

Florian Dextl

## **Ein Beitrag zur multidisziplinären Optimierung aktiv morphender Tragflügelsegmente unter Berücksichtigung aerodynamischer und struktureller Ziele**

# **Ein Beitrag zur multidisziplinären Optimierung aktiv morphender Tragflügelsegmente unter Berücksichtigung aerodynamischer und struktureller Ziele**

Von der Fakultät Maschinenwesen der Technischen Universität Dresden zur  
Erlangung des akademischen Grades Doktoringenieur (Dr.-Ing.)  
angenommene

## **Dissertation**

von

**Dipl.-Ing. Florian Dexl**  
geboren am 31. März 1991 in Ingolstadt

Tag der Einreichung: 06. September 2022

Tag der Verteidigung: 14. April 2023

Vorsitzender der Promotionskommission: Prof. Dr.-Ing. Harald Pfifer  
*Technische Universität Dresden*

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Klaus Wolf  
*Technische Universität Dresden*  
Prof. Dr.-Ing. Sebastian Heimbs  
*Technische Universität Braunschweig*



Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

**Florian Dexl**

**Ein Beitrag zur multidisziplinären Optimierung aktiv  
morphender Tragflügelsegmente unter Berücksichti-  
gung aerodynamischer und struktureller Ziele**

Shaker Verlag  
Düren 2023

**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., 2023

Copyright Shaker Verlag 2023

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

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-9280-6

ISSN 0945-2214

Shaker Verlag GmbH • Am Langen Graben 15a • 52353 Düren

Telefon: 02421 / 99 0 11 - 0 • Telefax: 02421 / 99 0 11 - 9

Internet: [www.shaker.de](http://www.shaker.de) • E-Mail: [info@shaker.de](mailto:info@shaker.de)

## **Vorwort**

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter an der Professur für Luftfahrzeugtechnik der Technischen Universität Dresden in den Jahren 2016 bis 2022. Hierbei flossen Erkenntnisse aus dem Verbundprojekt HyMoWi (Hybrid-Morphing-Wing – Zukunftspotentiale hybrid-morphender Tragflügel), gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms V-2 (Förderkennzeichen: 20E1509B), ein.

Mein Dank gilt insbesondere meinem Doktorvater Herrn Prof. Dr.-Ing. Klaus Wolf, der die Anregung für das Forschungsthema gab, die Arbeit wissenschaftlich betreute und stets mit Rat zur Seite stand. Weiterhin danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Sebastian Heimbs für die Übernahme des Zweitgutachtens und dem aufrichtigen Interesse an der Arbeit, Herrn Prof. Dr.-Ing. Harald Pfifer für den Vorsitz sowie Herrn Prof. Dr.-Ing. habil. Jochen Fröhlich und Herrn Prof. Dr. Johannes Markmiller für die Vervollständigung der Promotionskommission.

Den Kolleginnen und Kollegen der Professur für Luftfahrzeugtechnik danke ich herzlich für die angenehme Arbeitsatmosphäre. Besonderer Dank gilt dabei Herrn Dipl.-Ing. Andreas Hauffe für zahlreiche fachliche Diskussionen sowie die engagierte Betreuung der Rechentechnik und Software am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik.

Abschließend gebührt ein ganz persönlicher Dank meinen Eltern Jutta und Norbert Dexl, meiner Schwester Veronika Schmidt sowie meinen Freunden, insbesondere Roy Scheider, für ihre stete Unterstützung.

Dresden, im Juli 2023

Florian Dexl



## **Kurzfassung**

Die aerodynamisch optimale Form von Flugzeugflügeln hängt von dem konkreten Flugzustand ab. Konventionelle Flugzeugflügel sind in der Regel für den dominierenden Flugzustand des Reiseflugs optimiert. Außerhalb dessen ist die Formgebung aerodynamisch suboptimal und führt gegenüber einer angepassten Geometrie zu erhöhten Widerständen. Formveränderliche Flügel versprechen eine stetige Anpassung an den jeweiligen Flugzustand und bieten damit das Potential für eine Widerstandsreduktion und Effizienzsteigerung zukünftiger Verkehrsflugzeuge. Bei der Entwicklung von Konzepten formveränderlicher Flügel stellen die problemimmanenten Wechselwirkungen zwischen Aerodynamik, Struktur und Aktuatorik eine wesentliche Herausforderung dar. Für die ganzheitliche Bewertung und Optimierung formveränderlicher Flügel sind demnach effiziente multidisziplinäre Methoden erforderlich. Die vorliegende Arbeit stellt eine Methode zur multidisziplinären Mehrzieloptimierung aktiv formveränderlicher Flügelsegmente vor. Zielstellung ist der Erhalt von Strukturkonzepten mit möglichst geringem Widerstand über variierende Flugzustände und möglichst geringer Strukturmasse. Die Optimierungsmethode erlaubt hierfür eine simultane Optimierung der nachgiebigen Struktur des Flügelsegments, dessen Aktuierung und der Zielkontur. Durch den vergleichenden Einsatz von drei Methoden zur Parametrisierung der Struktur wird die generelle Anwendbarkeit der Optimierungsmethode nachgewiesen. Eine beispielhafte Anwendung der Methode zeigt die Krümmungsänderung des Flügelsegments als treibende Formänderung zur Widerstandsminimierung bei variierenden Flugzuständen auf. Die kontinuierliche Anpassung der Krümmung erlaubt das Beibehalten eines nahezu konstanten Widerstandsbeiwerts. Eine abschließende Bewertung der möglichen Energieeinsparung erlaubt die ganzheitliche Quantifizierung des Potentials der aktiven Formänderung des Flügelsegments.

