerufen 21. November 2021).
- [102] SORIA ALCAIDE, R.: Structural Health Monitoring of Lattice-Core Sandwich Structures for Aeronautical Applications, 2020.
- [103] TÖPPEL, T.; MÜLLER, B.; HOEREN, K. P.; WITT, G.: Eigenspannungen und Verzug beim additiven Laser-Strahlschmelzen. Schweißen und Schneiden, Bd. 68, Nr. 4, S. 176–186, 2016.
- [104] V.S., D.; FLECK, N.: Collapse of truss core sandwich beams in 3-point bending. International Journal of Solids and Structures, Bd. 38, Nr. 36, S. 6275–6305, 2001.
- [105] Vahana, <https://vahana.aero/> (aufgerufen 14. Juni 2017).
- [106] Volocopter GmbH, <https://www.volocopter.com/> (aufgerufen 14. Juni 2017).
- [107] WEISS, J.: Control Actuation Reliability and Redundancy for Long Duration Underwater Vehicle Missions with High Value Payloads, 2014.
- [108] WESTON, J.; TITTERTON, D.: Strapdown Inertial Navigation Technology, The Institution of Engineering und Technology, ISBN 0863413587, 2015.
- [109] WHITTLE, R.: Air Mobility Bonanza Beckons Electric VTOL Developers. Vertiflite Magazine, Bd. 63, Nr. 2, S. 14–21, 2017.
- [110] YAP, Y. L.; YAP, Y. L.; YEONG, H. F.; YEONG, W. Y.: Compressive Strength of Thin-Walled Cellular Core by Inkjet-Based Additive Manufacturing. In: Proceedings of the 1st International Conference on Progress in Additive Manufacturing, 1st International Conference on Progress in Additive Manufacturing, 2014.
- [111] ZHANG, P.; TOMAN, J.; YU, Y.; BIYIKLI, E.; KIRCA, M.; CHMIELUS, M.; TO, A. C.: Efficient Design-Optimization of Variable-Density Hexagonal Cellular Structure by Additive Manufacturing: Theory and Validation. Journal of Manufacturing Science and Engineering, Bd. 137, Nr. 2, S. 021004, 2015.

-
- [112] ZHU, S.; COX, T.; XU, Z.; GERADA, C.; LI, C.: Design Considerations of Fault-Tolerant Electromechanical Actuator Systems for More Electric Aircraft (MEA), 2018.

A Flugzeugdaten

A.1 Studien zur Cruise-Hybridisierung für eine angepasste Cessna T182T mit parallel-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 400 Wh/kg

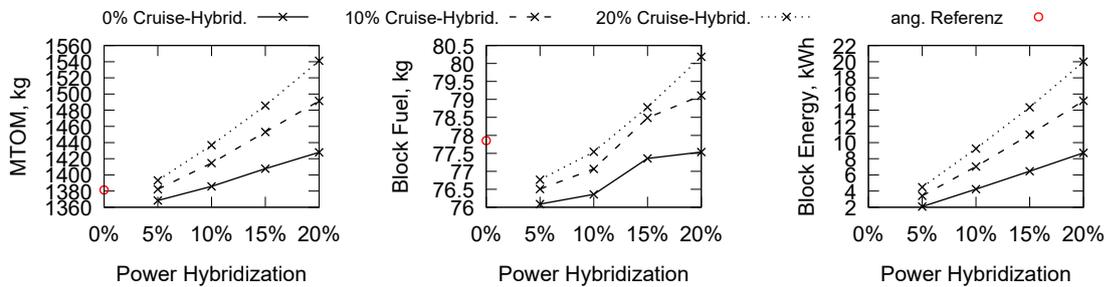


Abbildung A.1: Einfluss der Betriebs hybridisierung in Cruise-Segmenten auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T

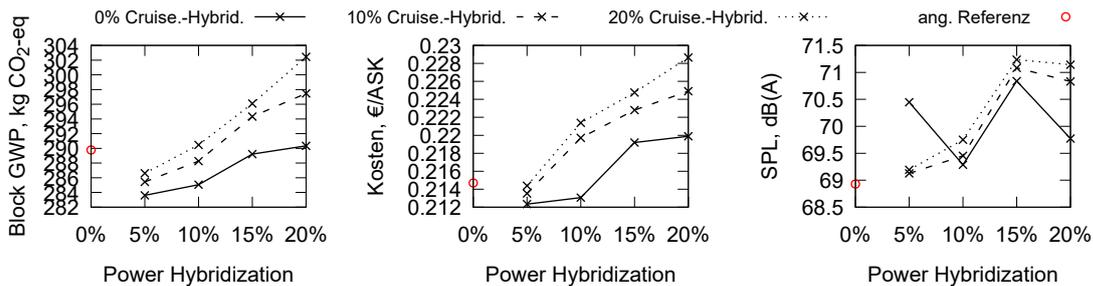


Abbildung A.2: Einfluss der Betriebs hybridisierung in Cruise-Segmenten auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T

