

Modellbasierter Entwurf und Bewertung von multifunktionalen Brennstoffzellensystemen auf Flugzeugebene

Vom Promotionsausschuss der
Technischen Universität Hamburg-Harburg
zur Erlangung des akademischen Grades
Doktor Ingenieur
genehmigte Dissertation

von

Dipl.-Ing.
Hauke Peer Lüdders

aus Cloppenburg

2014

1. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke
Institut für Flugzeug-Systemtechnik
Technische Universität Hamburg-Harburg

2. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Günter Ackermann
Institut für Elektrische Energiesysteme und Automation
Technische Universität Hamburg-Harburg

Tag der mündlichen Prüfung: 14. März 2014

Schriftenreihe Flugzeug-Systemtechnik

Band 1/2014

Hauke Peer Lüdders

**Modellbasierter Entwurf und Bewertung von
multifunktionalen Brennstoffzellensystemen
auf Flugzeugebene**

Shaker Verlag
Aachen 2014

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.: Hamburg-Harburg, Techn. Univ., Diss., 2014

Copyright Shaker Verlag 2014

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

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-2857-7

ISSN 1861-5279

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

„Essentially, all models are wrong, but some are useful.“

GEORGE E. P. BOX

Für Annika

Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand im Wesentlichen während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Flugzeug-Systemtechnik der Technischen Universität Hamburg-Harburg. Die notwendigen Grundlagen dieser Promotion sind im Rahmen des Hamburger Leuchtturmprojektes „Kabinentechnologie und Multifunktionale Brennstoffzelle“ geschaffen worden.

An erster Stelle möchte ich ganz herzlich meinem Doktorvater Herrn Professor Dr.-Ing. Frank Thielecke danken, der mir immer Vertrauen und volle Unterstützung sowie die nötige wissenschaftliche Anleitung gegeben hat, ohne die diese Arbeit nicht entstanden wäre. Herrn Prof. Dr.-Ing. Günter Ackermann danke ich für seine freundliche Bereitschaft, das Zweitgutachten zu verfassen.

Ich möchte meinem Projektpartner Airbus Operations GmbH für dieses sehr spannende Forschungsthema und das Vertrauen in meine Fähigkeiten danken. Besonders möchte ich an dieser Stelle Barnaby Law, Torsten Stengel und Jörg Tappermann nennen, die mir auch nach meinem Wechsel zu Airbus dort die notwendigen Freiräume geschaffen haben, um diese Arbeit weiter zu entwickeln. Im Rahmen des o.g. Forschungsprojektes fand eine Vielzahl von wissenschaftlichen Studien statt. Durch das besonders freundschaftliche und kollegiale Miteinander der Doktoranden der beteiligten Universitäten sind sehr interessante themenübergreifende Erkenntnisse und Veröffentlichungen entstanden, die anders nicht möglich gewesen wären und für die ich mich bedanken möchte.

Herzlich danke ich auch allen Mitarbeitern und ehemaligen Kollegen, die mich während meiner Zeit am Institut begleitet haben. Neben dem fachlichen Austausch stand auch immer das Persönliche im Fokus. Während dieser Zeit haben sich tiefe Freundschaften entwickelt, wofür ich mich ganz besonders und hier stellvertretend bei Jan Haar, Matthias Krings und Hendrik Strummel bedanken möchte. Zudem möchte ich meinen ehemaligen Studenten, insbesondere Florian Kirchner, Riko Bornholdt, Jan Grymlas und Hendrik Strummel danken, die durch ihre Diplomarbeiten wichtige Beiträge zu dieser Arbeit leisteten.

Ich danke auch Sebastian Altmann, der mir beim Verfassen dieser Arbeit als Diskussionspartner immer wichtiges Feedback und Mut gegeben hat.

Besonders möchte ich mich aber bei meiner Familie, insbesondere bei meiner Frau Annika sowie meinen guten Freunden bedanken, die mir Rückhalt, Liebe und die nötige Kraft gegeben haben, dieses Vorhaben abzuschließen. – Danke!