## **Abstract**

The aerodynamically optimal shape of aircraft wings depends on the specific flight condition. Conventional wings are usually optimized for the dominating cruise flight condition. Outside of it, the shape is aerodynamically suboptimal and results in increased drag compared with adapted geometries. Morphing wings promise a continuous adaptation to the current flight conditions and therefore offer the potential for drag reduction and efficiency increase of future transport aircraft. When developing morphing wing concepts, the problem inherent interactions of aerodynamics, structure and actuation pose a main challenge. Therefore, efficient multidisciplinary methods are needed for the comprehensive analysis and optimization of morphing wings. This thesis presents a multidisciplinary multi-objective optimization method of active morphing wing segments. The aim is to obtain structural concepts with minimal drag over varying flight conditions as well as minimal mass. Therefore, the optimization method allows to concurrently optimize the compliant structure of the wing segment, its actuation and the target shape. The comparative use of three different structural parameterization methods demonstrates the general applicability of the optimization method. An exemplary application of the method shows that the camber variation of the wing segment is the driving shape change for drag minimization over varying flight conditions. The continuous adaptation of the camber allows to maintain an almost constant drag coefficient. A final evaluation of the achievable energy reduction allows the potential of an active morphing wing segment to be quantified holistically.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>V</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation	1
1.2 Ziele und grundlegende Annahmen	3
1.3 Aufbau	4
<b>2 Stand der Forschung</b>	<b>5</b>
2.1 Begriffsdefinition und -abgrenzung aktiv formveränderlicher Flügel	5
2.2 Aktiv formveränderliche Flügel	5
2.2.1 Motivation und Potential	6
2.2.2 Historie und Konzepte aktiv formveränderlicher Flügel	7
2.3 Optimierungsmethoden aktiv formveränderlicher Flügel	9
2.3.1 Aerodynamische Optimierungsmethoden	10
2.3.2 Strukturelle Optimierungsmethoden	12
2.3.3 Aero-strukturelle Optimierungsmethoden	15
2.4 Einordnung der Arbeit in den wissenschaftlichen Kontext	17
<b>3 Grundlagen</b>	<b>21</b>
3.1 Flugmechanische und aerodynamische Grundlagen	21
3.2 Flügelprofile	23
3.2.1 Profilgeometrie	24
3.2.2 Profilaerodynamik	25
3.3 Grenzschichttheorie	28
3.4 Zweidimensionale Strömungssimulation	30
3.5 Methode der Finiten Elemente	31
3.5.1 Linear-statische Strukturanalyse	32
3.5.2 Zwei-Knoten Balkenelement <i>beam2</i>	33
3.6 Fluid-Struktur Kopplung	33
3.7 Numerische Optimierung	34
3.7.1 Evolutionäre Algorithmen	36
3.7.2 Optimierungsprogramm <i>GEOpS<sup>2</sup></i>	38
3.7.3 Konvergenzkriterien für Mehrzieloptimierungen	38
<b>4 Konzept des aktiv formveränderlichen Flügelsegments</b>	<b>41</b>
4.1 Strukturkonzept	41
4.2 Randbedingungen und Ziele	42
4.3 Zugrundeliegende Vereinfachungen infolge zweidimensionaler Betrachtung	42
4.3.1 Aerodynamik	42

4.3.2	Struktur . . . . .	43
4.4	Bestimmung aerodynamischer Betriebspunkte . . . . .	44
<b>5</b>	<b>Erweiterung des Finite Elemente Löasers <i>FiPPS</i><sup>2</sup></b>	<b>45</b>
5.1	Anbindung des aerodynamischen Löasers <i>XFOIL</i> . . . . .	45
5.1.1	Datenaustausch über <i>XfoilWrapper</i> . . . . .	45
5.1.2	Bestimmung der kritischen <i>MACH</i> -Zahl in <i>XfoilWrapper</i> . . . . .	47
5.2	Zweidimensionale Fluid-Struktur Kopplung . . . . .	48
5.2.1	Übertragung der Oberflächendrücke . . . . .	49
5.2.2	Übertragung der Verschiebungen . . . . .	51
<b>6</b>	<b>Aerodynamische Optimierung</b>	<b>53</b>
6.1	Parametrische Beschreibung von Flügelprofilen . . . . .	54
6.1.1	BÉZIER-PARSEC Methode . . . . .	56
6.1.2	Class-Shape Transformation Methode . . . . .	56
6.1.3	<i>PODFoil</i> – Profilparametrisierung durch Singulärwertzerlegung . . . . .	59
6.2	Optimierungsablauf . . . . .	63
6.2.1	Zielgrößen . . . . .	63
6.2.2	Nebenbedingungen . . . . .	65
6.2.2.1	Aerodynamische Nebenbedingungen . . . . .	65
6.2.2.2	Geometrische Nebenbedingung . . . . .	67
6.2.3	Aerodynamisches Bewertungsmodell . . . . .	67
6.2.4	Optimierungsparameter . . . . .	69
6.3	Optimierungsergebnisse . . . . .	70
6.3.1	Anwendungsfall 1: Generisches Anwendungsbeispiel . . . . .	70
6.3.1.1	Konvergenz . . . . .	71
6.3.1.2	PARETO-Fronten . . . . .	74
6.3.1.3	Ausgewählte Individuen . . . . .	75
6.3.1.4	Plausibilitätsprüfung mit höherwertigem Strömungslöser . . . . .	79
6.3.2	Anwendungsfall 2: Reiseflug subsonisches Verkehrsflugzeug . . . . .	89
6.3.2.1	Konvergenz . . . . .	89
6.3.2.2	PARETO-Fronten . . . . .	89
6.3.2.3	Ausgewählte Individuen . . . . .	90
6.3.2.4	Plausibilitätsprüfung mit höherwertigem Strömungslöser . . . . .	92
6.4	Wesentliche Ergebnisse . . . . .	96
<b>7</b>	<b>Aero-strukturelle Optimierung</b>	<b>99</b>
7.1	Parametrische Modellbeschreibung . . . . .	99
7.1.1	Strukturparametrisierung . . . . .	99
7.1.1.1	LINDENMAYER-Zellsysteme . . . . .	100
7.1.1.2	VORONOI-Diagramme . . . . .	105
7.1.1.3	Bijektive Graphbeschreibung . . . . .	108
7.1.1.4	Grundlegender Vergleich der Parametrisierungsmethoden . . . . .	112
7.1.2	Beschreibung der Strukturdicke . . . . .	114
7.1.3	Aktuatorplatzierung und -modellierung . . . . .	116
7.1.4	Modellierung des Flügelholms . . . . .	119

