

Patrick Sendowski

Perspektive elektrische Luftfahrt

Vergleichsstudie zu elektrisch und hybrid
betriebenen Regionalverkehrsflugzeugen



Perspektive elektrische Luftfahrt: Vergleichsstudie zu elektrisch und hybrid betriebenen Regionalverkehrsflugzeugen

Dissertation

zur Erlangung des akademischen Grades Doktoringenieur (Dr.-Ing.)

vorgelegt an der
Technischen Universität Dresden
Fakultät Maschinenwesen

eingereicht von
Patrick Sendowski
geboren am 25. Februar 1984 in Magdeburg

Betreuender Hochschullehrer:
Prof. Dr.-Ing. Klaus Wolf

Dresden, März 2019

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Patrick Sendowski

Perspektive elektrische Luftfahrt

Vergleichsstudie zu elektrisch und hybrid betriebenen
Regionalverkehrsflugzeugen

Shaker Verlag
Aachen 2019

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

Zugl.: Dresden, Techn. Univ., Diss., 2018

Copyright Shaker Verlag 2019

Alle Rechte, auch das des auszugsweisen Nachdruckes, der auszugsweisen oder vollständigen Wiedergabe, der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen und der Übersetzung, vorbehalten.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-6591-6

ISSN 0945-2214

Shaker Verlag GmbH • Postfach 101818 • 52018 Aachen

Telefon: 02407 / 95 96 - 0 • Telefax: 02407 / 95 96 - 9

Internet: www.shaker.de • E-Mail: info@shaker.de

Für Linda und Mila.

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als Promotionsstudent am Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik der Technischen Universität Dresden. Die ausgezeichneten Rahmenbedingungen waren eine wesentliche Grundlage für den Erfolg der Arbeit. Mein besonderer Dank gilt meinem Doktorvater, Herrn Prof. Dr.-Ing. Klaus Wolf. Die zahlreichen fachlichen Diskussionen und Anregungen gaben wegweisende Impulse für meine Arbeit und darüber hinaus. Auch hat er durch seinen umfassenden Einsatz dieses Wunschthema überhaupt ermöglicht. Herrn Prof. Dr.-Ing. Peter Horst sei gedankt für die freundliche Übernahme der zweiten Begutachtung dieser Arbeit.

Für die initialen Denkanstöße zur Detaillierung des Themas danke ich Prof. Dr.-Ing. Jürgen Thorbeck. Ich danke ebenfalls allen Mitarbeitern des Instituts für Luft- und Raumfahrttechnik sowie der Fakultät Maschinenwesen der TU Dresden für interessante Diskussionen und Anregungen, die allesamt zur Arbeit beigetragen haben. Auch möchte ich Frau Prof. Dr. Erika Schuchardt für anregende interdisziplinäre Gespräche danken, die über Jahre hinweg den Weg zu dieser Arbeit geebnet haben.

Darüber hinaus gilt ein großer Dank meinem Arbeitgeber „The Boston Consulting Group“, stellvertretend Dr. Philipp Gerbert. Mir die Möglichkeit zu geben, diese Promotionsarbeit über mein Wunschthema zu verfassen und mich dabei umfassend in verschiedenen Bereichen zu unterstützen, ist bei Weitem nicht selbstverständlich.

Einen besonderen Dank schulde ich meiner Mutter für die bewundernswerte Geduld bei monatelangen, akribischen Korrekturschleifen sowie meinem Vater für die intensive Prüfung aller logischen und inhaltlichen Zusammenhänge. Widmen möchte ich diese Arbeit meiner Frau Linda und meiner Tochter Mila. Diese Personen haben während der gesamten Promotionszeit nicht nur viele Entbehrungen für mich in Kauf genommen, sondern mich umfassend bei der Umsetzung unterstützt. Die Erfüllung dieses Herzenswunsches wäre ohne sie nie möglich gewesen.

Zusammenfassung

In den kommenden 25 Jahren sind in der zivilen Luftfahrt zur Erreichung der ambitionierten Emissionsziele bei gleichzeitigem globalem Wachstum deutliche Technologiesprünge erforderlich. Ein möglicher Weg, diese Fortschritte zu erzielen, ist die Nutzung von elektrischen Antrieben.

Die vorliegende Arbeit untersucht die Anwendbarkeit von elektrischen Antrieben für zivile Regionalverkehrsflugzeuge für eine Indienststellung im Zielzeitraum 2040-2045. Dazu werden 75 verschiedene Konfigurationen elektrischer Antriebe auf Entwurfsniveau miteinander verglichen. Hierfür werden die konventionellen Handbuchmethoden des Flugzeugentwurfs in einem parametrischen Gesamt-Entwurfsmodell erweitert, um damit auch Flugzeugkonfigurationen mit elektrischen Antrieben abzubilden.