Hamburg, im April 2014

Hauke Lüdders

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	xi
Tabellenverzeichnis	xv
Nomenklatur	xvii
Formelzeichen	xvii
Indizes	xx
Abkürzungen	xxiv
1 Einleitung	1
1.1 Zielsetzung	3
1.2 Struktur	4
2 Entwicklungen und Trends in der Brennstoffzellentechnologie	7
2.1 Klassifizierung von Brennstoffzellen	7
2.2 Funktionsweise einer Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzelle	10
2.3 Konzepte zur Wasserstoffspeicherung	13
2.3.1 Metallhydrid-Speicher	13
2.3.2 Gas-Speicher	14
2.3.3 Kryogene Speicher	14
2.4 Systemtechnisches Potential für die PEMFC-Technologie	16
2.5 Luftfahrttechnische Anwendungen	19
3 Entwurfsprozess für Brennstoffzellensysteme	25
3.1 Allgemeiner Flugzeug-Entwurfsprozess	26
3.2 Einfluss der Flugzeugsysteme auf den Flugzeugvorentwurf	29
3.3 Anforderungen an einen Entwurfsprozess für Brennstoffzellensysteme	31
3.4 Entwickelter Entwurfsprozess	32

4	Strategien zur Systemintegration	35
4.1	Funktionale Systemintegration	35
4.1.1	Autonome Energieversorgung am Boden	36
4.1.2	Notenergie-Versorgung	37
4.1.3	Unterstützung des elektrischen Netzwerkes im Fehlerfall	39
4.1.4	Bereitstellung von Inertgas zur Treibstofftank-Inertisierung	40
4.1.5	Bereitstellung von Inertgas zur Frachtraum-Brandbekämpfung	44
4.1.6	Generierung von Frischwasser	47
4.2	Flugzeugseitige Integration	49
4.2.1	Bereitstellung von Kühlleistung	49
4.2.2	Luftversorgung des Brennstoffzellensystems	51
4.2.3	Leistungseinspeisung in das Bordnetz	52
4.3	Zusammenfassung	56
5	Systementwurfs-Methodik	59
5.1	Aufbau der Systementwurfs-Methodik	59
5.2	Komponenten-Auslegung und Optimierung	63
5.2.1	Herausforderungen bei der Auslegung von Brennstoffzellensystemen	64
5.2.2	Bekanntes Verfahren zur Auslegung und Optimierung von Systemen im Flugzeugvorentwurf	66
5.2.3	Bedarf und Ziele für die Entwicklung einer neuartigen modellbasierten Optimierungsmethode	68
5.3	Modellbasierte Auslegungs- und Optimierungsmethode	70
5.3.1	Auslegungs- und Optimierungsverfahren	71
5.3.2	Vorteile des entwickelten Auslegungs- und Optimierungsverfahrens	73
5.3.3	Vergleich zwischen einer Verhaltensparameter-basierten und einer Geometrieparameter-basierten Optimierung .	75
5.3.4	Erweiterung zur Berücksichtigung mehrerer Auslegungspunkte	81
5.3.5	Implementierung der Software SOFIS	85

5.4	Optimierungsalgorithmus	86
5.4.1	Beschreibung des Optimierungsproblems	87
5.4.2	Klassifizierung des Optimierungsproblems	88
5.4.3	Der NSGA-II Algorithmus	90
5.4.4	Erweiterung und Modifikation	91
5.4.5	Analyse der Leistungsfähigkeit	94
5.5	Modellbibliotheken	96
5.5.1	Anforderungen und Modellierungsansätze	96
5.5.2	Beispielkomponente: Rohrleitung	100
5.5.3	Beispielkomponente: Ventilator	104
5.5.4	Beispielkomponente: Brennstoffzellenstack	108
5.5.5	Beispielkomponente: Wärmeübertrager	113
5.6	Zusammenfassung	119
6	Bewertung auf Flugzeugebene	121
6.1	Konzepte zur Bewertung von Systemen auf Flugzeugebene . . .	121
6.1.1	Heutige Verfahren	121
6.1.2	Motivation zur Entwicklung eines erweiterten Verfahrens (SYSFUEL ⁺)	126
6.2	Entwicklung der benötigten Teilmodule für SYSFUEL ⁺	128
6.2.1	Triebwerk-Modul	128
6.2.2	Flugmechanik-Modul	137
6.2.3	Flugzeug-Resize-Modul	145
6.3	Aufbau von SYSFUEL ⁺	156
6.3.1	Programmblöcke	157
6.3.2	Validierung	162
6.4	Illustratives Bewertungsbeispiel	163
6.4.1	Vorstellung des Integrationskonzeptes	164
6.4.2	Bewertung des Integrationskonzeptes	166
6.4.3	Erweiterung um ein elektrisches Taxi-System	167
6.5	Zusammenfassung	169