7.2	Umsetzung des Modellgenerators . . . . .	119
7.3	Modellierungsdetails . . . . .	121
7.3.1	Strukturmodell . . . . .	121
7.3.2	Aerodynamisches Modell . . . . .	122
7.4	Beschreibung des Optimierungsproblems . . . . .	122
7.4.1	Flugzustände . . . . .	123
7.4.2	Approximation weiterer Widerstandsanteile . . . . .	125
7.4.2.1	Approximation des Trimmwiderstands . . . . .	125
7.4.2.2	Approximation des Wellenwiderstands . . . . .	128
7.4.3	Zielgrößen . . . . .	129
7.4.4	Nebenbedingungen . . . . .	131
7.4.4.1	Aerodynamische Nebenbedingungen . . . . .	131
7.4.4.2	Geometrische Nebenbedingungen . . . . .	131
7.4.4.3	Strukturelle Nebenbedingungen . . . . .	132
7.4.5	Aero-strukturelles Bewertungsmodell . . . . .	133
<b>8</b>	<b>Anwendungsbeispiel und Effizienzabschätzung</b>	<b>137</b>
8.1	Problemdefinition . . . . .	137
8.1.1	Referenzflugzeug . . . . .	137
8.1.2	Missionsprofil . . . . .	138
8.1.3	Parameter des formveränderlichen Flügelsegments . . . . .	138
8.1.4	Optimierungsparameter . . . . .	140
8.2	Aero-strukturelle Optimierung . . . . .	140
8.2.1	Konvergenz . . . . .	142
8.2.2	PARETO-Fronten . . . . .	144
8.2.3	Detailbetrachtungen ausgewählter Individuen . . . . .	145
8.2.3.1	Strukturlösungen mittels LINDENMAYER-Zellsystemen . . . . .	146
8.2.3.2	Strukturlösungen mittels VORONOI-Diagrammen . . . . .	150
8.2.3.3	Strukturlösungen mittels Bijektiver Graphbeschreibung . . . . .	153
8.2.4	Aerodynamische Analyse . . . . .	155
8.2.5	Vergleich der Methoden zur Strukturparametrisierung . . . . .	159
8.2.6	Fazit zu Charakteristika der Strukturlösungen . . . . .	160
8.3	Effizienzbewertung . . . . .	161
8.3.1	Modell zur Ermittlung des Treibstoffbedarfs . . . . .	162
8.3.2	Approximation des Flugzeuggesamtwidestands . . . . .	165
8.3.3	Approximation des Energiebedarfs für aktive Formänderung . . . . .	167
8.3.4	Ergebnisse der Effizienzbewertung . . . . .	168
<b>9</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>175</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>179</b>
	<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>203</b>
	<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>213</b>

<b>Anhang</b>	<b>215</b>
A.1 Grundlagen des Zwei-Knoten Balkenelements <i>beam2</i>	215
A.1.1 Elementsteifigkeitsmatrix	215
A.1.2 Thermomechanische Lasten	218
A.1.3 Spannungsberechnung	218
A.2 Ergänzende Details zur Erweiterung des Finite Elemente Löser <i>FiPPS<sup>2</sup></i>	220
A.2.1 Linienlast auf Balkenelement	220
A.2.2 Kontaktformulierung – Knoten zu Balkenelement	221
A.2.3 Berechnung der Gesamtdehnungsenergie	222
A.3 Ergänzungen zur Profilparametrisierung mittels Singulärwertzerlegung <i>PODFoil</i>	224
A.3.1 POD-Moden 7 bis 22	224
A.3.2 Modale Energie	227
A.4 Wertebereiche der Parameter zur Profilparametrisierung	228
A.4.1 BÉZIER-PARSEC BP 3434	228
A.4.2 <i>PODFoil</i>	229
A.5 Vergleichsprofile	230
A.6 Erweiterte Ergebnisdarstellung zu aerodynamischer Optimierung	231
A.6.1 Anwendungsfall 1	231
A.6.1.1 PARETO-Fronten	231
A.6.1.2 RANS-Nachrechnung des Individuums CST10_2	235
A.6.2 Anwendungsfall 2	237
A.6.2.1 Konvergenz	237
A.6.2.2 PARETO-Fronten	239
A.6.2.3 Ausgewählte Individuen	243
A.6.2.4 RANS-Nachrechnung des Individuums <i>PODFoil10_2</i>	246
A.7 Widerstandspolaren zur Approximation des Trimmwiderstands	248
A.8 Daten des Referenzflugzeugs	252
A.9 Erweiterte Ergebnisdarstellung zu Anwendungsbeispiel und Effizienzabschätzung	253
A.9.1 Aero-strukturelle Optimierung	253
A.9.1.1 PARETO-Fronten	253
A.9.1.2 Individuum LM_1	255
A.9.1.3 Individuum LM_2	256
A.9.1.4 Individuum VD_1	257
A.9.1.5 Individuum VD_2	258
A.9.1.6 Individuum BG_1	259
A.9.1.7 Individuum BG_2	260
A.9.1.8 Widerstandspolaren	261

# Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole	Bedeutung	Einheit
$\mathbf{0}$	Nullvektor	-
$\mathbf{0}_{3 \times 3}$	Nullmatrix der Dimension $3 \times 3$	-
$a$	Schallgeschwindigkeit	m/s
$a_{\log}$	Basis der logarithmischen Verteilung	-
$A$	Elementquerschnittsfläche / Balkenquerschnittsfläche	mm <sup>2</sup>
$A_{\text{seg}}$	Flächeninhalt des Flügelsegments	mm <sup>2</sup>
$A_{Z,0}$	Fläche der Ursprungszelle bei Zellteilung eines LINDEN-MAYER-Zellsystems	mm <sup>2</sup>
$A_{Z,1}$	Fläche der ersten neu entstehenden Zelle bei Zellteilung eines LINDENMAYER-Zellsystems	mm <sup>2</sup>
$A_{Z,2}$	Fläche der zweiten neu entstehenden Zelle bei Zellteilung eines LINDENMAYER-Zellsystems	mm <sup>2</sup>
$\delta A_{\text{seg}}$	Relative Änderung des Flächeninhalts des Flügelsegments	-
$b$	Spannweite	m
$b_0, b_2, b_8, b_{15}, b_{17}$	Zusatzparameter der BÉZIER-PARSEC Methode BP 3434	-
$b_f$	Spezifischer Treibstoffverbrauch	kg/(Nh)
$b_{\text{HLW}}$	Spannweite des Höhenleitwerks	m
$b_M$	Breite einer Moving Morphable Component	-
$c_a$	Zweidimensionaler Auftriebsbeiwert	-
$c_{a,\text{HLW}}$	Zweidimensionaler Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks	-
$c_{a,\text{max,min}}$	Minimal geforderter maximaler zweidimensionaler Auftriebsbeiwert	-
$c_{a,\text{Ziel}}$	Zweidimensionaler Zielauftriebsbeiwert	-
$c_m$	Zweidimensionaler Momentenbeiwert	-
$c_{m,\text{max}}$	Maximal zulässiger zweidimensionaler Momentenbeiwert	-
$c_p$	Druckbeiwert	-
$c'_p$	Druckbeiwert vor Kompressibilitätskorrektur	-
$c_{p,\text{krit}}$	Kritischer Druckbeiwert	-
$c_{pT}$	Spezifische Wärmekapazität	J/(kg K)
$c_w$	Zweidimensionaler Widerstandsbeiwert	-
$\tilde{c}_w$	Approximation des zweidimensionalen Widerstandsbeiwerts	-
$c_{w,\text{ges}}$	Zweidimensionaler Gesamtwiderstandsbeiwert	-