Die Ergebnisse dieses Modells für die zu untersuchenden Konfigurationen anhand einer repräsentativen Beispielmission zeigen, dass elektrisch betriebene Regionalflugzeuge grundsätzlich in der Lage sein können, die gegebenen Missionsanforderungen zu erfüllen. Der Vergleich aller Gesamtentwürfe mittels der erweiterten Entwurfsmethode ergibt, dass insbesondere Konfigurationen mit Brennstoffzellen-basiertem Antrieb und flüssigem Wasserstoff als Energieträger eine vielversprechende Antriebsoption darstellen. Diese Konfigurationen emittieren bis zu 90% weniger CO_2 (Lebenszyklus) sowie 100% weniger NO_x als das konventionelle Referenz-Flugzeug. Hinsichtlich der direkten Betriebskosten ergibt sich ein Vorteil von ca. 15%. batteriebetriebene Antriebe weisen demgegenüber signifikante Massen- und Kostennachteile auf. Hybrid-Konfigurationen zeigen im Allgemeinen einen geringen Massen- und Kostennachteil gegenüber vergleichbaren Mono-Konfigurationen. Hier zeigt sich der Trend, dass Hybrid-Konfigurationen mit einem primären Antriebssystem hoher spezifischer Energie (z.B. wasserstoffbetriebene Antriebe) und einem sekundären Antriebssystem hoher spezifischer Leistung (z. B. konventionelle Turbowellentriebwerke) am ehesten Vorteile erzielen hinsichtlich Emissionen und direkten Betriebskosten.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	XVI
Tabellenverzeichnis	XVIII
Verzeichnis von Abkürzungen und Formelzeichen	XX
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	3
1.2 Forschungsziel und methodischer Ansatz	3
2 Einführung und Forschungsstand	5
2.1 Optionen emissionsarmer Luftfahrtantriebe	5
2.1.1 Sofort-Ersatz Kraftstoffe („Drop-in Fuels“)	5
2.1.2 Ersatz-Kraftstoffe („Non-drop-in Fuels“)	7
2.1.3 Elektrische Antriebe	8
2.2 Elektrisch betriebene kommerzielle Verkehrsflugzeuge	9
2.2.1 Historische Meilensteine elektrischer Luftfahrt	9
2.2.2 Definition des ‚elektrisch betriebenen Flugzeugs‘ und Abgrenzung vom ‚More Electric Aircraft‘	9
2.2.3 Machbarkeit elektrischer Luftfahrt	10
2.3 Technologien elektrisch betriebener Luftfahrt	11
2.3.1 Turboelektrische Antriebe	11
2.3.2 Brennstoffzellen	12
2.3.3 Batterien	14
2.3.4 Angrenzende Technologien	15
2.4 Methoden des Flugzeugsentwurfs	19
2.4.1 Allgemeine Methoden des Entwurfs von Verkehrsflugzeugen	19
2.4.2 Methoden des Entwurfs elektrisch betriebener Flugzeuge	19
3 Hauptteil I: Definition von Optionenraum, Referenzmethode und Referenzflugzeug	21
3.1 Optionenraum	21
3.2 Referenzmethode zum Entwurf konventioneller Flugzeuge	29
3.2.1 Modul 1: Dimensionierung	29
3.2.2 Modul 2: Rumpf- und Kabinenauslegung	35
3.2.3 Modul 3: Auslegung von Flügel und Hochauftriebssystemen	36

3.2.4	Modul 4: Berechnung von Massen und Schwerpunkten	39
3.2.5	Modul 5: Leitwerks- und Fahrwerksauslegung	41
3.2.6	Modul 6: Entwurfsbewertung	44
3.3	Entwurf des Referenzflugzeugs	48
3.3.1	Auswahl eines Referenzflugzeugs	48
3.3.2	Ergebnisse der Referenzmethode für die ATR72-500	50
4	Hauptteil II: Entwurfsmethode zur Abbildung elektrischer und hybrider Flugzeuge	53
4.1	Mono-Konfigurationen	53
4.1.1	Gasturbinenbetriebene Konfigurationen (GT-JF und GT-LH2)	53
4.1.2	Turboelektrische Konfigurationen (TE-JF und TE-LH2)	65
4.1.3	Brennstoffzellenbetriebene Konfigurationen (FC-JF und FC-LH2)	79
4.1.4	Batteriebetriebene Konfiguration (BAT)	85
4.2	Hybrid-Konfigurationen (HYB)	95
4.2.1	Methodik zur Vorentwurfs-Auswahl der Hybridisierungsgrade	95
4.2.2	Vorentwurfs-Diskussion aller Hybrid-Konfigurationen	101
4.2.3	Anpassung des Entwurfsmodells zur Abbildung von Hybrid-Kon- figurationen	114
5	Hauptteil III: Anwendung der Methode	121
5.1	Vergleich mit Entwurfsstudien	121
5.2	Entwurfsdimensionen	125
5.3	Parameter-Vergleich	126
5.4	Parameter-Sensitivitäts-Analysen	132
5.5	Massen-Aufgliederung	137
5.6	DOC-Aufgliederung	139
5.7	Relative Bewertung	142
6	Zusammenfassung und Ausblick	145
6.1	Zusammenfassung	145
6.2	Untersuchungskritik	148
6.3	Weitergehender Forschungsbedarf	149
A	Anhang	151
A.1	Weiterführende Erklärungen zum Forschungsstand	151
A.1.1	Historische Meilensteine der elektrischen Luftfahrt	151
A.1.2	Grundprinzipien der Machbarkeit elektrischer Luftfahrt	153
A.1.3	Wasserstoff als Energieträger	154
A.1.4	Vorteile turboelektrischer Antriebe	155
A.1.5	Arten von verteilten Antrieben	156
A.1.6	Power Paths Methode	157
A.2	Referenzmethode	158
A.2.1	Parameter für Landung	158