7	Beispielentwicklung eines multifunktionalen Brennstoffzellensystems	171
7.1	Teil 1: Funktionale Integrationsstrategie auf Flugzeug-Systemebene	172
7.2	Teil 2: Entwurf des Brennstoffzellensystems	173
7.2.1	Identifikation der Unterfunktionen und der Auslegungspunkte auf Systemebene (Phase 1)	173
7.2.2	Systemarchitektur-Entwurf (Phase 2)	176
7.2.3	Komponenten-Auslegung und Optimierung (Phase 3)	179
7.2.4	Validierung und Analyse (Phase 4)	184
7.3	Teil 3: Bewertung auf Flugzeugebene	189
8	Zusammenfassung und Ausblick	193
A	Auszug aus der Norm MIL-STD-704F	197
B	Weiterführende Ergebnisse zu den Anwendungsbeispielen (Kapitel 6)	199
C	Beispiel: Anforderungen für das multifunktionale Brennstoffzellensystem	203
	Literaturverzeichnis	207

Abbildungsverzeichnis

1.1	(a) DLR Forschungsflugzeug ATRA auf der Internationalen Luftfahrtausstellung (ILA) in Berlin 2008; (b) Brennstoffzellensystem, installiert im Cargo-Bereich des ATRA	3
2.1	Schematischer Aufbau einer PEMFC, nach [32]	10
2.2	Qualitativer Verlauf einer Spannungs-Stromdichten-Kennlinie einer PEMFC, nach [132]	12
2.3	Kryogener Wasserstoffspeicher, nach [124] und [184]	15
2.4	Typisches 80 kW Brennstoffzellensystem aus dem Jahr 2008, vereinfacht nach [85]	17
2.5	Prognostiziertes 80 kW Brennstoffzellensystem für das Jahr 2015, vereinfacht nach [85]	18
2.6	Typische Systemarchitektur für ein multifunktionales Brennstoffzellensystem im Kabinenbereich, nach [139]	21
2.7	Multifunktionaler Integrationsansatz für Brennstoffzellensysteme, nach AIRBUS [47], [103]	22
3.1	Phasen des Flugzeug-Entwurfsprozesses, nach [13]	26
3.2	Schematischer Ablauf des Vorentwurfs, nach [13]	28
3.3	Einfluss von Systemen auf den Flugzeugentwurf	30
3.4	Entwurfsprozess für multifunktionale Brennstoffzellensysteme	33
4.1	Schematische Darstellung eines Inertgas-Trocknungssystems	41
4.2	Schematische Darstellung eines brennstoffzellenbasierten Frachtraum-Brandbekämpfungssystems	45
4.3	Schematische Darstellung eines brennstoffzellenbasierten Wassergenerierungssystems	47
4.4	Grundschtaltung eines Tief- und eines Hochsetzstellers	53