---

$c_{w,HLW}$	Zweidimensionaler Widerstandsbeiwert des Höhenleitwerks	-
$c_{w,Trim}$	Zweidimensionaler Trimmwiderstandsbeiwert	-
$c_{w,W}$	Zweidimensionaler Wellenwiderstandsbeiwert	-
$\Delta c_w$	Änderung des zweidimensionalen Widerstandsbeiwerts	-
$\Delta c_{w,max}$	Maximal zulässige Änderung des zweidimensionalen Widerstandsbeiwerts	-
$C_1$	Kopplungsmatrix zwischen Verschiebungsvektor des abhängigen Knotens und Verschiebungsvektor des ersten unabhängigen Knotens	-
$C_2$	Kopplungsmatrix zwischen Verschiebungsvektor des abhängigen Knotens und Verschiebungsvektor des zweiten unabhängigen Knotens	-
$C_A$	Dreidimensionaler Auftriebsbeiwert	-
$C_{CST}$	Klassenfunktion der CST Parametrisierung	-
$C_M$	Dreidimensionaler Momentenbeiwert	-
$C_p$	Druckbeiwert am dreidimensionalen Flügel	-
$C_{u,1}$	Kopplungsmatrix zwischen Verschiebungsvektor des projizierten Knotens und Verschiebungsvektor des ersten Knotens des zugehörigen Finiten Elements	-
$C_{u,2}$	Kopplungsmatrix zwischen Verschiebungsvektor des projizierten Knotens und Verschiebungsvektor des zweiten Knotens des zugehörigen Finiten Elements	-
$C_W$	Dreidimensionaler Widerstandsbeiwert	-
$C_{W,Flügel}$	Dreidimensionaler Widerstandsbeiwert des Flügels	-
$C_{W,Flugzeug}$	Dreidimensionaler Gesamtwiderstandsbeiwert des Flugzeugs	-
$C_{W,ind}$	Induzierter Widerstandsbeiwert	-
$C_{W0,ges}$	Dreidimensionaler Gesamtnullwiderstandsbeiwert des Flugzeugs	-
$C_{W0,Rest}$	Dreidimensionaler Nullwiderstandsbeiwert des Flugzeugs ohne Flügel	-
$C_\mu$	Modellkonstante zur Bestimmung der turbulenten kinematischen Viskosität	-
$e$	OSWALD-Faktor	-
$e_f$	Element des Fluidnetzes	-
$e_s$	Element des Strukturnetzes	-
$E$	Elastizitätsmodul	MPa
$f$	Zielfunktion	-
$\mathbf{f}$	Kraftvektor	N
$\mathbf{f}_{Akt}$	Vektor der Aktuatorkräfte	N
$f_{BG,1}$	Hilfsfunktion der Bijektiven Graphbeschreibung	-
$f_{BG,2}$	Hilfsfunktion der Bijektiven Graphbeschreibung	-
$f_{Ersatz}$	Ersatzzielfunktion	-
$\mathbf{f}_{Ersatz}$	Vektor der Ersatzzielfunktionen	-

$f_T$	Vektor der thermomechanischen Lasten	N
$f_Z$	Vektor der Zielfunktionen	-
$F$	Kraft	N
$F_A$	Auftriebskraft	N
$F_{A,HLW}$	Auftriebskraft des Höhenleitwerks	N
$F_G$	Gewichtskraft	N
$F_{res}$	Resultierende Kraft	N
$F_S$	Schubkraft	N
$F_W$	Widerstandskraft	N
$F_{W,HLW}$	Widerstandskraft des Höhenleitwerks	N
$FC$	Flugzustand	-
$g$	Erdbeschleunigung	m/s <sup>2</sup>
$g_{BG}$	Ganzzahlige Kodierung der Bijektiven Graphbeschreibung	-
$g_{BG}^*$	Normierte Kodierung der Bijektiven Graphbeschreibung als Gleitkommazahl	-
$g_{BG,max}$	Maximalwert der ganzzahligen Kodierung der Bijektiven Graphbeschreibung	-
$g_{NB}$	Nebenbedingung	-
$G$	Schubmodul	MPa
$\mathcal{G}$	Zweidimensionaler Graph	-
$h$	POD-Koeffizient	-
$H$	Flughöhe	m
$\mathcal{H}$	Hypervolume Indikator	-
$H_c$	Reiseflughöhe	m
$H_f$	Schmelzenthalpie	J/K
$H_K$	Kinematischer Formfaktor	-
$H_{K,max}$	Maximum des kinematischen Formfaktors entlang der Profilkontur und des Nachlaufs	-
$H_{Kerosin}$	Heizwert von Kerosin	J/kg
$i$	Zählvariable / Iterationsschritt	-
$I$	Flächenträgheitsmoment	mm <sup>4</sup>
$I_T$	Torsionsflächenmoment	mm <sup>4</sup>
$j$	Zählvariable	-
$J_{BG}$	Hilfsfunktion der Bijektiven Graphbeschreibung	-
$k$	Zählvariable	-
$k_a$	Abhängiger Knoten	-
$k_f$	Knoten des Fluidnetzes	-
$k_s$	Knoten des Strukturnetzes	-
$k_t$	Turbulente kinetische Energie	m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>
$k_{u1}$	Erster unabhängiger Knoten	-
$k_{u2}$	Zweiter unabhängiger Knoten	-
$K$	Binomialkoeffizient	-
$\mathbf{K}$	Gesamtsteifigkeitsmatrix	-
$\mathbf{\hat{K}}$	Elementsteifigkeitsmatrix	-