A.2.2	Parameter für Start	159
A.2.3	Propellerwirkungsgrad η_P	159
A.2.4	Parameter für Steigflug im 2. Segment	160
A.2.5	Parameter für Steigflug nach Durchstarte-Manöver	162
A.2.6	Parameter für Reiseflug	162
A.2.7	Parameter zur Abschätzung der maximalen Startmasse m_{MTO}	165
A.2.8	Parameter für Rumpf- und Kabinenauslegung	165
A.2.9	Parameter für Flügelauslegung	166
A.2.10	Auswahl der Hochauftriebshilfen	170
A.2.11	Berechnung der Massen	172
A.2.12	Berechnung des Schwerpunktes	177
A.2.13	Leitwerksauslegung	178
A.2.14	Auslegung des Fahrwerks	181
A.2.15	Berechnung der Parameter für die Widerstandspolare	182
A.2.16	Berechnung der direkten Betriebskosten (DOC)	184
A.3	Auswahl Referenzflugzeug	186
A.4	Ergebnisse Entwurf des Referenzflugzeugs	186
A.4.1	Ergebnisse ATR72-500	186
A.4.2	Ergebnisse Airbus A318	190
A.5	Erweiterung der Referenzmethode für LH2-Konfigurationen	191
A.5.1	Tankauslegung für LH2-betriebene Flugzeuge	191
A.5.2	Auswirkung der Unterbringung von LH2-Tanks auf Entwurfsparameter	193
A.5.3	Berechnung der LH2-Tankmasse	196
A.6	Erweiterung der Referenzmethode für TE-Konfigurationen	196
A.6.1	Rumpfintegration der Triebwerke	196
A.6.2	Zuordnung der TE-Antriebskomponenten zu Massengruppen	198
A.7	Erweiterung der Referenzmethode für FC-Konfigurationen	198
A.7.1	Eingabeparameter für Brennstoffzellen-Leistungsparameter	198
A.8	Erweiterung der Referenzmethode für BAT-Konfigurationen	200
A.8.1	Meta-Untersuchung zur Entwicklung von Batterieleistung	200
A.8.2	Herleitung Betriebsleermasse	201
A.8.3	Abschätzung Batterie-Ladezeiten	203
A.9	Erweiterung der Referenzmethode für Hybrid-Konfigurationen	204
A.9.1	Anzahl und Integration der Antriebssysteme aller Hybride	204
A.9.2	Gemeinsame Nutzung der GT-Propeller	207
A.9.3	Skalierung der Antriebssysteme für Hybrid-Konfigurationen	207
A.10	Ergebnisse	210
A.10.1	Zusammenfassung der Eingabeparameter	210
A.10.2	Entwurfsdimensionen	212
A.10.3	Parameter-Vergleich	215
A.10.4	Parameter-Sensitivitäts-Analysen	217
A.10.5	Aufgliederung der Massen	225
A.10.6	DOC-Aufgliederung	226

A.10.7 Relative Bewertung	228
A.10.8 Trade-Off-Analysen	229

Literaturverzeichnis	233
-----------------------------	------------

Abbildungsverzeichnis

2.1	Relative CO_2 -Emissionen alternativer Luftfahrtkraftstoffe entlang des gesamten Lebenszyklus im Vergleich zu Kerosin	6
2.2	Schematische Darstellung der Komponenten eines turboelektrischen Antriebssystems	12
3.1	Auszug des grundsätzlichen Optionenraums für Antriebskonfigurationen elektrisch betriebener Verkehrsflugzeuge im Zeithorizont bis 2040+	22
3.2	Definition der drei „Versionspakete“ für die Dimensionen 9 und 10 (Anzahl und Design der Antriebseinheiten)	27
3.3	Referenzmethode zum Flugzeugentwurf entlang von sechs Hauptmodulen	30
3.4	Entwurfsdiagramm für das Referenzflugzeug ATR 72-500 (Ergebnis der Dimensionierung nach der Referenzmethode)	34
3.5	Gewählte Aufteilung der Massegruppen für die Massenberechnung	39
3.6	Ergebnis des Scoring-Models zur Auswahl eines Referenz-Flugzeugs	49
3.7	Dreiseitenansicht der ATR72-500	50
3.8	Aufteilung der maximalen Startmasse der ATR 72-500 auf Massegruppen	52
4.1	Funktionsdiagramm für gasturbinenbetriebene Antriebskonfigurationen	54
4.2	Ausgewählte Optionen für Unterbringung von LH2-Tanks	57
4.3	Funktionsdiagramm für turboelektrische Antriebskonfigurationen, <i>hier</i> : L1-/L2-Version	65
4.4	Prinzip und Anwendung von Flügel-integrierten Antrieben	67
4.5	Funktionsdiagramm für brennstoffzellenbetriebene Antriebskonfigurationen, <i>hier</i> : L1-/L2-Version	80
4.6	Funktionsdiagramm für batteriebetriebene Antriebskonfigurationen, <i>hier</i> : L1-/L2-Version	86
4.7	Vereinfachte Abbildung des relativen Leistungsbedarfs über der Flugdauer und Bereitstellung je Antriebssystem	97
4.8	Funktionsdiagramm für Hybridkonfigurationen Turbowellentriebwerk – turboelektrischer Antrieb (HYB-GT-TE)	102
4.9	HYB-GT-TE: Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P (Abschätzung Vorentwurf)	104
4.10	Funktionsdiagramm für Hybridkonfigurationen Brennstoffzelle – Turbowellentriebwerk (HYB-FC-GT)	106