4.5	Fehlertoleranter Hoch-Tiefsetzsteller bei serieller Verschaltung von zwei Brennstoffzellenstacks, nach [87]	54
4.6	Tiefsetzsteller mit By-Pass-Schaltung, nach [108]	55
4.7	Ausnutzung des Spannungstoleranzbandes zur Reduktion des Betriebsbereiches des Tiefsetzstellers, nach [109]	55
5.1	Struktur der Systementwurfs-Methodik	60
5.2	Systemarchitektur für ein Brennstoffzellensystem mit der Funktion „Notenergie-Versorgung“	63
5.3	Vereinfachtes Brennstoffzellensystem	64
5.4	Auslegungs- und Optimierungsverfahren (bei einem Auslegungspunkt)	71
5.5	Geometrie- und Massenbestimmung auf Basis der simulierten Zustandsgrößen	74
5.6	Ergebnis der geometrischen Optimierung nach jeder Generation . .	77
5.7	Ergebnis der Verhaltensparameter-Optimierung nach jeder Generation	78
5.8	Zielfunktion der Geometrieparameter-Optimierung (w_{HX} , h_{tube} , h_{fin} , $n_{loop} = \text{konst.}$)	79
5.9	Zielfunktion der Verhaltensparameter-Optimierung ($\Delta p_{liq} = \text{konst.}$)	79
5.10	Vergleich wiederholt durchgeführter Optimierungsstudien	80
5.11	Multifunktionales Brennstoffzellensystem mit zwei Auslegungspunkten	82
5.12	Erweitertes Auslegungs- und Optimierungsverfahren	83
5.13	Lösungs- und Zielraum einer Zielvektorfunktion $\mathbf{Q}(\mathbf{x})$ mit $n = 3$ und $m = 2$, nach [186]	87
5.14	Klassifizierung von Optimierungsproblemen, nach [186]	88
5.15	Ablaufschema des NSGA-II, nach [28]	91
5.16	Ablaufschema der implementierten Optimierungssequenz	93
5.17	Approximation einer Pareto-Front mit und ohne <i>crowding-distance</i> -Modifikation	94
5.18	Vergleich der Pareto-Front Approximation von drei unabhängigen Durchläufen	95
5.19	Schematische Darstellung des Rohrleitungsmodells	101
5.20	Struktogramm des Rohrleitungs-Auslegungsskriptes	104
5.21	Schematische Darstellung eines Radiallüfters	105

5.22	Struktogramm des Radialventilator-Auslegungsskriptes	108
5.23	Schematische Darstellung des Brennstoffzellenstacks	109
5.24	Schematische Darstellung und Topologie des Wärmeübertragers mit $n_{backflow} = 1, n_{loop} = 2, n_{tube} = 6$ und $n_{passage} = 5$	114
5.25	Struktogramm des Wärmeübertrager-Auslegungsskriptes	118
5.26	Struktogramm der Unterfunktion HX_{geo}	119
6.1	Prinzipieller Aufbau von SYSFUEL, nach [33]	126
6.2	Prinzipieller Aufbau von SYSFUEL ⁺	128
6.3	Triebwerkstationen eines Geared-Turbofan-Triebwerkes, aus [98]	129
6.4	Erhöhung des spezifischen Treibstoffverbrauches infolge von Sekun- därleistungsentnahmen, aus [33]	134
6.5	Einbindung der Triebwerk-Listen im Triebwerk-Modul	136
6.6	Qualitativer Verlauf einer Referenz-Flugmission in den einzelnen Flugphasen	139
6.7	Vereinfachtes Kräftegleichgewicht am Flugzeug, nach [189]	141
6.8	Qualitative Darstellung der Approximation der Aerodynamik	143
6.9	Aufbau des Flugmechanik-Moduls	145
6.10	Triebwerkgewicht in Abhängigkeit des Reiseschubs	147
6.11	Spezifischer Treibstoffverbrauch in Abhängigkeit des Reiseschubs	148
6.12	Darstellung des Triebwerk-Resize durch Interpolation der Triebwerk-Listen	149
6.13	Schematische Darstellung der Flügelgeometrie	150
6.14	Ablaufdiagramm des Flugzeug-Resize-Moduls	155
6.15	Oberste Programm-Ebene von SYSFUEL ⁺	156
6.16	FuelCalc-Block	158
6.17	PreProcess-Block	160
6.18	Ablaufdiagramm von SYSFUEL ⁺	161
6.19	Absoluter Fehler von SYSFUEL ⁺ im Vergleich zu TEVA	163
6.20	Relativer Fehler von SYSFUEL ⁺ im Vergleich zu TEVA	164
6.21	Evaluierungsergebnis des Anwendungsbeispiels	167
6.22	Evaluierungsergebnis des Anwendungsbeispiels mit einem elektri- schen Taxi-System	168