$\hat{K}_{11}, \hat{K}_{12}, \hat{K}_{22}$	Teilmatrizen der Elementsteifigkeitsmatrix des Zwei-Knoten Balkenelements	-
$K_{DE}$	Mutationsstärkenkonstante	-
$l$	Profilschenlänge	m
$l_e$	Balkenelementlänge	mm
$l_{ef}$	Elementlänge Fluidnetz	mm
$l_{es}$	Elementlänge Strukturnetz	mm
$l_{e,1}$	Kleinste Kantenlänge der ersten neu entstehenden Zelle bei Zellteilung eines LINDENMAYER-Zellsystems	mm
$l_{e,2}$	Kleinste Kantenlänge der zweiten neu entstehenden Zelle bei Zellteilung eines LINDENMAYER-Zellsystems	mm
$l_{e,min}$	Mindestkantenlänge der neu entstehenden Zellen eines LINDENMAYER-Zellsystems	mm
$l_M$	Länge einer Moving Morphable Component	-
$l_s$	Stablänge	mm
$l_u$	Bezugsflügeltefe	m
$l_{u,HLW}$	Bezugsflügeltefe des Höhenleitwerks	m
$m$	Masse	kg
$m_f$	Treibstoffmasse	kg
$m_{f,Akt}$	Äquivalente Treibstoffmasse für Aktuierungsenergie	kg
$m_{f,ges}$	Bruttobedarf Treibstoffmasse	kg
$m_{OE}$	Betriebsleermasse	kg
$m_{seg}$	Masse des Flügelsegments	kg
$m_{TO}$	Abflugmasse	kg
$\delta m_f$	Relative Differenz der Treibstoffmasse	-
$\delta m_{f,ges}$	Relative Änderung des Bruttobedarfs an Treibstoffmasse	-
$M$	Moment	N m
$M_{HLW}$	Aerodynamisches Moment des Höhenleitwerks	N m
$M_M$	Molare Masse	g/mol
$Ma$	MACH-Zahl	-
$Ma_c$	Reiseflug-MACH-Zahl	-
$Ma_{DD}$	Drag Divergence MACH-Zahl	-
$Ma_{HLW}$	MACH-Zahl am Höhenleitwerk	-
$Ma_{krit}$	Kritische MACH-Zahl	-
$\mathbf{n}$	Normalenvektor	-
$n_{af}$	Anzahl Flügelprofile	-
$n_c$	Anzahl Kreuzungspunkte	-
$n_{CST}$	Anzahl Formfunktionen der CST Parametrisierung	-
$n_{Div}$	Anzahl Zellteilungen	-
$n_{dof}$	Anzahl Knotenfreiheitsgrade	-
$n_{DV}$	Anzahl Differenzvektoren	-
$n_{e,f}$	Anzahl Elemente des Fluidnetzes	-
$n_{e,s}$	Anzahl Elemente des Strukturnetzes	-
$n_{EV}$	Anzahl Entwurfsvariablen	-
$n_{EW}$	Anzahl Eigenwerte	-

---

$n_{\text{int}}$	Anzahl Integrationssegmente / Integrationspunkte	-
$n_{\text{koord}}$	Anzahl Koordinatenpunkte	-
$n_{\text{krit}}$	Kritischer Exponent des $e^n$ -Transitionsmodells	-
$n_{\text{MMC}}$	Anzahl Moving Morphable Components	-
$n_{\text{NB}}$	Anzahl Nebenbedingungen	-
$n_{\text{p}}$	Anzahl Punkte eines Graphen	-
$n_{\text{Param}}$	Parameteranzahl <i>PODFoil</i> Profilparametrisierung	-
$n_{\text{POD}}$	Anzahl verwendeter POD-Koeffizienten	-
$n_{\text{S}}$	Anzahl Segmente eines Graphen	-
$n_{\text{t}}$	Anzahl Stützstellen zur Dickendefinition	-
$n_{\text{VL}}$	Anzahl Linien eines VORONOI-Diagramms	-
$n_{\text{VP}}$	Anzahl Ausgangspunkte eines VORONOI-Diagramms	-
$n_{\text{Z}}$	Anzahl Zielfunktionen	-
$n_{\text{Zellen,max}}$	Maximal resultierende Zellenanzahl eines LINDENMAYER-Zellsystems	-
$N_{\text{k1}}, N_{\text{k2}}, N_{\text{k3}}$	Kubische Ansatzfunktionen	-
$N_{\text{k4}}$		
$N_{\text{l1}}, N_{\text{l2}}$	Lineare Ansatzfunktionen	-
$p$	Statischer Druck	MPa
$\mathbf{p}$	Vektor der Oberflächendrücke	MPa
$\mathbf{p}_{\text{BG}}$	Ortsvektor des Punkts eines zweidimensionalen Graphen	-
$p_{\text{et}}$	Druck auf ein Element des Fluidnetzes	MPa
$p_{\text{es}}$	Druck auf ein Element des Strukturnetzes	MPa
$p'_{\text{es}}$	Unkorrigierter Druck auf ein Element des Strukturnetzes	MPa
$p_{\text{ks}}$	Druck an einem Knoten des Strukturnetzes	MPa
$p_{\text{m}}$	Mutationswahrscheinlichkeit	-
$p_{\text{POD}}$	Parameter der <i>PODFoil</i> Profilparametrisierung	-
$\mathbf{p}_{\text{V}}$	Ortsvektor des Ausgangspunkts eines VORONOI-Diagramms	-
$P$	Zellteilungsregel der LINDENMAYER-Zellsysteme	-
$P_{\text{A}}$	Zellteilungsregel des Tokens A	-
$P_{\text{B}}$	Zellteilungsregel des Tokens B	-
$P_{\text{X}}$	Zellteilungsregel des Terminals X	-
$Pr$	PRANDTL-Zahl	-
$q$	Linienlast	N/mm
$\hat{q}$	POD-Mode	-
$q_{\infty}$	Staudruck	MPa
$\mathbf{r}_0$	Benutzerdefinierter Orientierungsvektor des Balkenelements im globalen Koordinatensystem	-
$\mathbf{r}_1$	Erster Richtungsvektor des Balkenelements im globalen Koordinatensystem	-
$\mathbf{r}_2$	Zweiter Richtungsvektor des Balkenelements im globalen Koordinatensystem	-
$\mathbf{r}_3$	Dritter Richtungsvektor des Balkenelements im globalen Koordinatensystem	-