4.11	HYB-GT-FC: Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P (Abschätzung Vorentwurf)	107
4.12	Funktionsdiagramm für Hybridkonfigurationen Turbowellentriebwerk – Batterie (HYB-GT-BAT)	108
4.13	HYB-GT-BAT: Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P (Abschätzung Vorentwurf)	108
4.14	Funktionsdiagramm für Hybridkonfigurationen turboelektrischer Antrieb – Brennstoffzelle (HYB-TE-FC)	109
4.15	HYB-FC-TE: Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P (Abschätzung Vorentwurf)	110
4.16	Funktionsdiagramm für Hybridkonfigurationen turboelektrischer Antrieb – Brennstoffzelle (HYB-TE-BAT)	111
4.17	HYB-FC-BAT: Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P (Abschätzung Vorentwurf)	112
4.18	Funktionsdiagramm für Hybridkonfigurationen turboelektrischer Antrieb – Brennstoffzelle (HYB-FC-BAT)	113
4.19	HYB-FC-BAT: Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P (Abschätzung Vorentwurf)	113
5.1	Parameter-Vergleich MTOM, OEM, DOC und CO_2 -Emissionen, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, Basis-Versionen	128
5.2	Parameter-Vergleich MTOM, OEM, DOC und Lebenszyklus- CO_2 -Emissionen, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, Level-1-optimierte Versionen	129
5.3	Parameter-Vergleich MTOM, OEM, DOC und Lebenszyklus- CO_2 -Emissionen, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, Basis-Versionen	130
5.4	Parameter-Vergleich MTOM, OEM, DOC und Lebenszyklus- CO_2 -Emissionen, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, Level-1-optimierte Versionen	131
5.5	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>GT-LH2-B</i> -Konfiguration	132
5.6	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>TE-LH2-L1</i> -Konfiguration	133
5.7	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>FC-JF-L2</i> -Konfiguration	134
5.8	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>BAT-L1</i> -Konfiguration	135
5.9	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>HYB-GTJF-BAT-L1</i> -Konfiguration	136
5.10	Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P , exemplarisch für ausgewählte Konfigurationen	137
5.11	Aufgliederung der maximalen Startmasse MTOM auf Massegruppen nach Class-II-Methode, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, <i>Basis</i> -Versionen	138
5.12	Aufgliederung der maximalen Startmasse MTOM auf Massegruppen nach Class-II-Methode, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, <i>Basis</i> -Versionen	139

5.13	Aufgliederung der direkten Betriebskosten DOC auf einzelne Kostenelemente, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, <i>Basis</i> -Versionen	140
5.14	Aufgliederung der direkten Betriebskosten DOC auf einzelne Kostenelemente, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, <i>Basis</i> -Versionen	141
5.15	Relative Bewertung aller Mono-Konfigurationen hinsichtlich DOC und Lebenszyklus- CO_2 -Emissionen	142
5.16	Relative Bewertung aller Basis- und Level-1-optimierten Hybrid-Konfigurationen hinsichtlich DOC und Lebenszyklus- CO_2 -Emissionen	143
A.1	Maximaler Auftriebsbeiwert in Landekonfiguration in Abhängigkeit der Flugzeugkategorie	158
A.2	Verhältnis aus maximaler Lande- zu Startmasse $\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$ in Abhängigkeit der Flugzeugkategorie	159
A.3	Maximaler Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration in Abhängigkeit der Flugzeugkategorie	159
A.4	Propellerwirkungsgrad η_P in Abhängigkeit von Schaufelbelastung L und Geschwindigkeit V	160
A.5	Annahmen für Profilwiderstände im Rahmen der Dimensionierung	162
A.6	Statistische Werte für das Verhältnis von maximaler Lande- zu Startmasse	162
A.7	Koeffizienten A und B zur Berechnung der Flügelmasse	173
A.8	Koeffizienten für die Massenabschätzung der operativen Ausrüstung k_{Op} .	177
A.9	Eingabe-Daten für das Scoring-Model zur Auswahl eines Referenz-Flugzeugs	186
A.10	Entwurfsdiagramm der ATR72-500	188
A.11	Ausgewähltes Flügelprofil für das Referenzflugzeug ATR72-500 an der Flügelwurzel: NACA-43017	188
A.12	Definierte Flügelplanfläche für das Referenzflugzeug ATR72-500	188
A.13	Aufgliederung der maximalen Startmasse in Massegruppen des Referenzflugzeugs ATR72-500	189
A.14	Auftriebs-Widerstands-Polare des Referenzflugzeugs ATR72-500	189
A.15	Aufgliederung des Nullwiderstands des Referenzflugzeugs ATR72-500 . .	190
A.16	Aufgliederung der direkten Betriebskosten (DOC) des Referenzflugzeugs ATR72-500	190
A.17	Auswertung verschiedener Quellen zu Ausblicken zur Batterie-Technologie hinsichtlich kritischer Eingabe-Parameter	201
A.18	Vergleich der Funktionsdiagramme für Hybrid-Konfigurationen HYB-GT-TE mit separat bzw. gemeinsam genutztem GT-Propeller	208
A.19	Parameter-Vergleich MTOM, OEM, DOC und CO_2 -Emissionen, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, Level-2-optimierte Versionen	216
A.20	Parameter-Vergleich MTOM, OEM, DOC und CO_2 -Emissionen, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, Level-2-optimierte Versionen	216
A.21	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>GT-LH2</i> -Konfigurationen	217
A.22	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>TE-JF</i> -Konfigurationen	218