A.2 Studien zur Cruise-Hybridisierung für eine angepasste Cessna T182T mit parallel-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

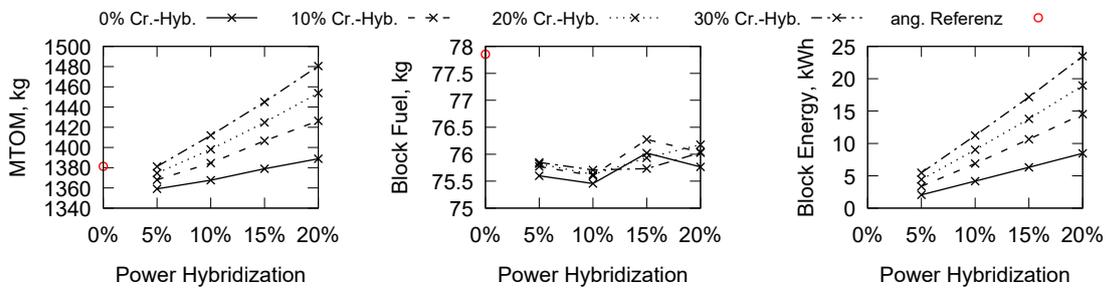


Abbildung A.3: Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

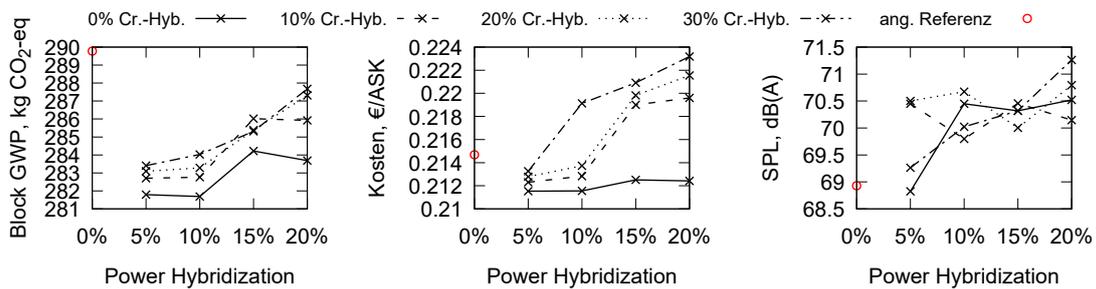


Abbildung A.4: Einfluss der Hybridisierung in Cruise-Segmenten und des Leistungshybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T mit einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

A.3 Studien zur Reserve für eine angepasste Cessna T182T mit seriell-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 400 Wh/kg