$r_A$	Minimaler relativer Flächenanteil der neu entstehenden Zellen bei LINDENMAYER-Zellsystemen	-
$r_V$	Nasenradius	-
$R$	Reichweite	km
$R_A$	Auslegungsreichweite	km
$R_{DE}$	Rekombinationskonstante	-
$R_s$	Spezifische Gaskonstante von Luft	J/(kg K)
$R_S$	Druckfestigkeit	MPa
$R_Z$	Zugfestigkeit	MPa
$Re$	REYNOLDS-Zahl	-
$Re_{HLW}$	REYNOLDS-Zahl am Höhenleitwerk	-
$Re_{krit}$	Kritische REYNOLDS-Zahl	-
$Re_{\theta}$	Auf Impulsverlustdicke bezogene REYNOLDS-Zahl	-
$RF$	Reservefaktor	-
$RF_I$	Reservefaktor der maximalen Normalspannung	-
$RF_{II}$	Reservefaktor der minimalen Normalspannung	-
$s$	Dimensionslose Laufkoordinate	-
$s^*$	Normierte Laufkoordinate	-
$s_t^*$	Normierte Koordinate einer Stützstelle zur Dickendefinition	-
$S_{üG}$	Flugstrecke über Grund	km
$S_{üG,ges}$	Gesamtflugstrecke über Grund	km
$S_{üG,Reiseflug}$	Reiseflugstrecke über Grund	km
$S_{üG,Sinkflug}$	Sinkflugstrecke über Grund	km
$S_{üG,Steigflug}$	Steigflugstrecke über Grund	km
$S$	Flügelfläche	m <sup>2</sup>
$S_{CST}$	Formfunktion der CST Parametrisierung	-
$S_{HLW}$	Höhenleitwerksfläche	m <sup>2</sup>
$t$	Zeit	s
$\mathbf{t}$	Vektor der Temperaturlasten / Aktuierungsgrade	K
$t_{af}$	Profildicke	-
$t_{af,min}$	Minimal geforderte Profildicke	-
$t_e$	Elementdicke	mm
$t_{ges}$	Gesamtflugzeit	s
$t_s$	Dicke der Flügelaußenhaut	mm
$t_{s,innen}$	Dicke der Innenstruktur	mm
$T$	Temperatur / Aktuierungsgrad	K
$\mathbf{T}$	Transformationsmatrix für Elementsteifigkeitsmatrix	-
$\Delta T$	Temperaturdifferenz	K
$u$	Verschiebung	mm
$\mathbf{u}$	Verschiebungsvektor	mm
$\mathbf{u}_{Akt}$	Vektor der Verschiebungen infolge Aktuatorkräfte	mm
$\mathbf{u}_{k_a}$	Verschiebungsvektor des abhängigen Knotens	mm
$\mathbf{u}_{k_t}$	Verschiebungsvektor des projizierten Knotens	mm
$\mathbf{u}_{k_{el}}$	Verschiebungsvektor des ersten unabhängigen Knotens	mm

$\mathbf{u}_{k_{i2}}$	Verschiebungsvektor des zweiten unabhängigen Knotens	mm
$v$	Strömungsgeschwindigkeit / Fluggeschwindigkeit	m/s
$\mathbf{v}$	Geschwindigkeitsvektor	m/s
$u_{BG}$	Index des Startpunkts des Segments eines zweidimensionalen Graphen	-
$v_{LOF}$	Abhebegeschwindigkeit	m/s
$v_{TAS}$	Wahre Fluggeschwindigkeit	m/s
$w$	Straffaktor	-
$w_{BG}$	Index des Endpunkts des Segments eines zweidimensionalen Graphen	-
$w_{CST}$	Wichtungsfaktor der CST Parametrisierung	-
$w_F$	Straffaktor bei fehlerhafter aero-struktureller Analyse	-
$w_P$	Straffaktor bei unzulässiger Profilkontur	-
$w_R$	Straffaktor bei nicht konvergierter aerodynamischer Berechnung	-
$w_{seg}$	Tiefe des Flügelsegments	mm
$W_{Akt}$	Aktuierungsenergie	J
$W_{ges}$	Gesamtdehnungsenergie über Flugmission	J
$W_{tot}$	Gesamtdehnungsenergie	J
$\mathcal{W}_{POD}$	Modale Energie der Singulärwertzerlegung (POD)	-
$x$	Kartesische Koordinate	-
$\mathbf{x}$	Ortsvektor	-
$\hat{x}$	Entwurfsvariable	-
$\mathbf{x}^{ind}$	Vektor der Entwurfsvariablen eines Individuums der Evolutionären Algorithmen	-
$x^*$	Normierte $x$ -Koordinate	-
$\mathbf{x}_{af}$	Vektor der $x$ -Koordinaten der Profile der <i>PODFoil</i> Profilparametrisierung	-
$x_{BG}$	$x$ -Koordinate des Punkts eines zweidimensionalen Graphen	-
$x_{BG}^*$	Normierte $x$ -Koordinate des Punkts eines zweidimensionalen Graphen	-
$x_{BG,max}$	Maximale $x$ -Koordinate des begrenzenden Rechtecks für die Bijektive Graphbeschreibung	-
$x_{BG,min}$	Minimale $x$ -Koordinate des begrenzenden Rechtecks für die Bijektive Graphbeschreibung	-
$x_c$	Wölbungsrücklage	-
$\mathbf{x}_{k,1}$	Ortsvektor des ersten Knotens des Balkenelements im globalen Koordinatensystem	-
$\mathbf{x}_{k,2}$	Ortsvektor des zweiten Knotens des Balkenelements im globalen Koordinatensystem	-
$x_M$	$x$ -Koordinate des Mittelpunkts einer Moving Morphable Component	-
$x_t$	Dickenrücklage	-
$\mathbf{x}_{trans}$	Position des Transitionspunkts	-