A.23	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>TE-LH2</i> -Konfigurationen	219
A.24	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>FC-JF</i> -Konfigurationen	220
A.25	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>FC-LH2</i> -Konfigurationen	221
A.26	Parameter-Sensitivitäts-Analyse hinsichtlich MTOM und DOC für <i>BAT</i> -Konfigurationen	222
A.27	Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P aller Hybrid-Konfigurationen, Teil 1	223
A.28	Verlauf der relativen direkten Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad DH_P aller Hybrid-Konfigurationen, Teil 2	224
A.29	Aufgliederung der maximalen Startmasse MTOM auf Massegruppen nach Class-II-Methode, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, <i>Level-1-optimierte</i> Versionen	225
A.30	Aufgliederung der maximalen Startmasse MTOM auf Massegruppen nach Class-II-Methode, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, <i>Level-1-optimierten</i> Versionen	225
A.31	Aufgliederung der maximalen Startmasse MTOM auf Massegruppen nach Class-II-Methode, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, <i>Level-2-optimierte</i> Versionen	226
A.32	Aufgliederung der maximalen Startmasse MTOM auf Massegruppen nach Class-II-Methode, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, <i>Level-2-optimierte</i> Versionen	226
A.33	Aufgliederung der direkten Betriebskosten DOC auf einzelne Kostenelemente, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, <i>Level-1-optimierte</i> Versionen	227
A.34	Aufgliederung der direkten Betriebskosten DOC auf einzelne Kostenelemente, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, <i>Level-1-optimierte</i> Versionen	227
A.35	Aufgliederung der direkten Betriebskosten DOC auf einzelne Kostenelemente, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, <i>Level-2-optimierte</i> Versionen	228
A.36	Aufgliederung der direkten Betriebskosten DOC auf einzelne Kostenelemente, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen, <i>Level-2-optimierte</i> Versionen	228
A.37	Relative Bewertung aller Hybrid-Konfigurationen hinsichtlich DOC und Lebenszyklus- CO_2 -Emissionen	229
A.38	Trade-Off-Analyse für Mono-Basis-Konfigurationen	230
A.39	Trade-Off-Analyse für Hybrid-Basis-Konfigurationen	230
A.40	Trade-Off-Analyse für Mono-Level-1-Konfigurationen	231
A.41	Trade-Off-Analyse für Hybrid-Level-1-Konfigurationen	231
A.42	Trade-Off-Analyse für Mono-Level-2-Konfigurationen	231
A.43	Trade-Off-Analyse für Hybrid-Level-2-Konfigurationen	232

Tabellenverzeichnis

3.1	Bezeichnung und Beschreibung der 24+1 untersuchten Konfigurationen, Teil 1: Mono-Konfigurationen	25
3.2	Bezeichnung und Beschreibung der 24+1 untersuchten Konfigurationen, Teil 2: Hybrid-Konfigurationen	26
3.3	Ergebnisse der Referenzmethode für die ATR72-500 im Vergleich zu den realen Werten	51
4.1	Annahmen für Vortriebswirkungsgrade η_{Prop} in Abhängigkeit der Antriebsversion der TE-Konfigurationen	73
4.2	Annahmen für spezifische Leistungen $\frac{P}{m}$ der zusätzlichen Komponenten für TE-Konfigurationen	75
4.3	Annahmen für Brennstoffzellen-Leistungsparameter 2011 und im Zieljahr 2040+ (Werte für Gesamtsystem), Quellen siehe vorige Seite	82
5.1	Vergleich der Ergebnisse der GT-LH2-Konfiguration mit ausgewählten Studien zu LH2-betriebenen Flugzeugen	123
5.2	Vergleich der Ergebnisse der BAT-Konfiguration mit ausgewählten Studien zu batteriebetriebenen Flugzeugen	124
5.3	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, Basis-Version	126
5.4	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen (Teil 1), Basis-Version	127
5.5	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, <i>hier</i> : Hybrid-Konfigurationen (Teil 2), Basis-Version	127
A.1	Ausgewählte Typen von Brennstoffzellen	155
A.2	Spezifischer Kraftstoffverbrauch SFC für Turbofans und Turboprops	165
A.3	Ergebnisse der Referenzmethode für den Airbus A318 im Vergleich zu den realen Werten	191
A.4	Gravimetrische Speicherdichten und Massen der untersuchten LH2-Tank-Konfigurationen	196
A.5	Zuordnung der Komponenten des Antriebssystems zur Rumpfgruppe (RG) bzw. zur Flügelgruppe (FG)	198
A.6	Anzahl und Integration der Antriebssysteme aller Hybrid-Konfigurationen	207
A.7	Auswahl der wichtigsten Eingabe-Parameter für <i>TE</i> -Konfigurationen	210
A.8	Auswahl der wichtigsten Eingabe-Parameter für <i>FC</i> -Konfigurationen	211