7.1	Systemarchitektur des Beispielsystems	178
7.2	Pareto-Front des Beispielsystems	183
7.3	Validierung der Anforderung #7: Bereit gestellte elektrische Leistung und Wasserstoffverbrauch des Systems	185
7.4	Validierung der Anforderung #7: Abzuführende Wärmelast an die Umgebung und produzierte Stackleistung	186
7.5	Bereit gestellte elektrische Leistung während einer 500 nm-Mission bei ISA+0 K Umgebungsbedingungen	187
7.6	Wasserstoffbedarf und Füllstand des Wasserstoffspeichers (voll gefüllt zu Beginn) während einer 500 nm-Mission bei ISA+0 K Umgebungsbedingungen	188
7.7	An die Umgebung abzuführende Wärmelast und induzierter Luftwiderstand während einer 500 nm-Mission bei ISA+0 K Umgebungsbedingungen	188
7.8	Evaluierungsergebnis des gewählten Integrationskonzeptes	190
A.1	Erlaubtes Spannungstoleranzband eines HVDC-Netzwerkes nach MIL-STD-704F, aus [29]	197
B.1	Differenz des Treibstoffverbrauchs vor und nach der Systemintegration. 2930 nm Mission; kein Taxi-System	199
B.2	Differenz des Treibstoffverbrauchs vor und nach der Systemintegration. 500 nm Mission; kein Taxi-System	200
B.3	Differenz des Treibstoffverbrauchs vor und nach der Systemintegration. 2930 nm Mission; mit Taxi-System	200
B.4	Differenz des Treibstoffverbrauchs vor und nach der Systemintegration. 500 nm Mission; mit Taxi-System	201

Tabellenverzeichnis

2.1	Zusammenfassung der fünf Haupttypen von Brennstoffzellen, nach [4] und [107]	8
5.1	Variablenklassifikation nach der BOND-GRAPH-Theorie, nach [15]	69
5.2	Größen der Geometrieparameter-Optimierung	76
5.3	Größen der Verhaltensparameter-Optimierung	76
5.4	Anforderungen an die Modellbibliotheken, aus [64]	97
5.5	GP-Modellparameter einer Rohrleitung	101
5.6	VP-Modellparameter einer Rohrleitung	103
5.7	GP-Modellparameter des Radialventilators	106
5.8	VP-Modellparameter des Radialventilators	107
5.9	GP-Modellparameter des Brennstoffzellenstacks	109
5.10	VP-Modellparameter des Brennstoffzellenstacks	112
5.11	GP-Modellparameter des Wärmeübertragers	114
5.12	VP-Modellparameter des Wärmeübertragers	117
6.1	Designparameter des betrachteten Geared-Turbofan-Triebwerkes	131
6.2	Nebenbedingungen bei der Modellherleitung	132
6.3	Optimierungsvariablen bei der Modellherleitung	132
6.4	Parameter zur Beschreibung der Startphase unter extremen Umweltbedingungen	133
6.5	Einzuhaltende Nebenbedingungen während der Startphase unter extremen Umweltbedingungen	134
6.6	Benötigte Triebwerk-Listen zur Berücksichtigung der Sekundärleistungsentnahmen	135
6.7	Benötigte Geometrieparameter für den Flügel-Resize	150
6.8	Benötigte Geometrieparameter für den Leitwerk-Resize	153
6.9	Gewichtsbilanz des Anwendungsbeispiels	165