$x_V^*$	Normierte $x$ -Koordinate des Ausgangspunkts eines VORONOI-Diagramms	-
$\Delta x_F$	Horizontaler Abstand des aerodynamischen Zentrums des Flügels zum Flugzeugschwerpunkt	m
$\Delta x_{HLW}$	Horizontaler Abstand des aerodynamischen Zentrums des Höhenleitwerks zum Flugzeugschwerpunkt	m
$y$	Kartesische Koordinate	-
$\mathbf{y}$	Vektor der $y$ -Koordinaten eines Profils	-
$\hat{y}$	Entwurfsvariable	-
$\tilde{y}$	Koordinate in Grenzschicht senkrecht zur Stromrichtung	-
$\tilde{\mathbf{y}}$	Mittels <i>PODFoil</i> Profilparametrisierung approximierter Vektor der $y$ -Koordinaten eines Profils	-
$\hat{\mathbf{y}}$	Mittels <i>PODFoil</i> Profilparametrisierung interpolierter Vektor der $y$ -Koordinaten eines Profils	-
$y^*$	Normierte $y$ -Koordinate	-
$\mathbf{y}^{ind}$	Vektor der Entwurfsvariablen eines Individuums der Evolutionären Algorithmen	-
$y_{BG}$	$y$ -Koordinate des Punkts eines zweidimensionalen Graphen	-
$y_{BG}^*$	Normierte $y$ -Koordinate des Punkts eines zweidimensionalen Graphen	-
$y_{BG,max}$	Maximale $y$ -Koordinate des begrenzenden Rechtecks für die Bijektive Graphbeschreibung	-
$y_{BG,min}$	Minimale $y$ -Koordinate des begrenzenden Rechtecks für die Bijektive Graphbeschreibung	-
$y_c$	Wölbung	-
$y_M$	$y$ -Koordinate des Mittelpunkts einer Moving Morphable Component	-
$y_t$	Halbe maximale Profildicke	-
$y_V^*$	Normierte $y$ -Koordinate des Ausgangspunkts eines VORONOI-Diagramms	-
$\Delta y_H$	Halbe Profildicke an der Profilhinterkante	-
$\mathbf{Y}$	Matrix der $y$ -Koordinaten der Ausgangsprofile für <i>PODFoil</i> Profilparametrisierung	-
$z$	Kartesische Koordinate	-
$\Delta z_F$	Vertikaler Abstand des aerodynamischen Zentrums des Flügels zum Flugzeugschwerpunkt	m
$\Delta z_{HLW}$	Vertikaler Abstand des aerodynamischen Zentrums des Höhenleitwerks zum Flugzeugschwerpunkt	m
$\Delta z_{TW}$	Vertikaler Abstand des Triebwerks zum Flugzeugschwerpunkt	m

---

Griechische Symbole	Bedeutung	Einheit
$\alpha$	Anstellwinkel	°
$\alpha_H$	Wölbungswinkel an der Profilhinterkante	°
$\alpha_{\max}$	Maximal zulässiger Anstellwinkel	°
$\alpha_t$	Thermische Wirbeldiffusivität	kg/(m s)
$\alpha_T$	Wärmeausdehnungskoeffizient	K <sup>-1</sup>
$\alpha_{\text{Ziel}}$	Zielanstellwinkel	°
$\beta_H$	Halber Öffnungswinkel der Profilhinterkante	°
$\gamma$	Steigwinkel	°
$\gamma_{HK}$	Öffnungswinkel der Profilhinterkante	°
$\gamma_{\text{Int}}$	Intermittenz	-
$\gamma_{\text{Reiseflug}}$	Steigwinkel während Reiseflug	°
$\gamma_{\text{Sinkflug}}$	Steigwinkel während Sinkflug	°
$\gamma_{\text{Steigflug}}$	Steigwinkel während Steigflug	°
$\gamma_V$	Wölbungswinkel an der Profilvorderkante	°
$\delta$	Grenzschichtdicke	m
$\delta^*$	Verdrängungsdicke	m
$\Delta\alpha$	Inkrement des Anstellwinkels	°
$\epsilon$	Dehnungsvektor	-
$\epsilon_{\text{Akt}}$	Aktuatordehnung	-
$\epsilon_t$	Isotrope Dissipationsrate	m <sup>2</sup> /s <sup>3</sup>
$\epsilon_u$	Abbruchkriterium bezüglich maximaler betragsmäßiger relativer Änderung der Knotenverschiebung	-
$\zeta$	Dimensionslose Profilkordinate für CST Parametrisierung	-
$\zeta_H$	Dimensionslose halbe Profildicke der CST Parametrisierung	-
$\eta$	Dynamische Viskosität	kg/(m s)
$\eta_k$	Klappenwinkel	°
$\Theta$	Impulsverlustdicke	m
$\Theta_M$	Rotationswinkel einer Moving Morphable Component	°
$\kappa$	Isentropenexponent von Luft	-
$\lambda$	Eigenwert	-
$\lambda_{EA}$	Anzahl Kinderindividuen der Evolutionären Algorithmen	-
$\Lambda$	Flügelstreckung	-
$\mathbf{A}$	Transformationsmatrix für Knotenverschiebungen vom globalen in das Elementkoordinatensystem	-
$\mu_{EA}$	Anzahl Elternindividuen / Populationsgröße der Evolutionären Algorithmen	-
$\mu_{\text{seg}}$	Normierte Masse des Flügelsegments	kg/m
$\nu$	Kinematische Viskosität	m <sup>2</sup> /s
$\nu_{Al}$	Querkontraktionszahl von Aluminium	-
$\nu_t$	Turbulente kinematische Wirbelviskosität	m <sup>2</sup> /s
$\xi$	Dimensionslose Koordinate	-
$\xi_a$	Position des abhängigen Knotens	-

$\xi_u$	Position des projizierten Knotens	-
$\varrho$	Luftdichte	kg/m <sup>3</sup>
$\varrho_{Al}$	Dichte von Aluminium	kg/m <sup>3</sup>
$\sigma$	Normalspannung	MPa
$\boldsymbol{\sigma}$	Spannungsvektor	MPa
$\sigma_{ES}$	Mutationsschrittgröße	-
$\sigma_{x^e,F}$	Zugspannung im Balkenelement	MPa
$\sigma_{x^e,F,therm}$	Thermomechanische Zugspannung im Balkenelement	MPa
$\sigma_{x^e,F,total}$	Gesamtzugspannung im Balkenelement	MPa
$\sigma_{x^e,M_y^e}$	Normalspannung im Balkenelement resultierend aus dem Biegemoment um die $y$ -Achse des Elements	MPa
$\sigma_{x^e,M_z^e}$	Normalspannung im Balkenelement resultierend aus dem Biegemoment um die $z$ -Achse des Elements	MPa
$\Sigma$	Alphabet der LINDENMAYER-Zellsysteme	-
$\tau$	Schubspannung	MPa
$\tau_{Turb}$	Turbulenzniveau	-
$\varphi$	Rotatorischer Freiheitsgrad	-
$\varphi_1$	Kleinsten Innenwinkel der ersten neu entstehenden Zelle bei Zellteilung eines LINDENMAYER-Zellsystems	°
$\varphi_2$	Kleinsten Innenwinkel der zweiten neu entstehenden Zelle bei Zellteilung eines LINDENMAYER-Zellsystems	°
$\varphi_{25}$	Pfeilwinkel	°
$\varphi_{min}$	Mindestinnenwinkel bei Zellteilung eines LINDENMAYER-Zellsystems	°
$\Phi_{MMC}$	Geometriefunktion der Moving Morphable Component	-
$\tilde{\Phi}_{MMC}$	Geometriefunktion der Moving Morphable Component mit Deckelung negativer Werte auf Null	-
$\chi$	Dimensionslose Profilkordinate für CST Parametrisierung	-
$\Psi$	Lokaler Winkel der Profilkontur	°
$\omega$	Axiom der LINDENMAYER-Zellsysteme	-
$\omega_t$	Spezifische turbulente Dissipationsrate	1/s
$\Omega$	Rechengebiet	-
$\Omega^e$	Teilgebiet eines Finiten Elements	-