A.9	Auswahl der wichtigsten Eingabe-Parameter für BAT-Konfigurationen . .	212
A.10	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, Level-1-optimierte-Version	213
A.11	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, hier: Hybrid-Konfigurationen (Teil 1), Level-1-optimierte Version	213
A.12	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, hier: Hybrid-Konfigurationen (Teil 2), Level-1-optimierte Version	214
A.13	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, <i>hier</i> : Mono-Konfigurationen, Level-2-optimierte Version	214
A.14	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, hier: Hybrid-Konfigurationen (Teil 1), Level-2-optimierte Version	215
A.15	Ausgewählte Entwurfsdimensionen, hier: Hybrid-Konfigurationen (Teil 2), Level-2-optimierte Version	215

Verzeichnis von Abkürzungen und Formelzeichen

Abkürzungen

AC	Aerodynamic center, Neutralpunkt
AEA	Association of European Airlines
B	Base Version, Basis-Version
BAT	Battery, Batterie
BLI	Boundary Layer Ingestion, Grenzschichteinsaugung
BPR	Bypass Ratio, Nebenstrom-Verhältnis
BTL	Biomass-to-Liquid, Biomasse-zu-Flüssigkeit
BWB	Blended wing body, Nur-Flügel-Flugzeug
CG	Center of gravity, Schwerpunkt
CMF	Common Core Multi Fans, verteilte Antriebe mit gemeinsamem Triebwerkskern
CTL	Coal-to-Liquid, Kohle-zu-Flüssigkeit
DEN	Distributed engines, verteilte Antriebe
DEX	Distributed Exhaust, verteilter Auslass
DOC	Direct Operating Cost, direkte Betriebskosten
FC	Fuel Cell, Brennstoffzelle
FPR	Fan Pressure Ratio, Fan-Druckverhältnis
GT	Gas turbine engine, Gasturbinentriebwerk
GTL	Gas-to-Liquid, Gas-zu-Flüssigkeit
HEFA	Hydroprocessed-Ester-and-Fatty-Acids, hydro-behandelte Ester und Fettsäuren
HTS	High Temperature Superconductors, Hochtemperatur-Supraleiter
HWB	Hybrid wing body
HYB	Hybrid configuration, Hybrid-Konfiguration
JF	Jet Fuel, Kerosin

L1	Level 1 Optimized Version, Level-1-optimierte Version
L2	Level 2 Optimized Version, Level-2-optimierte Version
LE	Leading edge, Vorderkante
LH2	Liquid Hydrogen, flüssiger Wasserstoff
LTO	Landing Take-off cycle, Lande- und Startvorgang
MAC	Mean Aerodynamic Chord, mittlere aerodynamische Profiltiefe
MONO	Mono configuration, Mono-Konfiguration
MTOM	Maximum Take-off Mass, maximale Startmasse
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
OEI	One Engine Inoperative, Ausfall eines Triebwerks
OEM	Operating Empty Mass, Betriebsleermasse
PAX	Passengers, Passagiere
PEM	Proton Exchange Membrane, PEM-Brennstoffzelle
PMAD	Power Management and Distribution System, Leistungs-Management und -Verteilungssystem
PSFC	Power Specific Fuel Consumption, leistungsspezifischer Treibstoffverbrauch
PTL/Turboprop	Turbo Prop, Propeller-Turbinen-Luftstrahl-Triebwerk
PSFC	Power Specific Fuel Consumption, leistungsspezifischer Treibstoffverbrauch
SEC	Specific Energy Consumption, spezifischer Energieverbrauch
SFC	Specific Fuel Consumption, (schub)spezifischer Treibstoffverbrauch
SOFC	Solid Oxide Fuel Cell, SOFC-Brennstoffzelle
STL	Sunlight-to-Liquid, Sonnenlicht-zu-Flüssigkeit
TE	Trailing edge, Hinterkante bzw. Turboelectric, turboelektrisch
TF/Turbofan	Turbo Fan, Turbinenluftstrahltriebwerk
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption, schubspezifischer Treibstoffverbrauch
UAV	Unmanned Aerial Vehicle, unbemanntes Luftfahrzeug
UHC	Unburnt Hydrocarbons, unverbrannte Kohlenwasserstoffe
ZFM	Zero Fuel Mass, Null-Treibstoff-Masse