6.10	Auswirkungen des Brennstoffzellensystems und des Inertgassystems	166
7.1	Gewicht der obsoleten Referenzsysteme	172
7.2	Einsparungen durch das Ersetzen des Inertgassystems	173
7.3	Unterfunktionen für die Funktion „Autonome Energieversorgung am Boden“	174
7.4	Unterfunktionen für die Funktion „Unterstützung des elektrischen Netzwerkes im Fehlerfall“	175
7.5	Unterfunktionen für die Funktion „Bereitstellung von Inertgas zur Treibstofftank-Inertisierung“	175
7.6	Unterfunktionen für die Funktion „Bereitstellung von Inertgas zur Frachtraum-Brandbekämpfung“	176
7.7	Verhaltensparameter des Systemsimulationsmodells	180
7.8	Operationsparameter des Auslegungspunktes 1	181
7.9	Operationsparameter der Auslegungspunkte 2 und 3	181
7.10	Finale Parameter der Systemauslegung	184
7.11	Gewichtsbilanz für das gewählte Integrationskonzept	189
7.12	Weitere Auswirkungen des gewählten Integrationskonzeptes	190
C.1	Anforderungsliste für das multifunktionale Brennstoffzellensystem	203

Nomenklatur

Formelzeichen

Lateinische Formelzeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
A	[m ²]	Fläche
b_S	[kg/s/N]	spezifischer Treibstoffverbrauch
b_W	[m]	Flügel-Spannweite
c	[J/kg/K]	spezifische Wärmekapazität
C	[J/s/K]	Wärmekapazitätsstrom
C^*	[-]	Wärmekapazitätsstromverhältnis
C_D	[-]	Widerstandsbeiwert
C_L	[-]	Auftriebsbeiwert
F		Pareto-Front
F	[N]	Schub
g	[m/s ²]	Erdbeschleunigung
geo		Geometrie Größen (zusammengefasst)
h	[m]	Höhe
\dot{H}	[W]	Enthalpiestrom
h_{rel}	[-]	Zapfluft-Entnahmeposition
H_l	[J/kg]	Unterer Heizwert
I	[A]	Stromstärke
i	[A/cm ²]	Stromdichte
i_G	[-]	Getriebeübersetzung
k	[-]	Wichtungsfaktor
l	[m]	Länge
L	[kW]	Höhe der Sekundärleistungsentnahme
L	[N]	Auftrieb

Zeichen	Einheit	Bedeutung
<i>Listen</i>		Triebwerk-Listen
m	[kg]	Masse
\dot{m}	[kg/s]	Massenstrom
M	[kg/mol]	Molmasse
Ma	[-]	MACH-Zahl
Map		Kennfeld
n	[-]	Anzahl
N	[-]	Populationsgröße
\bar{N}	[-]	Böenlastfaktor
NTU	[-]	Number of Transfer Units
Nu	[-]	NUSSELT-Zahl
p	[Pa]	Druck
P	[W]	Leistung
P_t		Elterngeneration
<i>polcve</i>		Polkurve
Pr	[-]	PRANDTL-Zahl
q	[Pa]	dynamischer Druck
Q	[-]	eine Dimension des Zielraums
\dot{Q}	[W]	Wärmestrom
Q_t		Nachkommen
R	[m]	Reichweite
R_{TM}	[-]	Quotient Startschub/ maximales Abfluggewicht
R_{TT}	[-]	Reiseschub-/Startschub-Verhältnis
Re	[-]	REYNOLDS-Zahl
S	[m ²]	Bezugsoberfläche
\dot{S}	[W/K]	Entropiestrom
<i>states</i>		Zustandsvariablen (zusammengefasst)
<i>stepsize</i>	[m]	Schrittweite
t	[s]	Zeit
T	[K]	Temperatur
<i>topology</i>		Topologiegrößen (zusammengefasst)
$\frac{t_p}{c}$	[-]	relative Flügelprofiltiefe
U	[V]	Spannung
u	[V]	Zellpannung