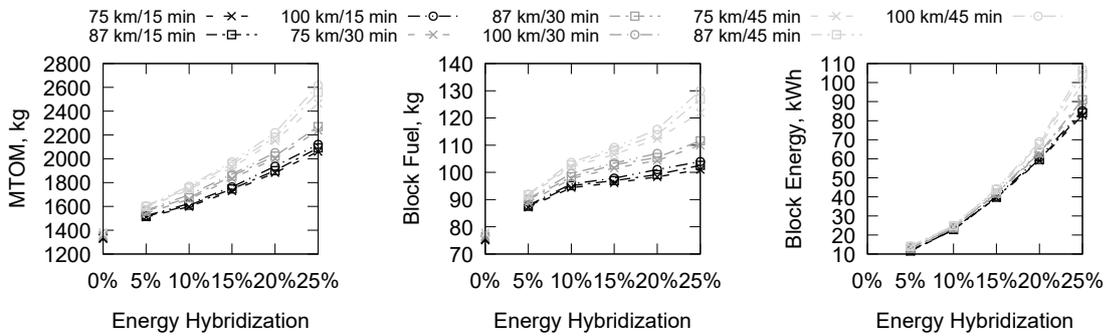


Abbildung A.5: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T

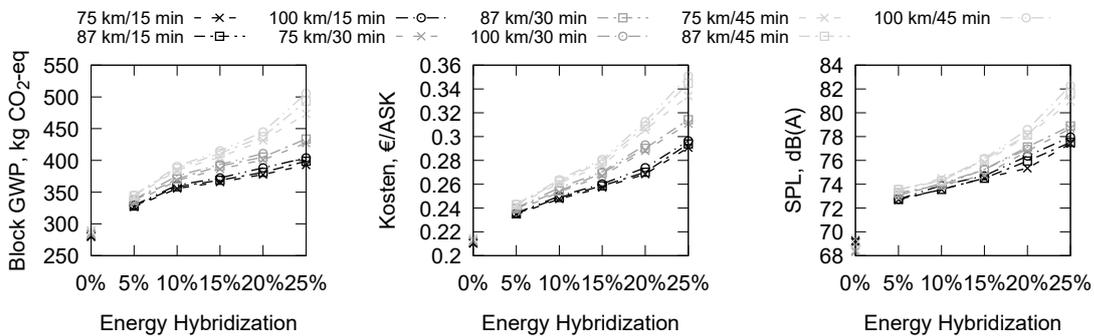


Abbildung A.6: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und der Energiehybridisierung auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T

A.4 Studien zur Reserve für eine angepasste Cessna T182T mit seriell-hybridem Antriebsstrang und einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

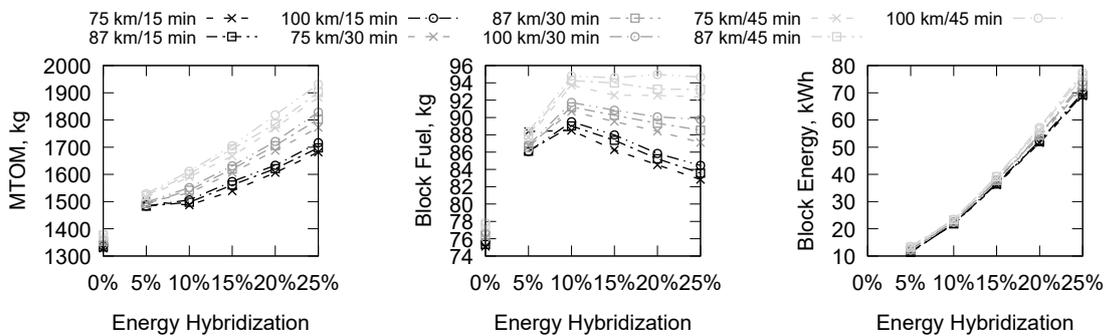


Abbildung A.7: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf MTOM, Treibstoff- und Energiebedarf für eine angepasste Cessna T182T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg

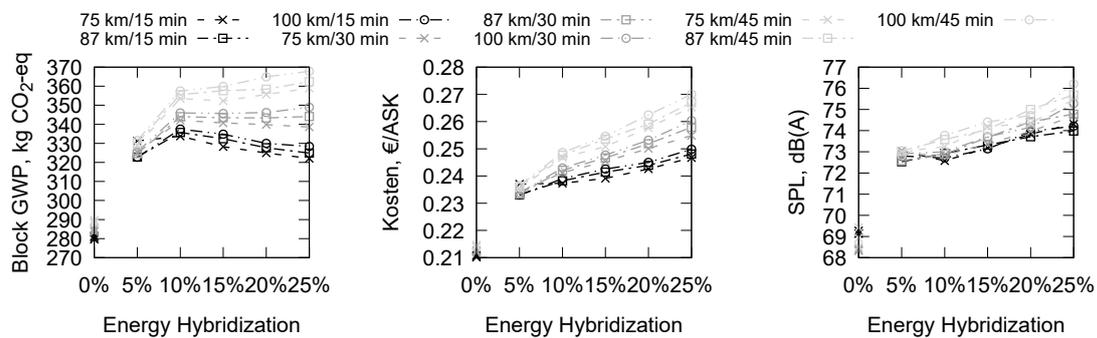


Abbildung A.8: Einfluss der Ausweichsegmentlänge, der Haltedauer und des Energiehybridisierungsgrads auf GWP, Betriebskosten und Schalldruckpegel am Zertifizierungspunkt für eine angepasste Cessna T182T bei einer Batterieenergiedichte von 600 Wh/kg