Formelzeichen

A	Aspect Ratio, Streckung
α	Angle of attack, Anstellwinkel
b	Span, Spannweite
B	Breguet Factor, Breguet Reichweitenfaktor
β	Yaw angle, Gierwinkel
c	Chord, Profiltiefe bzw. Airfoil coefficient, Profilbeiwert (2D)
C	Capacity, Kapazität
Co	Costs, Kosten
d	Diameter, Durchmesser
D	Drag, Widerstand
DH	Degree of Hybridization, Hybridisierungsgrad
δ	Deflection angle, Ausschlagwinkel
e	Oswald factor, Oswald Faktor
ϵ	Wing twist, Flügelverwindung bzw. wash down angle, Abwindwinkel
η	Efficiency, Wirkungsgrad bzw. Ratio of dynamic pressure, Verhältnis der Staudrücke
FF	Form Factor, Formfaktor
g	Acceleration due to gravity, Erdbeschleunigung
γ	Climb gradient, Steiggradient bzw. isentropic exponent, Isentropenexponent
h	Altitude, Höhe
H	Heating value, Heizwert
i	Incidence angle, Einstellwinkel bzw. current, Stromstärke
k	Constant, Konstante/Koeffizient
l	Length, Länge bzw. Hebelarm
L	Lift, Auftrieb bzw. Blade loading, Schaufelbelastung bzw. Labor rate, Stundensatz
L/D	Lift-Drag-Ratio, Gleitzahl
λ	tapper ratio, Zuspitzung bzw. (für Rumpf) slenderness, Schlankheitsgrad
m	Mass, Masse
M	Mach number, Machzahl bzw. Torque around y-axis, Moment bezüglich y-Achse bzw. Mass fractio, Massenanteile
n	Number, Anzahl bzw. load, Lastvielfaches

N	Torque around z-axis, Moment bezüglich z-Achse
OE	Operating empty, betriebsleer
p	Interest rate, Zinssatz bzw. Inflationsrate
P	Power, Leistung
Pr	Price, Preis
ϕ	Sweep angle, Pfeilungs-Winkel
q	Dynamic pressure, Staudruck
Q	Interference Factor, Interferenzfaktor
r	Radius, Radius
R	Range, Reichweite
Rt	Rating, Batterie-Rating
s	Distance, Strecke
S	Surface area, Fläche
σ	Relative density, Relative Luftdichte
SoC	State of charge, Ladung (Batterie)
t	Thickness, Dicke bzw. Time, Zeit
T	Thrust, Schub
τ	Thickness Ratio, Verhältnis der Dicken an Flügelspitze und Flügelwurzel
V	Velocity, Geschwindigkeit
ϖ	Power control parameter, Leistungs-Steuerungsparameter
ν	Dihedral angle, V-Winkel
x	Distance in x-direction, Abstand in x-Richtung
y	Distance in y-direction, Abstand in y-Richtung
Δy	Leading Edge Sharpness Parameter, Vorderkanten-Parameter
Y	Force in y-direction, Kraft in y-Richtung (Querachse)
z	Distance in z-direction, Abstand in z-Richtung

Indices

$()_0$	Zero lift, Nullauftrieb bzw. normal null, Normalnull
$()_{25}$	Quarter chord, 25% der Profiltiefe
$()_\alpha$	with regards to angle of attack, bezüglich Anstellwinkel
$()_{AC}$	Aerodynamic center, Neutralpunkt

$()_{AF}$	Airframe, Flugzeugstruktur ohne Ersatzteile
$()_{APP}$	Approach, Anflug
$()_{av}$	Average, Durchschnitt
$()_{BAT}$	Battery, Batterie
$()_{Bl}$	Blade, Propeller-Blätter
$()_{CAB}$	Cabin, Kabine
$()_{CG}$	Center of gravity, Schwerpunkt
$()_{CL}$	Climb, Steigflug
$()_{conv}$	Conventional, konventionelles (Referenz-)Flugzeug
$()_{CR}$	Cruise, Reiseflug
$()_{Crew}$	Crew, Crew
$()_{CO}$	Cockpit, Cockpit
$()_{crit}$	Critical, kritisch (z. B. Machzahl)
$()_{cycles}$	Cycles, Zyklen
$()_D$	Drag, Widerstand bzw. Dive, Sturz (z. B. Sturzgeschwindigkeit)
$()_{DD}$	Drag divergence, Widerstandsanstieg
$()_{DEP}$	Depreciation, Abschreibung
$()_{DES}$	Descent, Sinkflug
$()_{DOC}$	Direct operating costs, direkte Betriebskosten
$()_{delivery}$	Delivery, Auslieferung
$()_{design}$	Design, Entwurf
$()_{downscaling}$	downscaling, herunterskaliert
$()_E$	Engines, Triebwerke
$()_{E-recup}$	Energy Recuperation, Energie-Rückgewinnung
$()_{Elec}$	Electricity, Strom
$()_{GND}$	Electric Motor, E-Motor
$()_{Em}$	Emissions, Emissionen
$()_{EmFee}$	Emission Fees, Emissions-Strafgebühren
$()_{est}$	estimated, geschätzt
$()_f$	Flaps, Hinterkantenklappen bzw. friction, Reibung
$()_F$	Fuselage, Rumpf
$()_{FC}$	Fuel Cell, Brennstoffzelle
$()_{Fee}$	Fees, Gebühren
$()_{ff}$	Fuel fraction, Kraftstoffanteil
$()_{Fl}$	Flight, Flug