Zeichen	Einheit	Bedeutung
v	[m/s]	Geschwindigkeit
V	[-]	Volumenkoeffizient
\dot{V}	[m ³ /s]	Volumenstrom
V_D	[m/s]	maximale Sturzfluggeschwindigkeit
w	[m]	Tiefe
x	[-]	eine Dimension des Lösungsraums
X	[kg/kg]	Massenanteil
x_{EH}	[m]	Hebelarm des Höhenleitwerks
x_{EV}	[m]	Hebelarm des Seitenleitwerks

Griechische Formelzeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
γ	[rad]	Bahnwinkel
ω	[rad/s]	Winkelgeschwindigkeit
Φ	[-]	Flussgröße
ϕ_{25}	[rad]	Flügelpfeilung
Ψ	[-]	Potentialgröße
ρ	[kg/m ³]	Dichte
σ	[-]	OSWALD-Faktor
τ	[Nm]	Drehmoment
ε	[-]	Effizienz
ϵ	[-]	Konvergenzschranke
ζ	[-]	Reibkoeffizient

Mengen und Vektoren

Zeichen	Einheit	Bedeutung
\mathbb{F}		Zielraum
\mathbb{L}		Lösungsraum

Zeichen	Einheit	Bedeutung
Q		Zielvektorfunktion
x		Verhaltensparametersatz

Indizes

Index	Bedeutung
0	Initialwert
2	Einlaufzustand Triebwerk
13	Nebenstrom des Triebwerks
3	Zustand nach Hochdruckverdichter
4	Zustand Brennkammeraustritt
21	Hauptstrom des Triebwerks
22	Zustand vor Niederdruckverdichter
24	Zustand nach Niederdruckverdichter
25	Zustand vor Hochdruckverdichter
41	Turbineneintritt
<i>500nm</i>	500 nm-Mission
<i>2930nm</i>	2930 nm-Mission
<i>AC</i>	Flugzeug
<i>AIC</i>	Zwischenkühler
<i>air</i>	Luft
<i>Alu</i>	Aluminium
<i>APU</i>	Hilfsgasturbine
<i>aux</i>	Nebenaggregate
<i>B</i>	Zapfluft
<i>backflow</i>	Rückfluss
<i>bendth</i>	Biegung
<i>c</i>	kalte Seite
<i>CargoFire</i>	Frachtraum-Brandbekämpfungssystem
<i>cell</i>	Zelle
<i>CFK</i>	kohlefaserverstärkter Kunststoff

Index	Bedeutung
<i>comp</i>	Komponente
<i>cool</i>	Kühlung
<i>cor</i>	korrigiert
<i>dyn</i>	dynamisch
<i>D</i>	Widerstand
<i>DC</i>	Auslegungspunkt
<i>dry</i>	trocken
<i>E</i>	Triebwerk
<i>ECD</i>	Triebwerkabkühlung
<i>EH</i>	Höhenleitwerk
<i>el</i>	elektrisch
<i>ESU</i>	Triebwerkaufwärmung
<i>EV</i>	Seitenleitwerk
<i>fan</i>	Ventilator
<i>FC</i>	Brennstoffzelle
<i>FCS</i>	Brennstoffzellenstack
<i>fin</i>	Luftfinne
<i>fix</i>	konstant
<i>fluid</i>	Fluid
<i>fric</i>	Reibung
<i>FTIS</i>	Treibstofftank-Inertisierungssystem
<i>gas</i>	gasförmig
<i>gate</i>	Gate-Phase
<i>Gear</i>	Getriebe
<i>gen</i>	generiert
<i>Gen</i>	Triebwerkgenerator
<i>H₂</i>	Wasserstoff
<i>H₂O</i>	Wasser
<i>HPC</i>	Hochdruckverdichter
<i>HPS</i>	Hochdruckwelle
<i>HPT</i>	Hochdruckturbine
<i>ht</i>	warme Seite