Indizes	Bedeutung
0	Referenzgröße/Initialwert
$FC$	Bezüglich des Flugzustands $FC$
FEM	Berechnet mittels Finiten Elemente Methode
$i$	Zählindex
ISA	Gemäß der Internationalen Standardatmosphäre
$j$	Zählindex
$k$	Zählindex
laminar	Bezogen auf laminare Umströmung

---

max	Maximum
min	Minimum
o	Bezüglich der Profilerseite
ref	Referenzwert
tr	Bezogen auf Transitionsunkt
turbulent	Bezogen auf turbulente Umströmung
u	Bezüglich der Profilerseite
x	Bezogen auf kartesische Koordinate $x$
$x^e$	Bezogen auf Elementkoordinate $x^e$
y	Bezogen auf kartesische Koordinate $y$
z	Bezogen auf kartesische Koordinate $z$
–	Bezogen auf negatives Inkrement
+	Bezogen auf positives Inkrement
$\infty$	Bezogen auf die Anströmung

---

Hochgestellte Zeichen	Bedeutung
e	Bezogen auf Elementkoordinatensystem
i	Zählvariable
j	Zählvariable
k	Zählvariable

---

Sonstige Symbole	Bedeutung
$\dot{x}$	Zeitableitung der Variablen $x$

---

Abkürzungen	Bedeutung
ADIF	Leitkonzept Adaptiver Flügel
AFRL	Air Force Research Laboratory – <i>Forschungsinstitut der US-amerikanischen Luftstreitkräfte</i>
ATR	Avions de transport régional – <i>Französisch-italienischer Flugzeughersteller</i>
BADA	Base of Aircraft Data – <i>Datenbasis zur Modellierung von Flugzeugleistungsparametern der Europäischen Organisation zur Sicherung der Luftfahrt EUROCONTROL</i>
BG	Bijektive Graphbeschreibung
BPARSEC	BÉZIER-PARSEC Methode – <i>Methode zur Profilparametrisierung</i>
CFD	Computational Fluid Dynamics – <i>Numerische Strömungsmechanik</i>
COMAC	Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd. – <i>Chinesischer Flugzeughersteller</i>
COVID-19	Coronavirus disease 2019 – <i>Coronavirus-Krankheit-2019</i>

CST	Class-Shape Transformation – <i>Methode zur Profilparametrisierung</i>
CST6	Class-Shape Transformation mit 6 Parametern
CST10	Class-Shape Transformation mit 10 Parametern
CST20	Class-Shape Transformation mit 20 Parametern
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency – <i>Forschungsbehörde des US-amerikanischen Verteidigungsministeriums</i>
DE	Differentielle Evolution
ES	Evolutionsstrategien
FE(M)	Finite Elemente (Methode)
FGL	Formgedächtnislegierung
GA	Genetische Algorithmen
Ganzz.	Ganzzahl
Geom.	Geometrisch
Gleitk.	Gleitkommazahl
GPARSEC	Generalized PARSEC – <i>Methode zur Profilparametrisierung</i>
HLW	Höhenleitwerk
HSNLF	High Speed Natural Laminar Flow – <i>Natürliche laminare Hochgeschwindigkeitsströmung</i>
ICAC	Initial Cruise Altitude Capability – <i>Fähigkeit zum Erreichen einer Mindeststeigrate auf der Ausgangsreise Flughöhe</i>
ID	Identifikator
IGP	Improved Geometric Parameter Airfoil Parameterization – <i>Methode zur Profilparametrisierung</i>
Ind.	Individuum
ISA	Internationale Standardatmosphäre
LM	LINDENMAYER-Zellsystem
MADCAT	Mission Adaptive Digital Composite Aerostructure Technologies – <i>Technologiekonzept der NASA für formveränderliche Flügel</i>
MAV	Micro Aerial Vehicle – <i>Unbemanntes Luftfahrzeug sehr geringer Größe</i>
MEO	Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung
MMC	Moving Morphable Component – <i>Komponente zur Geometriebeschreibung</i>
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics – <i>Ehemalige US-amerikanische Forschungsinstitution für Luftfahrt</i>
NASA	National Aeronautics and Space Administration – <i>US-amerikanische Bundesbehörde für Luft- und Raumfahrt</i>
NLF	Natural Laminar Flow – <i>Natürliche laminare Strömung</i>
NOVEMOR	Novel Air Vehicle Configuration: From Fluttering Wings to Morphing Flight – <i>Europäisches Forschungsverbundprojekt</i>
NSGA-II	Nondominated Sorting Genetic Algorithm – <i>Genetischer Algorithmus für Mehrzieloptimierungsprobleme</i>
NURBS	Nicht-uniforme rationale B-Splines
POD	Proper Orthogonal Decomposition – <i>Singulärwertzerlegung</i>
PODFoil6	PODFoil Parametrisierung mit 6 Parametern
PODFoil10	PODFoil Parametrisierung mit 10 Parametern
PODFoil20	PODFoil Parametrisierung mit 20 Parametern

---

RANS	REYNOLDS-Averaged NAVIER-STOKES – <i>REYNOLDS-gemittelte NAVIER-STOKES Gleichungen</i>
SARISTU	Smart Intelligent Aircraft Structures – <i>Europäisches Forschungsverbundprojekt</i>
SC	Supercritical – <i>Superkritisch</i>
SIMP	Solid Isotropic Material with Penalization – <i>Methode zur Topologieoptimierung</i>
SST	Shear Stress Transport – <i>Turbulenzmodell</i>
SUGAR	Subsonic Ultra Green Aircraft Research – <i>Flugzeugkonzept eines zukünftigen subsonischen Verkehrsflugzeugs</i>
UAV	Unmanned Aerial Vehicle – <i>Unbemanntes Luftfahrzeug</i>
UIUC	University of Illinois at Urbana-Champaign – <i>Universität von Illinois in Urbana und Champaign</i>
US	United States – <i>Vereinigte Staaten von Amerika</i>
VD	VORONOI-Diagramm

---