$()_{Fuel}$	Fuel, Kraftstoff
$()_{Gear}$	Gear, Getriebe
$()_{Gen}$	Generator, Generator
$()_{GND}$	Ground, Boden
$()_{grav}$	gravimetric, gravimetrisch
$()_{GT}$	Gas turbine engine, Gasturbinentriebwerk
$()_H$	Horizontal Tail, Höhenleitwerk
$()_{HYB}$	Hybrid, Hybrid-Konfiguration
$()_i$	Counting variable, Laufvariable (z. B. Flugsegment)
$()_{in}$	inner, innerer (Wirkungsgrad)
$()_{Ins}$	Insurance, Versicherung
$()_{inst}$	installed, installiert
$()_{inboardengines}$	Inboard engines, bezogen auf innere Triebwerke
$()_{Ins}$	Interest, Zinsen
$()_{JF}$	Jet Fuel, Jet Fuel
$()_k$	Kink, Übergang vom inneren zum äußeren Flügel
$()_L$	Lift, Auftrieb bzw. Landing, Landung
$()_{LEMAC}$	Leading edge mean aerodynamic chord, Vorderkante bei der mittleren aerodynamischen Profiltiefe
$()_{LFL}$	Landing Field Length, Sicherheitslandestrecke
$()_{LG}$	Landing gear, Fahrwerk
$()_{LG,main}$	Main landing gear, Haupt-Fahrwerk
$()_{LG,nose}$	Nose landing gear, Bug-Fahrwerk
$()_{LH2}$	Liquid hydrogen, flüssiger Wasserstoff
$()_{MA}$	Missed Approach, Durchstarte-Manöver
$()_{MAC}$	Mean Aerodynamic Chord, mittlere aerodynamische Profiltiefe
$()_{Main}$	Maintenance, Wartung
$()_{max}$	Maximum value, maximaler Wert
$()_{mech}$	mechanical, mechanisch
$()_{ML}$	Max. Landing, maximale Lande-(masse)
$()_{MONO}$	Mono, Mono-Konfiguration
$()_{MPL}$	Max. Payload, maximale Nutzlast
$()_{MTO}$	Max. Take-off, maximale Start-(masse)
$()_N$	Nacelles, Triebwerksgondeln
$()_{NAV}$	Navigation, Flugsicherung

$()_{OE}$	Operating empty, Betriebsleer-(masse)
$()_{OEI}$	One engine inoperative, bei Ausfall eine Triebwerks
$()_{Op}$	Operative Equipment, operative Ausrüstung
$()_{outboardengines}$	Outboard engines, bezogen auf äußere Triebwerke
$()_{PL}$	Payload, Nutzlast
$()_P$	Propeller, Propeller
$()_{PAX}$	Passenger, Passagiere
$()_{PMAD}$	Power Management and Distribution System, Leistungs-Management- und -Verteilungssystem
$()_{PrimPS}$	Primary Propulsion System, primäres Antriebssystem
$()_{Prop}$	Propulsion System, Antriebssystem
$()_r$	Root, Flügelwurzel
$()_{ref}$	Reference, Referenz (z. B. Referenz-Oberfläche)
$()_{relief}$	Relief, entlastendes Biegemoment
$()_{residual}$	Residual, Restwert
$()_{rev}$	revised, reviediert
$()_s$	Slat, Vorflügel/Vorderkantenklappen
$()_S$	Stall, Überziehen (z. B. Überziehgeschwindigkeit)
$()_{scaling}$	scaling, skaliert
$()_{SecPS}$	Secondary Propulsion System, Sekundäres Antriebssystem
$()_{seats}$	Seats, Sitze
$()_{seats,abreast}$	Seats Abreast, Sitze pro Reihe
$()_{Shaft}$	Shaft, Welle
$()_{ShroudProp}$	Shrouded Propeller, Mantelpropeller
$()_{Spare}$	Spare Parts, Ersatzteile
$()_{struct}$	Structure, Struktur
$()_{SubSys}$	Subsystem, Teilsystem(eines Antriebssystems)
$()_{sup}$	supplied, zugeführt
$()_{SYS}$	Systems, Systeme
$()_t$	Tip, Flügelspitze
$()_T$	Taxi, Taxi bzw. Thrust, Schub
$()_{Tank}$	Tank, Tank
$()_T$	Turbo Generator, Turbogenerator (Turbowellentriebwerk + Generator)
$()_{therm}$	thermical, thermisch

$()_{TO}$	Take-off, Start
$()_{TOFL}$	Take-off Field Length, Sicherheitsstartstrecke
$()_{tot}$	Total, Gesamt-
$()_{ult}$	Ultimate, Bruch- (z. B. Bruch-Lastfaktor)
$()_V$	Vertical Tail, Seitenleitwerk
$()_W$	Wing, Flügel
$()_{wave}$	Wave, Wellen (z. B. Wellenwiderstand)
$()_{wet}$	Wetted, benetzt (z. B. benetzte Oberfläche)