Index	Bedeutung
<i>HX</i>	Wärmeübertrager
<i>Hyd</i>	hydraulisch
<i>i</i>	Zählvariable
<i>in</i>	Eingang
<i>ISA</i>	Standardatmosphäre
<i>K</i>	Treibstoff
<i>k</i>	Zählvariable 2
<i>lam</i>	Laminar
<i>landing</i>	Landung
<i>length</i>	Länge
<i>LG</i>	Fahrwerk
<i>liq</i>	flüssig
<i>loop</i>	Schleife
<i>loss</i>	Verlust
<i>LPC</i>	Niederdruckverdichter
<i>LPS</i>	Niederdruckwelle
<i>LPT</i>	Niederdruckturbine
<i>LW</i>	Landegewicht
<i>max</i>	maximal
<i>MHPS</i>	maximale Leistungsentnahme Hochdruckwelle
<i>min</i>	minimal
<i>MLPS</i>	maximale Leistungsentnahme Niederdruckwelle
<i>mot</i>	Motor
<i>MTOW</i>	maximales Abfluggewicht
<i>MZFW</i>	maximales Leertankgewicht
<i>N</i>	Reiseschub
<i>NO_x</i>	Stickoxid
<i>noz</i>	Einlaufdüse
<i>O₂</i>	Sauerstoff
<i>out</i>	Ausgang
<i>ovl</i>	übergeordnet
<i>passage</i>	Gaspassage

Index	Bedeutung
<i>pipe</i>	Rohrleitung
<i>plates</i>	Endplatten
<i>PS</i>	Triebwerkswelle
<i>pump</i>	Pumpe
<i>r</i>	Flügelrippen
<i>real</i>	realer Wert
<i>ref</i>	Referenzwert
<i>req</i>	benötigt
<i>rot</i>	rotatorisch
<i>S</i>	statisch
<i>sim</i>	Simulation
<i>size</i>	Baugröße
<i>spec</i>	spezifisch
<i>start</i>	Start der Take-off-Phase
<i>stat</i>	stationär
<i>switch</i>	Schaltpunkt
<i>sys</i>	System
<i>T</i>	total
<i>t/o</i>	Abflug
<i>TAS</i>	wahre Fluggeschwindigkeit
<i>taxi</i>	Taxi-Phase
<i>th</i>	theoretisch
<i>TOW</i>	Abfluggewicht
<i>tube</i>	Kühlrohr
<i>var</i>	variabel
<i>W</i>	Flügel
<i>wheel</i>	Lauftrad

Abkürzungen

Abk.	Bedeutung
A/C	Flugzeug
ACARE	Advisory Council for Aeronautical Research in Europe
ACM	Air-Cycle-Machine
AFC	alkalische Brennstoffzelle
AP	Auslegungspunkt
APU	Auxiliary Power Unit
ASM	Air Separation Module
DC	Gleichstrom
dc	drag-count
DOE	US Department of Energy
EA	evolutionärer Optimierungsalgorithmus
EASA	Europäische Luftfahrtbehörde
EU	Europäische Union
FAA	US-amerikanische Luftfahrtbehörde
FCS	Brennstoffzellenstack
FH	flight hour
FTIS	Treibstofftank-Inertisierungssystem
<i>GD</i>	geometrisch-dynamisch
<i>GP</i>	Geometrieparameter
HT	Hochtemperatur
HVDC	High Voltage DC
HX	Wärmeübertrager
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFE	In-Flight-Entertainment
ISA	International Standard Atmosphere
MCFC	Schmelzkarbonat-Brennstoffzelle
MEA	More-Electric-Aircraft

Abk.	Bedeutung
NACA	U.S. National Advisory Committee for Aeronautics
NPSS	Numerical Propulsion System Simulation
NSGA	Nondominated Sorting Genetic Algorithm
OBIGS	On-Board Inertgas Generation System
PAFC	Phosphorsäure-Brennstoffzelle
PBI	Polybenzimidazol dotiert mit Phosphorsäure
PEMFC	Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzelle
PGW	Poly-Glycol-Wasser
RAT	Ram Air Turbine
SOFC	Festoxid-Brennstoffzelle
SoFIS	Sizing and optimization of implicit Systems
TEFO	Total Engine Flame Out
TEVA	Technology Value Analysis
VP	Verhaltensparameter
WHO	Weltgesundheitsorganisation
